

УДК 531.768

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771472024307701>М. Г. Черняк¹, к.т.н., доцент, М. П. Лесюк², PhD студент**МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ МЕТОДУ АВТОКОМПЕНСАЦІЇ
ІНСТРУМЕНТАЛЬНИХ ПОХИБОК АКСЕЛЕРОМЕТРІВ
В ІНЕРЦІАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМАХ
КРЕЙСЕРСЬКОГО РУХОМОГО ОБ'ЄКТУ****Ua**

Інструментальні адитивні похибки інерціальних датчиків призводить до значного накопичення навігаційних похибок за короткий час. Основним методом боротьби з цими похибками традиційно є використання допоміжних джерел навігаційної інформації. Проте, для збільшення часу автономної навігації залишається єдиний шлях – використання більш дорогих та точних датчиків. Ця робота присвячена математичній моделі методу автокомпенсації інструментальних похибок акселерометрів інерціальних навігаційних систем, що сприяє підвищенню точності інерціального визначення координат за допомогою акселерометрів за тривалий час автономної роботи. Пропонується постійне обертання платформи з відомою кутовою швидкістю, на яку встановлені акселерометри. Це дозволяє модулювати інструментальну адитивну похибку акселерометрів та зменшити навігаційні похибки. Аналітичні викладки демонструють зростання ефективності цього методу зі збільшенням часу автономної роботи системи. Експерименти, проведені на встановленому на поворотний

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського² КПІ ім. Ігоря Сікорського

стіл блоці MEMS акселерометрів, підтверджують ці висновки.

En

Instrumental additive errors of inertial sensors lead to a significant accumulation of navigation errors in a short period of time. The main method of dealing with these errors has traditionally been to use auxiliary sources of navigation information. However, the only way to increase the autonomous navigation time is to use more expensive and more accurate sensors. This paper is devoted to the mathematical model of the method of auto-compensation of instrumental errors of accelerometers of inertial navigation systems, which helps to improve the accuracy of inertial coordinate determination using accelerometers for a long battery life. The platform is offered to rotate continuously with a known angular velocity to which the accelerometers are set. This allows the instrumental additive error of the accelerometers to be modulated and navigation errors to be reduced. Analytical calculations show that the efficiency of this method increases with the battery life of the system. Experiments performed on a MEMS accelerometer unit mounted on a turntable confirm these conclusions.

Вступ

Відомо, що для крейсерського рухомого об'єкту (РО) інструментальні адитивні похибки горизонтальних акселерометрів (АК) інерціальної навігаційної системи (ІНС) є одними із основних джерел накопичення навігаційних похибок лінійної швидкості та координат [1]. Підвищення точності АК шляхом їх вдосконалення дозволяє зменшити цей недолік, проте для багатьох АК можливості такого покращення обмежені існуючими технологіями [2, 3]. Вибір АК вищого класу точності часто не є можливим.

У сучасній літературі відомий інший підхід вирішення цієї проблеми для мікромеханічних (MEMS) акселерометрів та гіроскопів низької точності. Він полягає у використанні методу модуляції інструментальних адитивних похибок АК шляхом обертання інерціального вимірювального модуля (ІВМ) навколо осі, перпендикулярної до вимірювальних осей (ВО) АК. Платформа, що забезпечує таке обертання, знаходиться всередині корпусу ІНС. Даний підхід у побудові інерціальних систем на базі MEMS АК запропонований та розглянутий в ряді робіт [4, 5].

У роботі [6] розглянуто вплив модуляції адитивної похибки АК та гіроскопів на похибку визначення траєкторії наземного транспорту. У роботі [7] запропоновано використовувати метод модуляції адитивних похибок MEMS АК для підвищення точності визначення початкових кутів орієнтації морських рухомих об'єктів. Дослідження проводилися із недорогими блоками акселерометрів та гіроскопів і показали ефективність модуляції у вирішенні поставлених задач. Робота [8] демонструє, що використання методу модуляції інструментальних адитивних похибок MEMS блоку акселерометрів та гіроскопів можливо отримати зменшення похибок визначення кутів орієнтації до 5 разів, а координат до 10 разів. Проведено порівняння ефективності методу для різних напрямків та режимів обертання [9]. Для зменшення навігаційних похибок визначення координат крейсерсько-

го РО найефективнішою є схема обертання блоку МЕМС акселерометрів і гіроскопів у площині горизонту.

