

**ТЕОРІЯ ТА ПРАКТИКА СУЧАСНОГО ПРЕЦИЗІЙНОГО
ПРИЛАДОБУДУВАННЯ**

УДК 531.383

**КАЛІБРУВАННЯ ІНЕРЦІАЛЬНО-ВИМІРЮВАЛЬНОГО МОДУЛЯ
В КРИТИЧНИХ УМОВАХ***Аврутов В. В., Позняк Д. О.**Національний технічний університет України**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна**E-mail: v.avrutov@kpi.ua*

Калібрування інерціально-вимірювального модуля (ІВМ) є важливою самостійною задачею та є найважливішим етапом підготовки до роботи платформних і безплатформних інерціальних навігаційних систем (БІНС). Традиційне калібрування ІВМ, що містить принаймні три гіроскопи й три акселерометри, проводиться в спеціалізованих випробувальних лабораторіях, вивчено досить детально. Однак, широке використання ІВМ, що використовують МЕМС датчики, які мають характерну нестабільність параметрів, призводить до необхідності проведення докалібрування ІВМ безпосередньо перед роботою БІНС у критичних або польових умовах. У таких умовах, по-перше, відсутнє необхідне для повноцінного проведення традиційного калібрування випробувальне обладнання, а по-друге, процес докалібрування обмежений за часом.

У статті було проведено дослідження щодо можливості використання методу послідовних поворотів для докалібрування ІВМ у польових умовах. За такого підходу на відміну від методу тестових поворотів немає необхідності здійснювати поворот ІВМ на 180 градусів, а досить повернути ІВМ на незначні кути. Отримано розрахункові співвідношення для визначення масштабних коефіцієнтів та нульових сигналів блоку акселерометрів для двох положень ІВМ. Проведений експеримент підтвердив справедливість отриманих розрахункових співвідношень. Крім того, описаний метод докалібрування, який дозволяє оцінити, крім масштабних коефіцієнтів і нульових сигналів, блоку акселерометрів також кути нахилу основи, на якій встановлено ІВМ. Для цього необхідно мати щонайменше п'ять різних положень ІВМ.

Крім того, розглянуто калібрування блоку гіроскопів, коли використовуються гіроскопи тактичного та навігаційного класу точності. Для гіроскопів тактичного класу точності, що виготовляються за МЕМС технологією, в польових умовах визначаються нульові сигнали, які не стабільні від пуску до пуску. Для калібрування блоку гіроскопів навігаційного класу точності отримано алгоритми визначення нульових сигналів та масштабних коефіцієнтів, для чого використовуються ті самі два положення, в яких відбувалося калібрування блоку акселерометрів. Тобто, під час калібрування ІВМ у критичних умовах можна одночасно проводити калібрування блоку гіроскопів та блоку акселерометрів, що економить загальний час калібрування.

Ключові слова: гіроскопи; акселерометри; інерціально-вимірювальний модуль; калібрування.

Вступ

Інерціально-вимірювальний модуль (ІВМ) є основою побудови інерціальних систем орієнтації та навігації. ІВМ складається з акселерометрів і гіроскопів, кожен з яких має свої індивідуальні характеристики (параметри) у вигляді масштабного коефіцієнта, зміщення нуля, коефіцієнтів перехресного зв'язку та низки інших параметрів. Крім того, при установці чутливих елементів ІВМ через інструментальні похибки виготовлення виникають розбіжності осей чутливості елементів з базовими осями блоку. Для визначення вищезазначених параметрів виконують процедуру калібрування.

Під калібруванням розуміється визначення основних параметрів ІВМ з метою їхнього подальшого використання [1]. Калібрування може

відбуватися на виробництві або в дослідницьких лабораторіях і безпосередньо на рухомих об'єктах перед початком роботи [2]. Основним та визначальним забезпеченням точності ІВМ є калібрування на виробництві. Калібрування на рухомих об'єктах, в основному, призначено для уточнення параметрів ІВМ, які змінюються від пуску до пуску та можуть бути отримані без застосування спеціального високоточного обладнання.

Для калібрування ІВМ на виробництві зазвичай використовують метод тестових поворотів [1-3]. Метод тестових поворотів полягає у вимірі вихідного сигналу об'єкта випробувань у двох положеннях, що відрізняються орієнтацією на 180°. Для калібрування акселерометрів як випробувальне обладнання використовується

оптична ділильна головка, а для гіроскопів – поворотна або оберտальна установка.

