

<https://doi.org/10.15407/knit2024.05.054>
УДК 531.768

Ю. Ю. ЮР'ЄВ¹, в. о. Директора-Головного конструктора
E-mail: u3@ukr.net

М. Г. ЧЕРНЯК², канд. техн. наук, доцент, доцент
ORSID: <http://orcid.org/0000-0002-3615-8745>
E-mail: chernyak_dk@ukr.net

М. П. ЛЕСЮК², магістр, аспірант
ORSID: <https://orcid.org/0009-0004-8481-8340>
E-mail: markiyanyesuyuk@outlook.com

¹ Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал»
вул. Князів Острозьких 8, Київ, Україна, 01010

² Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського»
вул. Боткіна 1, Київ, Україна, 03056

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ІНЕРЦІАЛЬНОГО ВИЗНАЧЕННЯ ГОРИЗОНТАЛЬНИХ ПРОЄКЦІЙ ЛІНІЙНОЇ ШВИДКОСТІ ТА КООРДИНАТ КРЕЙСЕРСЬКОГО РУХОМОГО ОБ'ЄКТА

Розглянуто задачу підвищення точності визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості та координат рухомого об'єкта крейсерського типу автономною інерціальною навігаційною системою, побудованою на базі акселерометрів середньої точності. Зазвичай вказані похибки такої системи збільшуються лінійно та квадратично від часу її автономної роботи. Головною причиною такого збільшення є інтегрування інструментальних адитивних похибок її горизонтальних акселерометрів. Запропоновано всередині автономної інерціальної навігаційної системи навмисно формувати гармонійний характер інструментальних адитивних похибок горизонтальних акселерометрів. Це призводить до того, що похибки визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості не збільшуються в часі при інтегруванні, а похибки координат збільшуються лише лінійно в часі при другому інтегруванні. Цей підхід сприяє підвищенню точності системи та можливості збільшення часу її автономної роботи з забезпеченням необхідної точності.

Формування гармонійних адитивних похибок горизонтальних акселерометрів пропонується виконувати шляхом обертання цих акселерометрів навколо вертикальної осі об'єкта. Отримано математичну модель визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості та координат рухомого об'єкта у випадку такого обертання акселерометрів, а також математичну модель похибок цього визначення. Ефективність запропонованого способу підвищення точності визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості та координат рухомого об'єкта, та адекватність усіх отриманих у статті математичних моделей підтверджено експериментальними дослідженнями.

Ключові слова: крейсерський рухомий об'єкт; акселерометр; інструментальна адитивна похибка; навігаційна похибка; математична модель; точність вимірювання; інтегрування; лінійна швидкість; координати.

Цитування: Юр'єв Ю. Ю., Черняк М. Г., Лесюк М. П. Підвищення точності інерціального визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості та координат крейсерського рухомого об'єкта. *Космічна наука і технологія*. 2024. 30, № 5 (150). С. 54—61. <https://doi.org/10.15407/knit2024.05.054>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Відомо, що інструментальні адитивні похибки акселерометрів (АК) інерціальних навігаційних систем (ІНС) призводять до накопичування у часі навігаційної похибки та погіршення точності розв'язків навігаційної задачі з часом. Як наслідок, час автономної роботи ІНС з заданою точністю є обмеженим [1, 2]. На сьогодні основним шляхом усунення цього недоліку ІНС, викликаного інструментальними похибками АК, є підвищення точності АК за рахунок вдосконалення технологій їхнього виготовлення. Однак для багатьох акселерометрів можливості такого підвищення їхньої точності обмежені, оскільки сучасні технології їхнього виготовлення і так доведені до дуже високого рівня [4, 5].

Тому актуальним є питання структурного підвищення точності і збільшення часу автономної роботи ІНС за рахунок зменшення впливу інструментальних адитивних похибок АК на відповідні похибки визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості та координат рухомого об'єкта.

Відомі такі спроби підвищення точності для мікроелектромеханічних акселерометрів низької точності [6, 7, 8]. В статтях пропонується використовувати техніку модуляції адитивної похибки АК шляхом його обертання навколо осі, перпендикулярної до його вимірювальної осі. При цьому АК розташовується на поворотній платформі всередині корпусу ІНС. Результати досліджень показують, що таким обертанням АК можливо модулювати їхні власні адитивні похибки та зменшувати похибки швидкості та координат в ІНС.