У роботі [10] розглянута задача покращення точності вимірювань БНС за допомогою нової схеми ротаційної модуляції для швидкісних об'єктах, що швидко обертаються. Авторам за допомогою нової схеми ротації вдалося досягти покращення точності позиціонування на більш ніж 56%. У роботі [11] розглянутий підхід до схеми модуляції адитивних похибок, який не потребує наявності точного механізму обертання або вимірювання кутів.

Результати наведених вище досліджень доводять перспективність обраного шляху. Однак більшість експериментів проводилися із МЕМС ІВМ низької та середньої точності за невеликий час автономної роботи. За необхідності застосування таких МЕМС ІВМ в автономних системах із часом автономної роботи більше 30 хв. такий шлях зменшення навігаційної похибки на нашу думку є доцільним і представлений у даній роботі.

Постановка задачі

Відомо, що адитивні похибки інерціального визначення лінійної швидкості Δ_{v0} та координат Δ_{s0} крейсерського РО у першому наближенні формуються шляхом відповідно інтегрування та подвійного інтегрування інструментальних адитивних похибок Δ_{a0} горизонтальних АК його ІНС.

Для формування мети статті розглянемо два випадки, коли інструментальна адитивна похибка АК є сталою за часом.

$$\Delta_{a0}(t) = \text{const} \quad (1)$$

та гармонійною:

$$\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \sin(\omega t); \quad (2)$$

$$\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \cos(\omega t). \quad (3)$$

Перший та другий інтеграли виразів (1) та (2), (3) наведені у табл. 1.

Таблиця 1.

Адитивні похибки лінійної швидкості та координат ІНС у залежності від виду інструментальних адитивних похибок АК

Δ	Вид адитивної похибки АК		
	(1)	(2)	(3)
Δ_{v0}	$\Delta_{a0}t$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega} - \frac{\Delta_{a0}}{\omega} \cos(\omega t)$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega} \sin(\omega t)$
Δ_{s0}	$0.5\Delta_{a0}t^2$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega} t - \frac{\Delta_{a0}}{\omega^2} \sin(\omega t)$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega^2} - \frac{\Delta_{a0}}{\omega^2} \cos(\omega t)$

Із табл. 1 бачимо, що на відміну від сталого виду адитивної похибки АК (1), у разі забезпечення її гармонійного виду (2) – (3), похибки інерціального визначення лінійної швидкості не зростають за часом, а похибки інерціального визначення координат зростають лише лінійно. Цей факт є основою працездатності методу автокомпенсації.

Метою роботи є розробка методу автокомпенсації інструментальних адитивних похибок горизонтальних АК в автономній інерціальній навігаційній системі крейсерського рухомого об'єкту шляхом формування гармонійного виду інструментальних адитивних похибок горизонтальних АК у приладовій системі координат за рахунок обертання платформи із відомою кутовою швидкістю, на яку встановлені ці АК.

Математична модель методу автокомпенсації інструментальних похибок акселерометрів в інерціальних навігаційних системах крейсерського рухомого об'єкту

Розглянемо тривісний блок акселерометрів (БА). На рис. 1 зображено розташування ВО АК відносно ортогональної декартової системи координат (СК), зв'язаної з базовими установлювальними поверхнями БА.

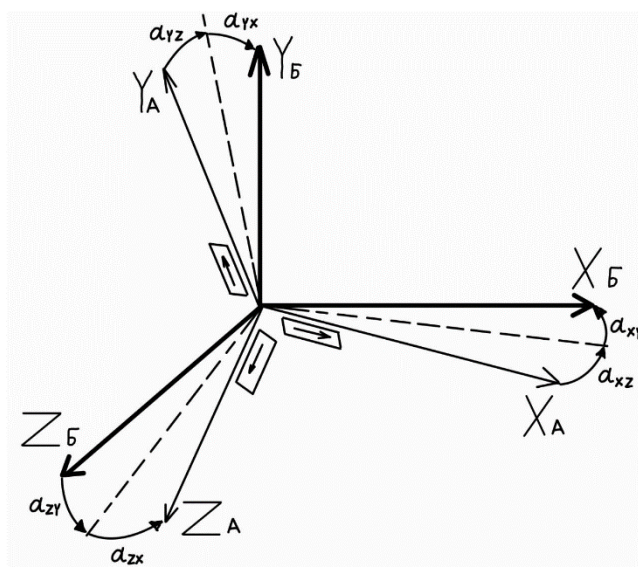


Рис. 1. $X_A Y_A Z_A$ – ВО АК; $X_B Y_B Z_B$ – ортогональна СК БА; α_{ij} – кути неортогональності ВО i акселерометра до осей j СК БА