Для знаходження параметрів інерціальних датчиків вихідні сигнали їх порівнюються з еталонними значеннями. Традиційно, як інваріант для акселерометрів, застосовують вектор прискорення сили тяжіння, а для гіроскопів – вектор кутової швидкості обертання поворотної (оберտальної) установки в сумі зі значенням вектору кутової швидкості обертання Землі [4]. Такого роду калібрування можна назвати векторним. У ході векторного калібрування визначаються зміщення нулів, масштабні коефіцієнти (у тому числі їх нелінійність), кути відхилення вимірювальних осей акселерометрів та гіроскопів щодо осей пов'язаної системи координат. Якщо дослідний стенд оснащений температурною камерою, то в процесі калібрування вектору можна визначити параметри температурної залежності зсувів нулів і масштабних коефіцієнтів акселерометрів і гіроскопів [5]. Недоліком векторного калібрування є необхідність точної кутової орієнтації осей ІВМ щодо осей локальної системи координат. Калібрування ІВМ прецизійних БНС висуває жорсткі вимоги до стендового обладнання, тому що точність визначення коефіцієнтів моделей похибок у цьому випадку обмежується інструментальними похибками дослідницьких стендів.

Останнім часом використовуються методи, в яких, як зразок для калібрування, використовується скалярна величина [1, 6]. Скалярний метод калібрування не висуває жорстких вимог до кутової виставки випробувального обладнання та виставки датчиків на випробувальному устаткуванні. Водночас, необхідно мати досить високу точність виміру нормованих вихідних сигналів датчиків. На точність скалярного калібрування впливають похибки завдання кутів поворотів випробувального обладнання [7]. Для вирішення проблеми сингулярності, що виникає під час роботи з матричними обчисленнями, запропоновано перейти при розрахунках від кутів Ейлера-Крилова до кватерніонів [8]. Запропоновано використовувати скалярний метод калібрування, а також метод функціональних діагностичних моделей для контролю та діагностики стану БНС. Процес перевірок полягає в порівнянні обчислених оцінок значень нульових сигналів, помилок масштабних коефіцієнтів і кутів неортогональності датчиків з їх відповідними номінальними параметрами з урахуванням допусків до цих параметрів, що зберігаються у внутрішній пам'яті БНС [9]. Однак, слід враховувати, що кутова швидкість обертання Землі є слабким сигналом і може бути використана для калібрування тільки високочотних БНС, в яких рівень шумів датчика кутових швидкостей нижче за величину корисного сигналу. Для калібрування гіроскопів БНС середнього та низького класу точності (на базі МЕМС) необхідно використовувати допоміжний поворотний пристрій, який може забезпечувати стабільну опорну швидкість обертання.

Похибки інерціальних датчиків поділяють на детерміновані та випадкові. Детерміновані похибки описуються детермінованою математичною моделлю, яка жорстко зв'язує вхідні сигнали датчика з вихідними. У свою чергу, випадкові похибки інерціальних датчиків є сумою з декількох основних "кольорових шумів", таких як шум квантування, білий шум, нестабільність нуля, шум випадкового блукання або випадковий дрейф [10]. Усі або деякі з них можуть бути у вихідних сигналах інерціальних датчиків. Існує кілька способів компенсації шумових складових вихідних сигналів датчиків. Найбільш поширеним є використання фільтра Калмана [11, 12] та іноді – Вейвлет перетворення [13]. Відомі випадки використання алгоритмів штучних нейронних мереж [14, 15]. Для оцінки шумових складових вихідних сигналів датчиків широко використовують апарат варіацій Аллана [16].

Під час калібрування блоку гіроскопів для динамічних об'єктів використовуються дво- та тривісні поворотні стенди. При цьому здійснюється обертання платформи стенда з різними значеннями кутової швидкості, послідовно навколо всіх трьох осей. В якості еталонної інформації під час калібрування блоку гіроскопів використовується величина кутової швидкості стенду, що задається [1]. Просторове калібрування ІВМ передбачає обертання навколо вектору кінцевого повороту [17].