Для АК середньої точності такий підхід поки ще не застосовується, оскільки вони відповіда-

ють вимогам щодо точності до більшості сучасних комплексованих ІНС. У випадку необхідності застосування цих АК у автономних системах середньої точності такий шлях зменшення впливу їхніх інструментальних адитивних похибок на точність отримуваних швидкості та координат в ІНС нам видається доцільним і буде розглядатися нижче.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Нехай результат вимірювання акселерометром проєкції уявного лінійного прискорення рухомого об'єкта на його вимірювальну вісь має вигляд

$$\hat{a}_a(t) = a_{\text{ист}}(t) + \Delta_{a0},$$

де $a_{\text{ист}}$ — невідоме істинне значення проєкції лінійного прискорення на його вимірювальну вісь, Δ_{a0} — адитивна похибка вимірювання АК, t — час автономної роботи.

Відомо, що адитивні похибки визначення в автономній ІНС крейсерського рухомого об'єкта його лінійної швидкості у першому наближенні можна знайти шляхом інтегрування адитивних похибок акселерометрів, а похибки визначення координат Δ_{s0} — шляхом їхнього подвійного інтегрування [2]. Саме ці інтегрування є джерелом накопичування відповідних похибок автономної ІНС з часом.

У табл. 1 приведено необхідні математичні залежності, за якими формуються вказані похибки автономної ІНС крейсерського рухомого об'єкта (за визначений час t її роботи) для сталого у часі і гармонійного ($\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \sin \omega t$ або $\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \cos \omega t$) видів адитивної похибки АК:

$$\Delta_{a0} = \text{const},$$

$$\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \sin \omega t, \quad (1)$$

$$\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \cos \omega t. \quad (2)$$

Таблиця 1. Математичні залежності, за якими формуються похибки ІНС

Похибки ІНС	$\Delta_{a0}, \text{ м/с}^2$		
	$\Delta_{a0} = \text{const}$	$\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \sin \omega t$	$\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \cos \omega t$
$\Delta_{v0}, \text{ м/с}$	$\Delta_{a0} t$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega} - \frac{\Delta_{a0}}{\omega} \cos \omega t$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega} \sin \omega t$
$\Delta_{s0}, \text{ м}$	$0.5 \Delta_{a0} t^2$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega} t - \frac{\Delta_{a0}}{\omega^2} \sin \omega t$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega^2} - \frac{\Delta_{a0}}{\omega^2} \cos \omega t$

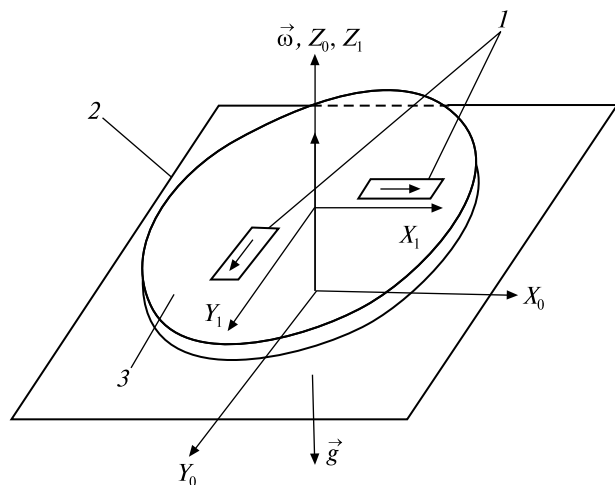


Рис. 1. Розташування АК на поворотній платформі всередині ІНС: 1 — акселерометри, 2 — корпус ІНС, 3 — поворотна платформа

Формули, наведені у таблиці, показують, що для гармонійних похибок АК виду (1) або (2) похибки визначення лінійної швидкості Δ_{v0} мають лише постійні та гармонійні складові, а похибки визначення координат Δ_{s0} містять постійні, гармонійні та лінійно зростаючі в часі складові. При цьому за визначений час t автономної роботи такої ІНС тільки похибки визначення координат будуть лінійно збільшуватися з часом, на відміну від випадку, коли адитивні похибки АК є сталими у часі, а відповідні похибки визначення в ІНС координат збільшуються у часі за квадратичним законом.

Цей факт дає можливість суттєво підвищити точність роботи автономної ІНС крейсерського рухомого об'єкта, якщо буде забезпечено всередині ІНС можливість формування адитивних похибок її АК за гармонійними формулами (1) або (2).

Тому метою статті є:

- розробка математичної моделі способу зменшення впливу адитивних похибок АК на точність визначення горизонтальної лінійної швидкості та координат в автономній ІНС, заснованого на навмисному формуванні всередині ІНС похибок гармонійного виду;

- експериментальна перевірка можливості застосування такого способу для акселерометрів середньої точності.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ

Розглянемо два акселерометри, що встановлені на приблизно горизонтальну поворотну платформу всередині ІНС (рис. 1). Прийнемо, що з корпусом ІНС зв'язана приладова система координат x_0, y_0, z_0 (збігається з системою координат рухомого об'єкта, в який встановлено ІНС), а з платформою зв'язана оберտальна система координат x_1, y_1, z_1 . При цьому вимірювальні осі АК збігаються з осями x_1, y_1 .