Повна модель інструментальних похибок БА має вигляд.

$$\Delta \hat{A}_B = K_1^B A_B + K_\alpha^B A_B + K_0^B, \quad (4)$$

де $A_B = [a_{xB} \ a_{yB} \ a_{zB}]^T$ – вектор проєкцій вимірюваного лінійного прис-

корення на ВО БА; $K_1^B = \begin{bmatrix} \Delta_{1x} & 0 & 0 \\ 0 & \Delta_{1y} & 0 \\ 0 & 0 & \Delta_{1z} \end{bmatrix}$, $K_\alpha^B = \begin{bmatrix} 0 & \alpha_{xy} & \alpha_{xz} \\ \alpha_{yx} & 0 & \alpha_{yz} \\ \alpha_{zx} & \alpha_{zy} & 0 \end{bmatrix}$ – матриці

похибок масштабних коефіцієнтів та кутів неортогональності АК відповідно; $K_0^B = [\Delta_{0x} \ \Delta_{0y} \ \Delta_{0z}]^T$ – вектор адитивних похибок АК.

В ІНС похибка визначення лінійної швидкості $\Delta\hat{V}(t)$ формується шляхом інтегрування похибок АК за часом t , а похибка визначення координат $\Delta\hat{S}(t)$ – шляхом подвійного інтегрування відповідно. У першому наближенні цей процес описується наступними виразами:

$$\Delta\hat{V}(t) = \int_0^t \Delta\hat{A}_B(t) dt; \quad (5)$$

$$\Delta\hat{S}(t) = \int_0^t \int_0^t \Delta\hat{A}_B(t) dt. \quad (6)$$

Підставимо (4) у (5) і знайдемо інтеграли:

$$\Delta\hat{V}(t) = K_1^B t \Delta A_B + K_\alpha^B t \Delta A_B + K_0^B t; \quad (7)$$

$$\Delta\hat{S}(t) = K_1^B \frac{1}{2} t^2 \Delta A_B + K_\alpha^B \frac{1}{2} t^2 \Delta A_B + K_0^B \frac{1}{2} t^2. \quad (8)$$

Із формул (7), (8) бачимо, що похибки визначення лінійної швидкості пропорційні часу роботи ІНС, а похибки визначення координат пропорційні квадрату часу.

Розглянемо блок чутливих елементів ІНС із одновісною обертальною платформою (рис. 2).

Із базовими установлювальними площинами такого блока чутливих елементів зв'язана ортогональна декартова СК $X_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$, а з платформою СК $X_OY_OZ_O$. Осі X_OZ_O лежать у площині $X_{\Pi}Z_{\Pi}$. Вісь Y_O , навколо якої обертається платформа, співпадає з віссю Y_{Π} . На обертальну платформу ідеально установлений БА (Осі БА $X_B Y_B Z_B$ співпадають із осями платформи $X_O Y_O Z_O$).

Платформа обертається із заданою кутовою швидкістю ω . Кут повороту платформи в кожний момент часу вимірюється датчиком кута платформи

$$\hat{\varphi} = \varphi + \Delta\varphi, \quad (9)$$

де $\Delta\varphi \approx \text{const}$ – похибка вимірювання кута повороту, а φ – істинне значення кута повороту, що описується формулою

$$\varphi = \omega \cdot t. \quad (10)$$

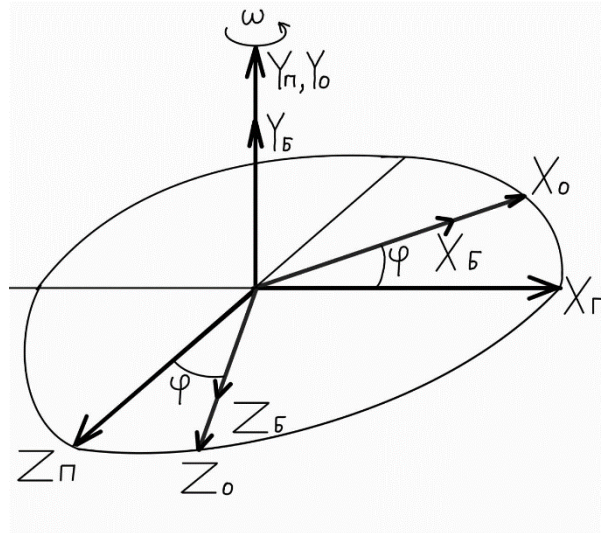


Рис. 2. $X_П Y_П Z_П$ – приладова СК; $X_О Y_О Z_О$ – обертальна СК;
 $X_Б Y_Б Z_Б$ – СК БА

Прийmemo, що вектор вимірюваного прискорення в приладовій СК має вид

$$A_П = [a_{xП} \quad a_{yП} \quad a_{zП}]^T, \quad (11)$$

де $a_{xП}, a_{yП}, a_{zП}$ - проекції вимірюваного прискорення на осі приладової СК.