Для БНС морського призначення застосовують калібрування ІВМ за навігаційним рішенням, яке дозволяє оцінити зміщення нулів, масштабні коефіцієнти та їх залежність від температури, кути відхилення вимірювальних осей інерціальних датчиків від осей пов'язаної системи координат. У цих методах для оцінки калібрувальних параметрів використовується фільтр Калмана. В якості вимірювань фільтру Калмана використовуються різниці обчислених навігаційним алгоритмом параметрів, сформованих в умовах стенду: географічних координат, вектору лінійної швидкості, параметрів орієнтації. Наявність у вихідних даних БНС похибок говорить про наявність некомпенсованих похибок калібрувальних параметрів. Основна перевага калібрування за навігаційним рішенням полягає в тому, що калібрування БНС проводиться з урахуванням каналу передачі даних, помилок обчислювальних алгоритмів, а оцінки калібрувальних параметрів є узгодженими між собою та забезпечують мінімізацію помилок вихідних параметрів системи. Калібрування за навігаційним рішенням не замінює традиційне калібрування, а може використовуватися лише для уточнення параметрів лінійної моделі похибок.

Калібрування, що проводиться на об'єкті, або точніше докалібрування, в основному проводиться для калібрування ІВМ, у яких проявляється нестабільність параметрів від пуску до пуску. Насамперед це стосується ІВМ виготовлених за МЕМС технологією. Особливостями такого докалібрування є відсутність звичайного

випробувального обладнання та малий час для процесу докалібрування. Ця стаття присвячена саме особливостям такого калібрування.

Докалібрування блоку акселерометрів за два кути повороту ІВМ

Розглянемо наступні системи координат: $O\xi\eta\zeta$ – географічна система координат, причому вісь $O\eta$ спрямована на північ, вісь $O\xi$ – на схід, а $O\zeta$ – місцева вертикаль, $Ox_1y_1z_1$ – система координат, пов'язана з об'єктом, на якому встановлено ІВМ (рис. 1), $Ox_2y_2z_2$ – система координат, пов'язана з об'єктом, після 1-го повороту, $Ox_3y_3z_3$ – система координат, пов'язана з об'єктом, після 2-го повороту.

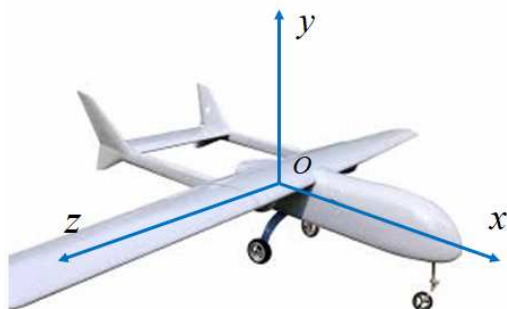


Рис. 1.

Будемо вважати можливим перший поворот об'єкту на кут α навколо осі Oz (рис. 2). Для здійснення такого повороту використовується спеціальне пристосування у вигляді невеличкої складної драбини.

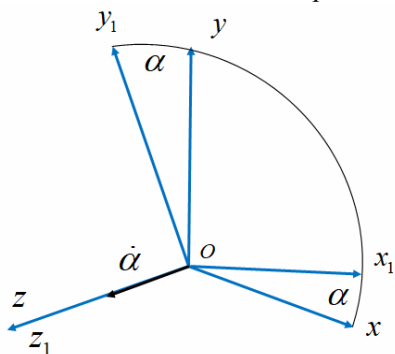


Рис. 2.

Матриця напрямних косинусів для першого повороту на кут α , має вигляд:

$$A_1 = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Також будемо вважати можливим другий поворот об'єкту на кут β навколо осі Ox_1 (рис. 3).

Матриця напрямних косинусів переходу на кут β має наступний вигляд:

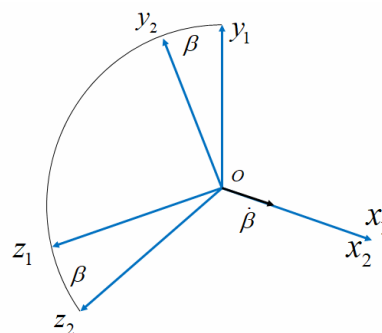


Рис. 3.

$$A_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta & \sin \beta \\ 0 & -\sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Остаточна матриця напрямних косинусів для послідовних поворотів на кути α та β , дорівнюватиме добутку двох матриць напрямних косинусів:

$$A = A_2 \cdot A_1 = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\cos \beta \sin \alpha & \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta \\ \sin \alpha \sin \beta & -\cos \alpha \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Проекції уявного прискорення на осі $Ox_2y_2z_2$ мають вигляд:

$$\begin{bmatrix} a_{x2} \\ a_{y2} \\ a_{z2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta \\ \sin \alpha \sin \beta & -\cos \alpha \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ -g \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