Для формування потрібних для застосування способу адитивних похибок акселерометрів ІНС за гармонійними формулами (1) або (2) будемо виконувати обертання платформи з АК із постійною кутовою швидкістю ω навколо її вертикальної осі z_0 .

На рис. 2 показано проєкції прискорення рухомого об'єкта на осі приладової системи координат і вимірювальної осі АК у процесі обертання. Нехай, відповідно до рис. 2, кут повороту платформи змінюється із кутовою швидкістю $\pm\omega$:

$$\phi_{\text{іст}} = \pm\omega t. \quad (3)$$

Для отримання проєкцій істинного прискорення рухомого об'єкта у приладовій системі координат будемо застосовувати виміряні давачем кута значення фактичного повороту платформи

$$\hat{\phi} = \phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}, \quad (4)$$

де $\Delta_{\phi} \approx \text{const}$ — похибка визначення кута повороту платформи.

Тоді шукані результати вимірювань мають вигляд

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_{x0} \\ \hat{a}_{y0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) & -\sin(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) \\ \sin(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) & \cos(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) \end{bmatrix} \times \\ \times \left[\begin{bmatrix} \cos\phi_{\text{іст}} & \sin\phi_{\text{іст}} \\ -\sin\phi_{\text{іст}} & \cos\phi_{\text{іст}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{x0} \\ a_{y0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta_{a0x} \\ \Delta_{a0y} \end{bmatrix} \right] \text{ при } \omega > 0, \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_{x0} \\ \hat{a}_{y0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) & \sin(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) \\ -\sin(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) & \cos(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) \end{bmatrix} \times \\ \times \left[\begin{bmatrix} \cos\phi_{\text{іст}} & -\sin\phi_{\text{іст}} \\ \sin\phi_{\text{іст}} & \cos\phi_{\text{іст}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{x0} \\ a_{y0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta_{0x} \\ \Delta_{0y} \end{bmatrix} \right] \text{ при } \omega < 0. \quad (6)$$

Прийнемо, що похибка вимірювання кута повороту ПП в (4) є малою.

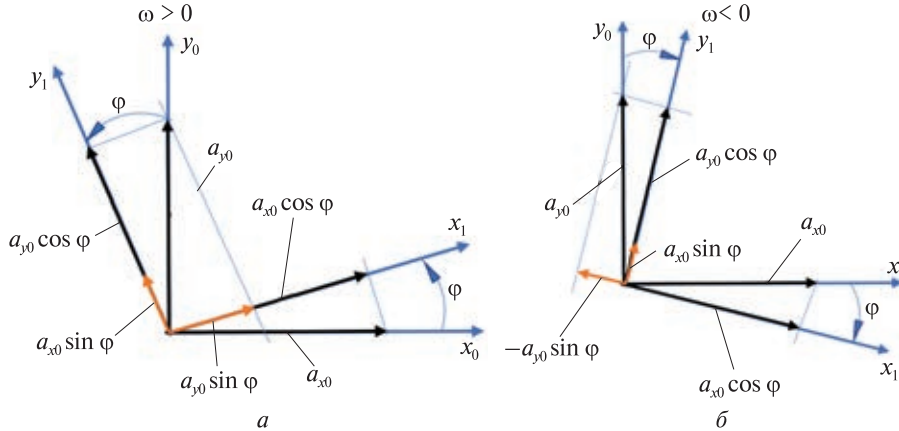


Рис. 2. Проекції прискорення рухомого об'єкта на осі приладової СК і на вимірювальній осі АК при додатній (а) і від'ємній (б) кутових швидкостях ω обертання платформи: a_{x0} , a_{y0} — проекції на осі приладової СК, $\varphi = \varphi_{ист}$ — кут повороту платформи. Проекції на вимірювальні осі АК дорівнюють: $a_{x1} = a_{x0} \cos \varphi + a_{y0} \sin \varphi$, $a_{y1} = a_{x0} \sin \varphi + a_{y0} \cos \varphi$ (для $\omega > 0$) і $a_{x1} = a_{x0} \cos \varphi - a_{y0} \sin \varphi$, $a_{y1} = a_{x0} \sin \varphi + a_{y0} \cos \varphi$ (для $\omega < 0$)

Це дозволяє спростити вирази (5) і (6):