Тоді вектор вимірюваного прискорення в обертальній СК (та в СК БА оскільки вони співпадають) має вид

$$A_Б = C_Б^П A_П, \quad (12)$$

де, із урахуванням (10), $C_Б^П = \begin{bmatrix} \cos \omega t & 0 & \sin \omega t \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \omega t & 0 & \cos \omega t \end{bmatrix}$ – матриця переходу із

приладової в обертальну СК.

Підставивши (12) у (4), інструментальні похибки БА в обертальній СК приймають вид

$$\Delta \hat{A}_Б = K_1^Б C_Б^П A_П + K_\alpha^Б C_Б^П A_П + K_0^Б. \quad (13)$$

Матриця перетворення із обертальної СК у приладову $(\hat{C}_Б^П)^T$, із урахуванням (9), (10) описується формулою

$$(\hat{C}_Б^П)^T = \begin{bmatrix} \cos(\omega t + \Delta\varphi) & 0 & -\sin(\omega t + \Delta\varphi) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\omega t + \Delta\varphi) & 0 & \cos(\omega t + \Delta\varphi) \end{bmatrix}. \quad (14)$$

Прийнявши $\Delta\varphi \ll 0$ спростимо вираз (13)

$$\left(\hat{C}_B^{\Pi}\right)^T = \left(C_B^{\Pi}\right)^T - \Phi, \quad (15)$$

де

$$\Phi = \begin{bmatrix} \Delta\varphi \sin \omega t & 0 & \Delta\varphi \cos \omega t \\ 0 & 0 & 0 \\ -\Delta\varphi \cos \omega t & 0 & \Delta\varphi \sin \omega t \end{bmatrix}. \quad (16)$$

Таким чином інструментальні похибки БА у приладовій СК

$$\Delta\hat{A}_{\Pi} = \left(\hat{C}_B^{\Pi}\right)^T K_1^B C A_{\Pi} + \left(\hat{C}_B^{\Pi}\right)^T K_{\alpha}^B C A_{\Pi} + \left(\hat{C}_B^{\Pi}\right)^T K_0^B. \quad (17)$$

Із (17) бачимо, що адитивні похибки БА акселерометрів, що лежать у площині обертання, набувають гармонійного вигляду в приладовій СК. Саме це приводить до автокомпенсації адитивних похибок у приладовій СК під час інтегрування виразу (17) за аналогією до (5) і (6).

Зважаючи на структуру матриці $\left(\hat{C}_B^{\Pi}\right)^T$ зазначимо, що похибка вимірювання кута повороту платформи є джерелом додаткових спотворень адитивної та мультиплікативної похибок АК у приладовій СК. За умов крейсерського РО це не так суттєво через автокомпенсацію адитивних похибок АК, однак, слід враховувати цей факт за умов не крейсерських об'єктів.

Для спрощення інтегрування, прийmemo час роботи ІНС T кратний періоду обертання платформи. Тоді вирази навігаційних похибок мають вид

$$\Delta\hat{V}_{\Pi}(T) = K_1^I(T)A_{\Pi} + K_{\alpha}^I(T)A_{\Pi} + K_0^I; \quad (18)$$

$$\Delta\hat{S}_{\Pi}(T) = K_1^{II}(T)A_{\Pi} + K_{\alpha}^{II}(T)A_{\Pi} + K_0^{II}(T). \quad (19)$$

Добутки матриць $K_1^I(T)$ і $K_1^{II}(T)$ на вектор вимірюваного прискорення A_{Π} показують залежність навігаційних похибок від мультиплікативних похибок БА у приладовій СК:

$$K_1^I(T) = \begin{bmatrix} \left(\Delta_{1x} + \Delta_{1z} - \Delta\varphi(\alpha_{zx} - \alpha_{xz})\right)\frac{1}{2}T & 0 & 0 \\ 0 & \Delta_{1y}T & 0 \\ 0 & 0 & \left(\Delta_{1x} + \Delta_{1z} - \Delta\varphi(\alpha_{zx} - \alpha_{xz})\right)\frac{1}{2}T \end{bmatrix}; \quad (20)$$

$$K_1^{II}(T) = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & \Delta_{1y}\frac{1}{2}T^2 & 0 \\ 0 & 0 & B \end{bmatrix}, \quad (21)$$