або

$$\begin{aligned} a_{x2} &= -g \cdot \sin \alpha; \\ a_{y2} &= -g \cdot \cos \beta \cdot \cos \alpha; \\ a_{z2} &= -g \cdot \cos \alpha \cdot \sin \beta. \end{aligned} \quad (5)$$

Вихідні сигнали блоку акселерометрів мають вигляд [1]:

$$\begin{aligned} U_x &= U_{x0} + k_{11} \cdot a_{x2} + k_{12} \cdot a_{y2} + k_{13} \cdot a_{z2} + n_x; \\ U_y &= U_{y0} + k_{21} \cdot a_{x2} + k_{22} \cdot a_{y2} + k_{23} \cdot a_{z2} + n_y; \\ U_z &= U_{z0} + k_{31} \cdot a_{x2} + k_{32} \cdot a_{y2} + k_{33} \cdot a_{z2} + n_z. \end{aligned} \quad (6)$$

Тут U_{x0}, U_{y0}, U_{z0} – зміщення нулів акселерометрів; k_{11}, k_{22}, k_{33} – масштабні коефіцієнти акселерометрів, решта коефіцієнтів – перехресні коефіцієнти акселерометрів, n_x, n_y, n_z – шуми вимірювань.

Будемо вважати шумову складову переважно у вигляді «білого» шуму. Вихідні сигнали будемо усереднювати таким чином, щоб середнє значення шумової складової дорівняло нулю. Позначимо символом $\langle \dots \rangle$ операцію усереднення. Після підстановки правих частин (5) до вихідних сигналів блоку акселерометрів (6) отримаємо

$$\begin{aligned} \langle U_x \rangle &= U_{x0} + k_{11}(-g) \sin \alpha - k_{12} g \cos \alpha \cos \beta - k_{13} g \cos \alpha \sin \beta; \\ \langle U_y \rangle &= U_{y0} + k_{21}(-g) \sin \alpha - k_{22} g \cos \alpha \cos \beta - k_{23} g \cos \alpha \sin \beta; \\ \langle U_z \rangle &= U_{z0} + k_{31}(-g) \sin \alpha - k_{32} g \cos \alpha \cos \beta - k_{33} g \cos \alpha \sin \beta. \end{aligned} \quad (7)$$

Будемо вважати перехресні коефіцієнти малими, тоді вихідні сигнали матимуть вигляд:

$$\begin{aligned}\langle U_x \rangle &\approx U_{x0} - k_{11} \cdot g \sin \alpha; \\ \langle U_y \rangle &\approx U_{y0} - k_{22} \cdot g \cos \alpha \cos \beta; \\ \langle U_z \rangle &\approx U_{z0} - k_{33} \cdot g \cos \alpha \sin \beta.\end{aligned}\quad (8)$$

Розглянемо перше положення, коли $\alpha_1 = \beta_1 = 0$. Вихідні сигнали (8) матимуть вигляд:

$$\begin{aligned}\langle U_{x1} \rangle &= U_{x0}; \\ \langle U_{y1} \rangle &= U_{y0} - k_{22} \cdot g; \\ \langle U_{z1} \rangle &= U_{z0}.\end{aligned}\quad (9)$$

Розглянемо друге положення, коли $\alpha_2 = \alpha$, $\beta_2 = \beta$. Тепер вихідні сигнали (8) матимуть вигляд:

$$\begin{aligned}\langle U_{x2} \rangle &= U_{x0} - k_{11} \cdot g \sin \alpha; \\ \langle U_{y2} \rangle &= U_{y0} - k_{22} \cdot g \cos \alpha \cos \beta; \\ \langle U_{z2} \rangle &= U_{z0} - k_{33} \cdot g \cos \alpha \sin \beta.\end{aligned}\quad (10)$$

Отже маємо шість рівнянь (9) та (10), та шість невідомих. З першого та третього рівнянь системи (9) знаходимо

$$\begin{aligned}U_{x0} &= \langle U_{x1} \rangle; \\ U_{z0} &= \langle U_{z1} \rangle.\end{aligned}\quad (11)$$