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_{x0} \\ \hat{a}_{y0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{x0} \\ a_{y0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos(\varphi_{ист} + \Delta_\varphi) & -\sin(\varphi_{ист} + \Delta_\varphi) \\ \sin(\varphi_{ист} + \Delta_\varphi) & \cos(\varphi_{ист} + \Delta_\varphi) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Delta_{a0x} \\ \Delta_{a0y} \end{bmatrix} \quad \text{при } \omega > 0, \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_{x0} \\ \hat{a}_{y0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{x0} \\ a_{y0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos(\varphi_{ист} + \Delta_\varphi) & \sin(\varphi_{ист} + \Delta_\varphi) \\ -\sin(\varphi_{ист} + \Delta_\varphi) & \cos(\varphi_{ист} + \Delta_\varphi) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Delta_{a0x} \\ \Delta_{a0y} \end{bmatrix} \quad \text{при } \omega < 0. \quad (8)$$

З виразів (7), (8), з урахуванням виразу (3), отримуємо формули для адитивних похибок визначення проекцій лінійного прискорення рухомого об'єкта у приладовій системі координат:

$$\Delta_{0x} = \cos(\omega t + \Delta_\varphi) \Delta_{a0x} - \sin(\omega t + \Delta_\varphi) \Delta_{a0y}, \quad (9)$$

$$\Delta_{0y} = \sin(\omega t + \Delta_\varphi) \Delta_{a0x} + \cos(\omega t + \Delta_\varphi) \Delta_{a0y}. \quad (10)$$

Формули (9) і (10) є комбінаціями бажаних виразів (1) і (2) для похибок АК з табл. 1.

Проінтегруємо вирази (9), (10) за час T автономної роботи ІНС, вважаючи, що цей час кратний періоду обертання горизонтальних АК навколо вертикальної осі. В результаті отримуємо формули для похибок визначення в ІНС лінійної швидкості рухомого об'єкта:

$$\Delta V_{x0} = \Delta_{a0x} \int_0^T \cos(\omega t + \Delta_\varphi) dt -$$

$$\begin{aligned} & -\Delta_{a0y} \int_0^T \sin(\omega t + \Delta_\varphi) dt = \\ & = \frac{\Delta_{a0x}}{\omega} \sin(\omega T + \Delta_\varphi) - \frac{\Delta_{a0x}}{\omega} \sin \Delta_\varphi + \\ & + \frac{\Delta_{a0y}}{\omega} \cos(\omega T + \Delta_\varphi) - \frac{\Delta_{a0y}}{\omega} \cos \Delta_\varphi, \\ \Delta V_{y0} & = \Delta_{a0x} \int_0^T \sin(\omega t + \Delta_\varphi) dt + \\ & + \Delta_{a0y} \int_0^T \cos(\omega t + \Delta_\varphi) dt = \\ & = -\frac{\Delta_{a0x}}{\omega} \cos(\omega T + \Delta_\varphi) + \frac{\Delta_{a0x}}{\omega} \cos \Delta_\varphi + \\ & + \frac{\Delta_{a0y}}{\omega} \sin(\omega T + \Delta_\varphi) - \frac{\Delta_{a0y}}{\omega} \sin \Delta_\varphi. \quad (11) \end{aligned}$$

Після другого інтегрування отримуємо формули для визначення похибок координат в ІНС:

$$\begin{aligned} \Delta S_{x0} & = \Delta_{a0x} \int_0^T \int_0^T \cos(\omega t + \Delta_\varphi) dt - \\ & - \Delta_{a0y} \int_0^T \int_0^T \sin(\omega t + \Delta_\varphi) dt = \\ & = -\frac{\Delta_{a0x}}{\omega^2} \cos(\omega T + \Delta_\varphi) + \frac{\Delta_{a0x}}{\omega^2} \cos \Delta_\varphi + \\ & + \frac{\Delta_{a0y}}{\omega^2} \sin(\omega T + \Delta_\varphi) + \frac{\Delta_{a0y}}{\omega^2} \sin \Delta_\varphi, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta S_{y0} &= \Delta_{a0x} \int_0^T \int_0^T \sin(\omega t + \Delta_\phi) dt + \\ &+ \Delta_{a0y} \int_0^T \int_0^T \cos(\omega t + \Delta_\phi) dt = \\ &= -\frac{\Delta_{a0x}}{\omega^2} \sin(\omega T + \Delta_\phi) + \frac{\Delta_{a0x}}{\omega^2} \sin \Delta_\phi - \\ &- \frac{\Delta_{a0y}}{\omega^2} \cos(\omega T + \Delta_\phi) + \frac{\Delta_{a0y}}{\omega^2} \cos \Delta_\phi. \end{aligned} \quad (12)$$

З виразів (11), (12) бачимо, що похибки визначення в ІНС лінійної швидкості мають лише постійні та гармонійні складові, а похибки визначення координат — постійні, гармонійні та лінійно зростаючі в часі складові. Це відповідає нашим очікуванням, що представлені у третій і четвертій графах табл. 1.