де $A = (\Delta_{1x} + \Delta_{1z} + \Delta\varphi(\alpha_{zx} - \alpha_{xz}))\frac{1}{4}T^2 - (\alpha_{xz} + \alpha_{zx} + \Delta\varphi(\Delta_{1x} - \Delta_{1z}))\frac{1}{4\omega}T$;

$$B = (\Delta_{1x} + \Delta_{1z} + \Delta\varphi(\alpha_{zx} - \alpha_{xz}))\frac{1}{4}T^2 + (\alpha_{xz} + \alpha_{zx} + \Delta\varphi(\Delta_{1z} - \Delta_{1x}))\frac{1}{4\omega}T.$$

Бачимо, що під час обертання платформи ці складові навігаційних похибок пропорційні часу та квадрату часу (як і у випадку (7), (8)).

Добутки матриць $K_{\alpha}^I(T)$ і $K_{\alpha}^{II}(T)$ на вектор вимірюваного прискорення A_{II} показують залежність навігаційних похибок від кутів неортогональності БА у приладовій СК:

$$K_{\alpha}^I(T) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & (\alpha_{xz} - \alpha_{zx} - \Delta\varphi(\Delta_{1x} + \Delta_{1z}))\frac{1}{2}T \\ 0 & 0 & 0 \\ (\alpha_{zx} - \alpha_{xz} + \Delta\varphi(\Delta_{1x} + \Delta_{1z}))\frac{1}{2}T & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$K_{\alpha}^{II}(T^2) = \begin{bmatrix} 0 & (\alpha_{zy} + \Delta\varphi\alpha_{zy})\frac{1}{\omega}T & C \\ \alpha_{yz}\frac{1}{\omega}T & 0 & \alpha_{yx}\frac{1}{\omega}T \\ D & (\alpha_{xy} + \Delta\varphi\alpha_{xy})\frac{1}{\omega}T & 0 \end{bmatrix}, \quad (23)$$

де $C = (\alpha_{xz} - \alpha_{zx} + \Delta\varphi(\Delta_{1x} + \Delta_{1z}))\frac{1}{4}T^2 + (\Delta_{1x} - \Delta_{1z} + \Delta\varphi(\alpha_{xz} + \alpha_{zx}))\frac{1}{4\omega}T$;

$$D = (\alpha_{zx} - \alpha_{xz} - \Delta\varphi(\Delta_{1x} + \Delta_{1z}))\frac{1}{4}T^2 + (\Delta_{1x} - \Delta_{1z} + \Delta\varphi(\alpha_{xz} + \alpha_{zx}))\frac{1}{4\omega}T.$$

Ті складові, що залежать від значення проекції вектора вимірюваного прискорення на вісь обертання, зростають на порядок повільніше ніж у випадку (7), (8).

Такий порядок росту складових (18) – (21) за часом є наслідком присутності квадратів тригонометричних функцій у першому і другому доданках (15), інтеграли котрих зростають за часом.

Матриці $K_0^I(T)$ і $K_0^{II}(T)$ показують залежність навігаційних похибок від адитивних похибок БА в приладовій СК:

$$K_0^I = \begin{bmatrix} \frac{1}{\omega}\Delta_{0z} - \Delta\varphi\frac{1}{\omega}\Delta_{0x} & & \\ & \Delta_{0y} & \\ -\frac{1}{\omega}\Delta_{0x} - \Delta\varphi\frac{1}{\omega}\Delta_{0z} & & \end{bmatrix} \quad K_0^{II}(T) = \begin{bmatrix} \Delta_{0z}\frac{1}{\omega}T - \Delta\varphi\Delta_{0x}\frac{1}{\omega}T & & \\ & \Delta_{0y} & \\ -\Delta_{0x}\frac{1}{\omega}T - \Delta\varphi\Delta_{0z}\frac{1}{\omega}T & & \end{bmatrix} \quad (24)$$

Похибка визначення лінійної швидкості не зростає за часом, а координати зростають лінійно. Також ці похибки обернено пропорційні значенню кутової швидкості обертання платформи.