Додатково зазначимо, що вид метрологічної моделі результату вимірювань акселерометрів та гіроскопів у складі автономної ІНС однаковий. При цьому у складі ІНС, як і у випадку з лінійною швидкістю, кути орієнтації рухомого об'єкта (крен, тангаж) у першому наближенні визначаються шляхом інтегрування результатів вимірювання кутової швидкості за час автономної роботи ІНС.

Виходячи з цього, при застосуванні запропонованого способу до результатів вимірювань горизонтальних гіроскопів похибки визначення в ІНС кутів тангажу і крену матимуть лише постійні та гармонійні складові, за аналогією з формулами (11) для лінійної швидкості, і не будуть зростати у часі, як це відбувається у звичайних автономних ІНС.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ПЕРЕВІРКА МОЖЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ЗАПРОПОНОВАНОГО СПОСОБУ ДЛЯ АКСЕЛЕРОМЕТРІВ СЕРЕДНЬОЇ ТОЧНОСТІ

Об'єктом експериментів є ІНС з обертальною платформою, на якій встановлено два горизонтальні акселерометри. Для імітації такої ІНС використано інерціальний вимірювальний модуль STIM300 [3], встановлений на обертальну платформу стенду ACUTRONIC AC3306, так щоб його два горизонтальні акселерометри розташовувалися відповідно до рис. 2. Проведено п'ять експериментів, з яких три основні та два додат-

кові. Метою експериментів є визначення максимальних значень похибок лінійної швидкості та координат за час автономної роботи ІНС.

В експерименті E0 час автономної роботи $t = 30$ хв, швидкість обертання платформи $\omega = 0$. (платформа не обертається, ІНС працює без застосування запропонованого способу)

В експерименті E1 час автономної роботи $t = 30$ хв, швидкість обертання платформи $\omega = 36^\circ/\text{с}$ (платформа обертається з постійною кутовою швидкістю).

В експерименті E2 час автономної роботи $t = 30$ хв, швидкість обертання платформи $\omega = \pm 36^\circ/\text{с}$ (платформа обертається з постійною кутовою швидкістю та періодично змінює напрямок свого обертання).

У кожному експерименті за результатами вимірювань АК в приладовій системі координат визначено лінійні швидкості і координати за відповідний час. Вважаючи, що поворотний стенд є нерухомим, ці результати будуть похибками визначення лінійної швидкості і координат.

На рис. 3 зображено залежності похибок визначення лінійної швидкості та координат в ІНС від часу в експериментах E0 та E1. Видно, що в експерименті E1 ці похибки збільшуються значно повільніше, ніж в експерименті E0. На рис. 4 наведені аналогічні графіки для експериментів E0 та E2.

Таблиця 2. Значення похибок лінійної швидкості та координат в ІНС за час T автономної роботи (час виконання експериментів)

Експеримент	$ \Delta V_x^{Ei} $, м/с	$ \Delta V_y^{Ei} $, м/с	$ \Delta S_x^{Ei} $, км	$ \Delta S_y^{Ei} $, км
$T = 30$ хв				
E0	43	17	38	15
E1	3	0.71	3	0.54
$n_1^{(V,S)}$	14	24	12	28
E2	1.0	1.3	1.2	0.8
$n_2^{(V,S)}$	43	13	32	19
$T = 1$ год				
E3	85	34	153	61
E4	0.8	0.6	1.3	0.8
$n_4^{(V,S)}$	106	57	118	76

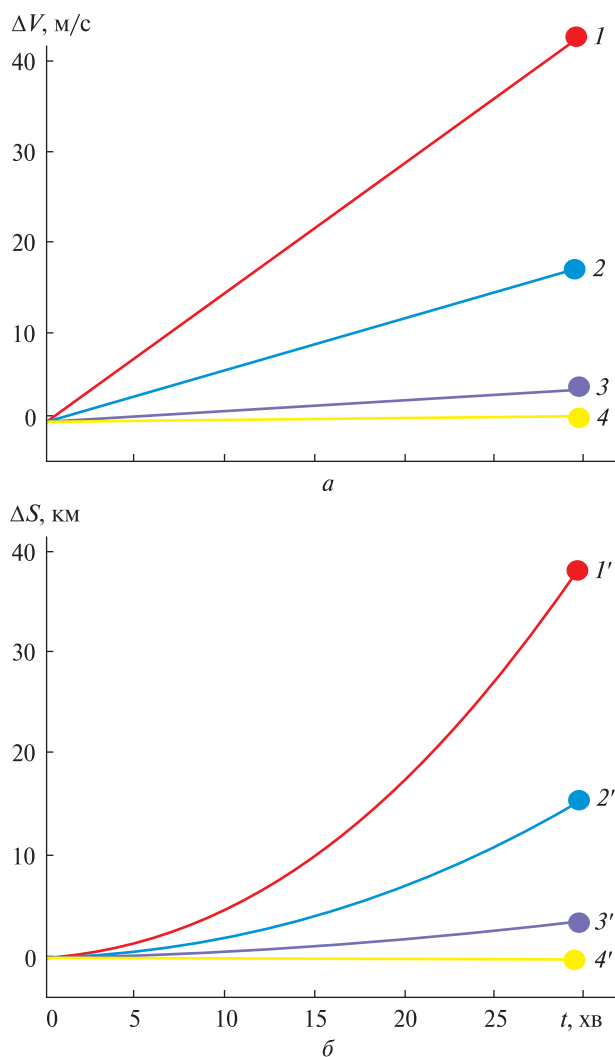


Рис. 3. Збільшення похибок визначення лінійної швидкості (a) та координат (b) в ІНС з часом в експериментах E0 та E1: 1 – $|\Delta V_x^{E0}|$, 2 – $|\Delta V_y^{E0}|$, 3 – $|\Delta V_x^{E1}|$, 4 – $|\Delta V_y^{E1}|$, 1' – $|\Delta S_x^{E0}|$, 2' – $|\Delta S_y^{E0}|$, 3' – $|\Delta S_x^{E1}|$, 4' – $|\Delta S_y^{E1}|$. Точками позначено максимальні значення похибок протягом експерименту (див. табл. 2)

Порівняємо між собою максимальні значення похибок визначення проєкцій лінійної швидкості та координат в експериментах E1, E2 з E0 (табл. 2).

Для оцінки ефективності застосованих схем обертання в експериментах використаємо два коефіцієнти зменшення впливу:

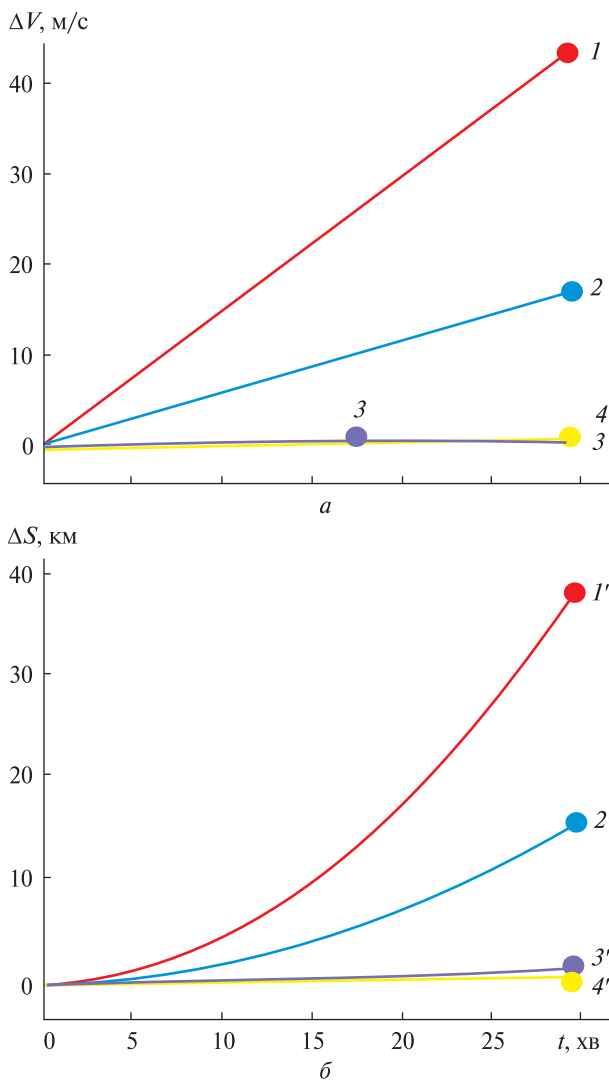


Рис. 4. Збільшення похибок визначення лінійної швидкості (a) та координат (b) в ІНС з часом в експериментах E0 та E2: 1 – $|\Delta V_x^{E0}|$, 2 – $|\Delta V_y^{E0}|$, 3 – $|\Delta V_x^{E2}|$, 4 – $|\Delta V_y^{E2}|$; 1' – $|\Delta S_x^{E0}|$, 2' – $|\Delta S_y^{E0}|$, 3' – $|\Delta S_x^{E2}|$, 4' – $|\Delta S_y^{E2}|$. Точками позначено максимальні значення похибок протягом експерименту (див. табл. 2)

$$n_i^{(V)} = \left| \frac{\Delta V^{E0}}{\Delta V^{Ei}} \right|, \quad n_i^{(S)} = \left| \frac{\Delta S^{E0}}{\Delta S^{Ei}} \right|,$$

де ΔV – похибка визначення лінійної швидкості в ІНС, ΔS – похибка визначення координат в ІНС, i – номер експерименту.