Розглянемо ідеальний випадок застосування методу коли кути неортогональності $\alpha_{ij} = 0$, а похибка вимірювання кута повороту відсутня $\Delta\varphi = 0$. Тоді матриці (20) – (24) значно спрощуються і навігаційні похибки приймають вид:

$$\Delta\hat{V}_{II}(T) = \begin{bmatrix} \left(\Delta_{1x} + \Delta_{1z}\right)\frac{1}{2}T & 0 & 0 \\ 0 & \Delta_{1y}T & 0 \\ 0 & 0 & \left(\Delta_{1x} + \Delta_{1z}\right)\frac{1}{2}T \end{bmatrix} A_{II} + \begin{bmatrix} \frac{1}{\omega}\Delta_{0z} \\ \Delta_{0y} \\ -\frac{1}{\omega}\Delta_{0x} \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$\Delta\hat{S}_{II}(T) = \begin{bmatrix} \left(\Delta_{1x} + \Delta_{1z}\right)\frac{1}{4}T^2 & 0 & 0 \\ 0 & \Delta_{1y}\frac{1}{2}T^2 & 0 \\ 0 & 0 & \left(\Delta_{1x} + \Delta_{1z}\right)\frac{1}{4}T^2 \end{bmatrix} A_{II} + \begin{bmatrix} \Delta_{0z}\frac{1}{\omega}T \\ \Delta_{0y} \\ -\Delta_{0x}\frac{1}{\omega}T \end{bmatrix} \quad (26)$$

Аналіз виразів (25), (26) у порівнянні з (7), (8) наглядно показує істотне зменшення впливу адитивних похибок горизонтальних АК за часом на навігаційні похибки визначення швидкості і координат і разі застосування методу, а також те, що метод ніяк не допомагає зменшити вплив мультиплікативних похибок АК.

Експериментальна перевірка методу автокомпенсації інструментальних адитивних похибок горизонтальних акселерометрів

Об'єктом експерименту є ІНС із обертальною платформою, що знаходиться у площині горизонту. На платформу встановлено два горизонтальні. Об'єкт не змінює свого положення за час експерименту тож проекції вимірюваного прискорення на його горизонтальні осі відсутні (як і в умовах крейсерського об'єкту). Таким чином результати вимірювання (РВ) горизонтальних АК вважаємо інструментальними адитивними похибками вимірювання проекцій уявного прискорення, а їх перший та другий інтеграли – навігаційними похибками визначення лінійної швидкості та координат відповідно.

Як обертальну платформу використано стенд *ACUTRONIC AC3306*, що відноситься до високоточного стендового обладнання. Стенд дозволяє відгоризонтувати обертальну платформу, а похибку вимірювання її кута

Прилади та методи контролю

повороту вважати близькою до нуля. В якості горизонтальних АК використано два акселерометричні канали IBM STIM300.

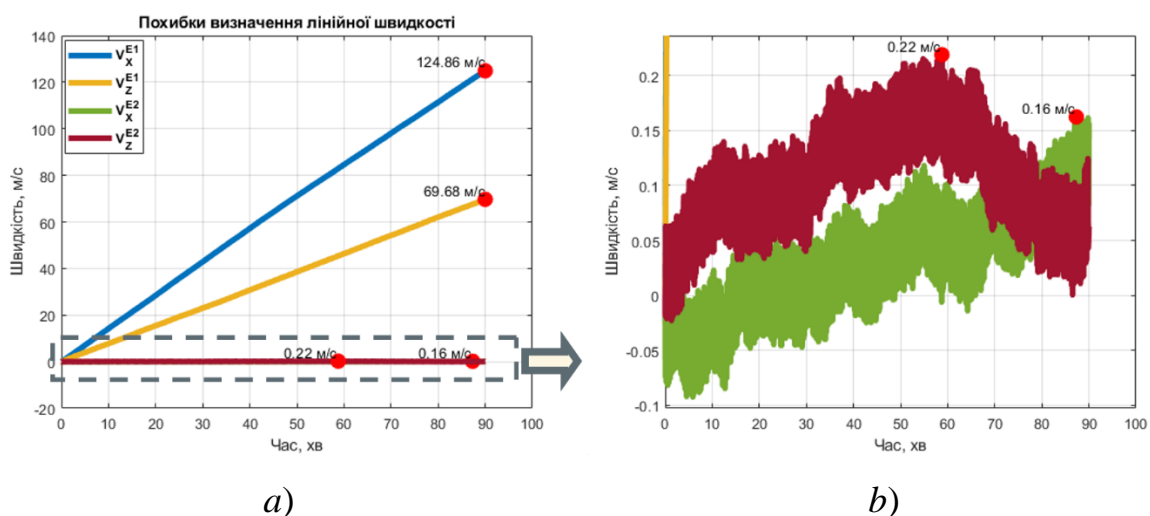
IBM відкалібрований виробником, а паспортні параметри записані у внутрішню пам'ять модуля. Він вимірює проєкції уявного прискорення на свої осі в м/с^2 та РВ його горизонтальних АК повинні наближатися до нуля. На практиці, РВ проєкцій на осі X і Z знаходяться на рівні $0,023 \text{ м/с}^2$ і $0,013 \text{ м/с}^2$. Ми припускаємо, що за час від останнього калібрування, його реальні паспортні параметри суттєво змінилися. Цей факт дозволяє вважати отримані РВ інструментальними адитивними похибками горизонтальних АК IBM $\Delta_{0x} = 0,023 \text{ м/с}^2$, $\Delta_{0z} = 0,013 \text{ м/с}^2$.