З табл. 2 бачимо, що застосування запропонованого способу зменшує похибки проєк-

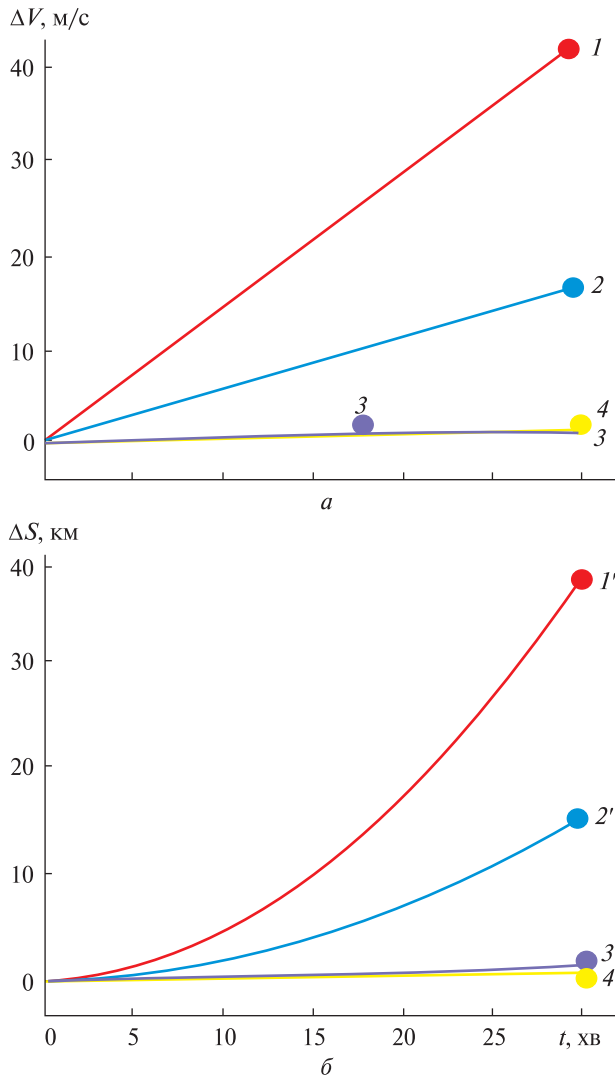


Рис. 5. Збільшення похибок визначення лінійної швидкості (а) та координат (б) в ІНС з часом в експериментах Е3 та Е4: 1 – $|\Delta V_x^{E3}|$, 2 – $|\Delta V_y^{E3}|$, 3 – $|\Delta V_x^{E4}|$, 4 – $|\Delta V_y^{E4}|$; 1' – $|\Delta S_x^{E3}|$, 2' – $|\Delta S_y^{E3}|$, 3' – $|\Delta S_x^{E4}|$, 4' – $|\Delta S_y^{E4}|$. Точками позначено максимальні значення похибок протягом експерименту (див. табл. 2)

цій лінійної швидкості та координат рухомого об'єкта, визначених в ІНС за час експериментів не менш ніж на порядок.

Для оцінки ефективності способу за більш тривалий час автономної роботи (час виконання експериментів) проведено два додаткові експерименти Е3 та Е4. Характеристики цих експериментів аналогічні до експериментів Е0 та Е2 відпо-

відно, однак час автономної роботи збільшено до $T = 1$ год. Результати цих експериментів представлені на рис. 5 і в останніх трьох рядках табл. 2.

Порівнявши між собою наведені в табл. 2 значення коефіцієнтів зменшення впливу $n_2^{(V,S)}$ та $n_4^{(V,S)}$, бачимо, що при збільшенні часу автономної роботи збільшується і ефективність застосування запропонованого способу.

ВИСНОВКИ

Математична модель (5)–(12) показує, що забезпечивши гармонійний вигляд інструментальних адитивних похибок вимірювання проекцій лінійного прискорення двома горизонтальними акселерометрами у складі ІНС, можна суттєво зменшити похибки визначення горизонтальних проекцій лінійної швидкості і координат крейсерського рухомого об'єкта шляхом інтегрування показів акселерометрів. Забезпечити потрібний для цього гармонійний вид адитивних похибок акселерометрів можна шляхом їхнього обертання навколо осі, перпендикулярної до їхніх вимірювальних осей.

Враховуючи той факт, що метрологічні моделі результатів вимірювання акселерометрів і гіроскопів в ІНС мають однаковий вигляд, запропонований спосіб можливо застосовувати і для зменшення похибок визначення кутів тангажу і крену рухомого крейсерського об'єкта.