У першому режимі роботи ІНС, обертання платформи відсутнє $\omega^{E1} = 0$. У другому режимі платформа обертається із кутовою швидкістю $\omega^{E2} = 0,63 \text{ rad/c}$. Час роботи в обох режимах $t = 90 \text{ хв}$.

Аналітичні оцінки максимальних значень похибок визначення лінійної швидкості і координат отримані за виразами (7), (8) (у першому режимі роботи) та (25), (26) (у другому режимі роботи) наведені у другому і третьому стовпцях табл. 2.

Результати експериментального визначення цих похибок наведені на графіках (рис. 3), та у четвертому, п'ятому стовпцях табл. 2.

Із графіків бачимо, що застосування методу автокомпенсації значно зменшує швидкість росту навігаційних похибок за часом. Слід зазначити, що похибки визначення швидкості все ж залежать від часу, а похибки визначення координат зростають з часом нелінійно. Однією із можливих причин є те, що реальні значення кутів неортогональності та масштабних коефіцієнтів не відповідають паспортним параметрам IBM, як і у випадку з його зміщеннями нуля. Реальні значення цих параметрів нам не відомі, тому оцінити аналітично їх вплив неможливо.



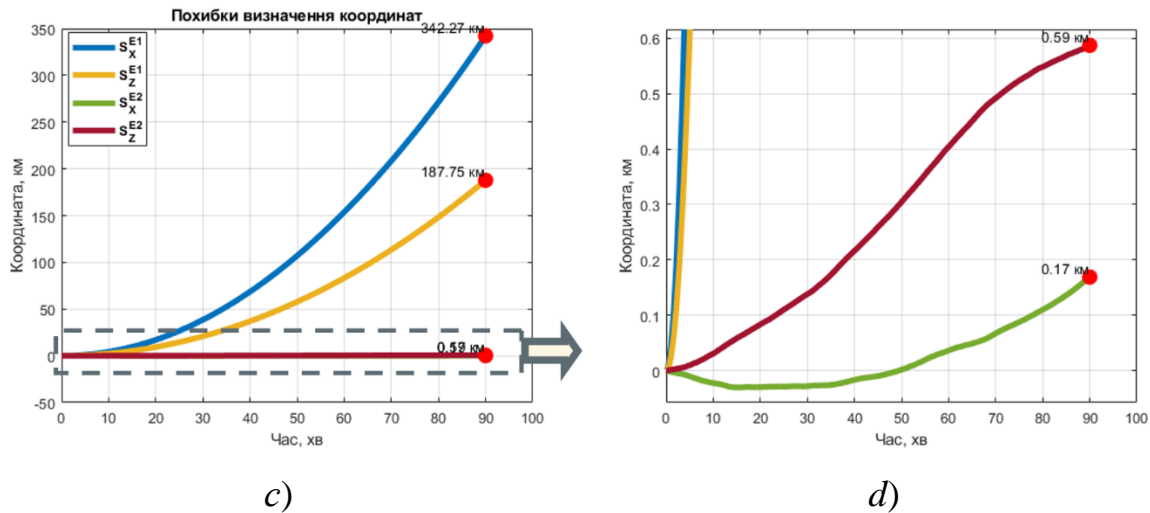


Рис. 3. Залежність похибок визначення лінійної швидкості (A , B) і координат (C , D) за часом (B , D - зменшений масштаб по осі ординат)

Другою причиною є недосконалість горизонтування обертальної платформи, через що у вихідних сигналах окрім адитивних похибок горизонтальних АК присутні РВ проєкцій прискорення вільного падіння на вимірювальні осі АК.

Не зважаючи на це, отримана математична модель дозволяє прогнозувати ефективність застосування методу автокомпенсації якщо відомі значення інструментальних адитивних похибок горизонтальних АК.

Таблиця 2.

Значення навігаційних похибок у двох режимах роботи ІНС

	Аналітична оцінка		Результати експерименту	
	Режим 1	Режим 2	Режим 1	Режим 2
$V_x, [м/с]$	124	0,02	125	0,16
$V_z, [м/с]$	70	0,04	70	0,22
$S_x, [км]$	335	0,1	342	0,2
$S_z, [км]$	190	0,2	188	0,6

Висновок

Метод автокомпенсації інструментальних адитивних похибок горизонтальних акселерометрів в автономній інерціальній навігаційній системі крейсерського рухомого об'єкту дозволяє на порядок знизити зростання похибок визначення лінійної швидкості та координат за часом. Автокомпенсація досягається шляхом формування гармонійного виду адитивних

похибок горизонтальних акселерометрів ІНС у приладовій системі координат за рахунок обертання цих акселерометрів навколо вертикальної осі. Розроблена математична модель методу показує механізм автокомпенсації інструментальних адитивних похибок акселерометрів та дозволяє аналітично оцінити похибки визначення лінійної швидкості та координат за потрібний час роботи ІНС, якщо відомі значення адитивних похибок її горизонтальних акселерометрів. Головним недоліком методу є необхідність точного вимірювання кута повороту платформи, похибка вимірювання якого є джерелом додаткових спотворень результатів вимірювання уявного прискорення в приладовій системі координат. Також метод не допомагає у питанні компенсації інструментальних мультиплікативних похибок акселерометрів. Не зважаючи на це, метод автокомпенсації має великий потенціал до застосування в навігації крейсерських об'єктів.

Список використаної літератури

1. *Britting K.* Inertial Navigation Systems Analysis. Wiley Interscience, New York. 1971.
2. *Mane Shreya.* Aspects on Aircraft Mapping and Navigation System: Theoretical Study // International Journal of Enhanced Research in Educational Development (IJERED). ISSN: 2320-8708, Vol. 11 Issue 1, Jan-Feb, 2023, pp. 286-290.
3. *Titterton D. H., Weston J. L.* Strapdown Inertial Navigation Technology. Institution of Electrical Engineers. 2009.
4. *Sun Wei, Wang Daxue, Xu Longwei, Xu Lingling.* MEMS-based rotary strapdown inertial navigation system // Measurement. Volume 46, Issue 8, 2013, Pages 2585-2596.
5. *Salman A. M., Hammad S., Maged S. A., Mahmoud M. A. E.* MEMS Gyroscope Drift Performance Enhancement using Single Axis Rotation Modulation Technique // 2022 18th International Computer Engineering Conference (ICENCO), Cairo, Egypt, 2022, pp. 74-79.
6. *Du S.* A micro-electro-mechanical-system-based inertial system with rotating accelerometers and gyroscopes for land vehicle navigation // International Journal of Distributed Sensor Networks. 2017;13(12).
7. *Huang Weiquan, Li Menghao.* A Self-Alignment Method of MEMS Biaxial Rotation Modulation Strapdown Compass for Marine Applications // IEEE Access. Vol. 7, 2019, pp. 151609-151595.
8. *Wang Xueyun, Wu Jie, Xu Tao, Wang Wei.* Analysis and Verification of Rotation Modulation Effects on Inertial Navigation System based on MEMS Sensors // The Journal of Navigation. 66, 2013, pp. 751-772.

9. *Du Shuang, Sun Wei, Gao Yang.* MEMS IMU Error Mitigation Using Rotation Modulation Technique // *Sensors.* 2016. 16(12): 2017.
10. *Jing Z., Li J., Zhang X., Feng K., Zheng T.* A Novel Rotation Scheme for MEMS IMU Error Mitigation Based on a Missile-Borne Rotation Semi-Strapdown Inertial Navigation System // *Sensors.* 2019. 19(7): 1683.
11. *Chernyak M., Kolesnyk V.* Improving Strapdown Inertial Navigation System Performance by Self-Compensation of Inertial Sensor Errors // *Transactions on Aerospace Research.* 2023;2023(4): 41-51.