Ефективність застосування запропонованого підходу підвищення точності горизонтальних каналів автономної ІНС зростає зі збільшенням часу її автономної роботи, оскільки при інтегруванні гармонійних виразів (9), (10) інструментальних похибок акселерометрів у приладовій системі координат ІНС, отримуємо лише постійні, гармонійні та лінійно зростаючі у часі складові похибок визначення в ІНС горизонтальних проекцій лінійної швидкості і координат рухомого об'єкта.

Застосування запропонованого способу у автономних ІНС середньої точності з акселерометрами середньої точності дозволить у складі крейсерських рухомих об'єктів суттєво (у рази, а можливо і у десятки разів) збільшити час їхньої автономної горизонтальної навігації без погіршення її точності.

У майбутньому можна розглянути розширення сфери застосування способу в автономних інерціальних системах орієнтації, системах азимутального прицілювання та курсових системах, де первинними вимірювачами є саме гіроскопи.

REFERENCES

1. Britting K. (1971). *Inertial navigation systems analysis*. New York:Wiley Interscience.
2. Meleshko V. V., Nesterenko O. I. (2011). *Strapdown inertial navigation systems*. Uchebnoe posobie. Kirovograd: POLIMED-Servis, 164 p. [in Russian].
3. STIM300. sensor.com. from <https://www.sensor.com/products/inertial-measurement-units/stim300>.
4. Shreya Mane. (2023). Aspects on Aircraft Mapping and Navigation System: *Theoretical Study*. *Int. J. Enhanced Res. in Educational Development (IJERED)*, **11**, Issue 1, 286–290.
5. Titterton D. H., Weston J. L. (2009). *Strapdown Inertial Navigation Technology*. Institution of Electrical Engineers.
6. Weiquan Huang, Menghao Li. (2019). A Self-Alignment Method of MEMS Biaxial Rotation Modulation Strapdown Compass for Marine Applications. *IEEE Access*, **7**, 151609–151595.
7. Xueyun Wang, Jie Wu, Tao Xu, Wei Wang (2013). Analysis and Verification of Rotation Modulation Effects on Inertial Navigation System based on MEMS Sensors. *J. navigation*, **66**, 751–772.
8. Yang Bo , Yang Xiaogang , Qu Geping , Wang Yongjun (2020). Accurate Integrated Navigation Method Based on Medium Precision Strapdown Inertial Navigation System. *Hindawi Mathematical Problems in Engineering Volume*, Article ID 1420393.

Стаття надійшла до редакції 11.09.2023

Після доопрацювання 01.06.2024

Прийнято до друку 10.09.2024

Received 11.09.2023

Revised 01.06.2024

Accepted 10.09.2024

Y. Y. Yuriev¹, Acting Director-General Designer

N. G. Chernyak², Ph. D. in Tech., Associate Prof., Docent

ORCID: <http://orcid.org/0000-0002-3615-8745>

E-mail: chernyak_dk@ukr.net

M. P. Lesiuk², Master of Sci. Student, Postgraduate Student

ORCID: <https://orcid.org/0009-0004-8481-8340>

E-mail: markiyalesiuk@outlook.com

¹State enterprise of Special device production “Arsenal”

8, Kniaziv Ostrozkykh Str., Kyiv, 01010 Ukraine

²National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”

1, Botkina Str., Kyiv, 03056 Ukraine

IMPROVING THE ACCURACY OF INERTIAL DETERMINATION OF HORIZONTAL PROJECTIONS OF LINEAR VELOCITY AND COORDINATES OF A CRUISING MOVING OBJECT

The paper considers the problem of improving the accuracy of determining the horizontal projections of linear velocity and coordinates of a moving cruising object by an autonomous inertial navigation system built on the basis of domestic precision navigation accelerometers.

Typically, these errors of such a system grow linearly and quadratically with the time of its autonomous operation. The main reason for this growth is the integration of instrumental additive errors of its horizontal accelerometers. It is proposed to intentionally form a harmonic character of the instrumental additive errors of horizontal accelerometers within an autonomous inertial navigation system. This leads to the fact that the errors in determining the horizontal projections of linear velocity do not increase in time during integration, and the errors in determining the coordinates increase only linearly in time during the second integration. This approach helps to improve the accuracy of the system and the possibility of increasing its autonomous operation time while ensuring the required accuracy. It is proposed to form the harmonic nature of the additive errors of horizontal accelerometers by rotating these accelerometers around the vertical axis of the object. A mathematical model for determining the horizontal projections of the linear velocity and coordinates of a moving object in the case of such a rotation of accelerometers, as well as a mathematical model of the errors of this determination, is obtained.

The effectiveness of the proposed method of improving the accuracy of determining the horizontal projections of the linear velocity and coordinates of a moving object, as well as the adequacy of all the mathematical models obtained in this paper, has been confirmed by experimental studies.

Keywords: cruising moving object, accelerometer, instrumental additive error, navigation error, mathematical model, measurement accuracy, integration, linear velocity, coordinates.