Тепер з першого та третього рівнянь системи (10) знаходимо масштабні коефіцієнти

$$\begin{aligned}k_{11} &= \frac{U_{x0} - \langle U_{x2} \rangle}{g \sin \alpha}; \\ k_{33} &= \frac{U_{z0} - \langle U_{z2} \rangle}{g \cos \alpha \sin \beta}.\end{aligned}\quad (12)$$

Розглядаючи різницю другого рівняння системи (9) та другого рівняння системи (10), отримаємо

$$k_{22} = \frac{\langle U_{y1} \rangle - \langle U_{y2} \rangle}{g (\cos \alpha \cos \beta - 1)}.\quad (13)$$

На останок з другого рівняння системи (9) знайдемо

$$U_{y0} = \langle U_{y1} \rangle + k_{22} \cdot g.\quad (14)$$

Отже, за допомоги формул (11) – (14) в результаті тільки двох положень ІВМ, коли $\alpha_1 = \beta_1 = 0$ та $\alpha_2 = \alpha$, $\beta_2 = \beta$ на основі конкретних вихідних сигналів акселерометрів можна визначити всі шість параметрів блоку акселерометрів.

Розглянемо приклад.

Був проведений експеримент з докалібрування блоку акселерометрів в результаті двох положень ІВМ: $\alpha_1 = \beta_1 = 0$ та $\alpha_2 = 45^\circ$, $\beta_2 = 5^\circ$. Дані вимірювань усереднювалися протягом 15; 30; 60 та 120 секунд. В таблиці 1 приведено абсолютні похибки зміщень нулів та масштабних коефіцієнтів.

В табл. 2 приведено абсолютні похибки зміщень нулів та масштабних коефіцієнтів блоку акселерометрів в умовах штучного нахилу основи на кути: $\alpha'_0 = -1^\circ$, $\beta'_0 = -1^\circ$.

Можна бачити, що нахил основи на незначний кут (один градус) призводить до збільшення абсолютних похибок зміщень нулів на порядок, а масштабних коефіцієнтів – на два порядки.

Таблиця 1. Абсолютні похибки зміщень нулів та масштабних коефіцієнтів блоку акселерометрів

Похибки параметрів	Час збору даних, с			
	15	30	60	120
ΔU_{x0} , В	0,01098	0,01138	0,01018	0,01028
ΔU_{y0} , В	0,03220	-0,04160	0,03260	0,03320
ΔU_{z0} , В	0,00176	0,00216	0,00276	0,00196
ΔK_{11} , В/м/с ²	-0,00110	-0,00110	-0,00130	-0,00140
ΔK_{22} , В/м/с ²	0,00187	0,00167	0,00197	0,00197
ΔK_{33} , В/м/с ²	-0,00434	-0,00334	-0,00294	-0,00374

Таблиця 2. Абсолютні похибки зміщень нулів та масштабних коефіцієнтів блоку акселерометрів з нахилом основи

Похибки параметрів	Час збору даних, с			
	15	30	60	120
ΔU_{x0} , В	-0,15432	-0,15562	-0,15592	-0,15612
ΔU_{y0} , В	-0,43220	-0,42940	-0,42850	-0,42730
ΔU_{z0} , В	-0,17104	-0,16944	-0,16954	-0,16914
ΔK_{11} , В/м/с ²	-0,00790	-0,00830	-0,00830	-0,00820
ΔK_{22} , В/м/с ²	0,04857	0,04817	0,04807	0,04787
ΔK_{33} , В/м/с ²	-0,10764	-0,10284	-0,10344	-0,10264

Тому важливо виставляти об'єкт з ІВМ в площині горизонту якомога точніше. Для цього можна використувати рідинні рівні.

На рис. 4 зображена залежність абсолютних похибок зміщень нулів та масштабних коефіцієнтів блоку акселерометрів від часу усереднення.

Отже, цей метод можна використовувати для калібрування блоку акселерометрів у польових умовах. Рекомендований час усереднення 30-60 секунд. Якщо брати менший час усереднення, то шум дис-

кретизації буде мати суттєвий вплив на показник усереднення. Якщо брати час більший за рекомендований, то є висока вірогідність виникнення похибок зовнішнього збурення, які будуть мати ще більший вплив на сигнали ніж шуми. Кути нахилу основи впливають на точність калібрування, а саме погіршують визначення параметрів блоку акселерометрів.

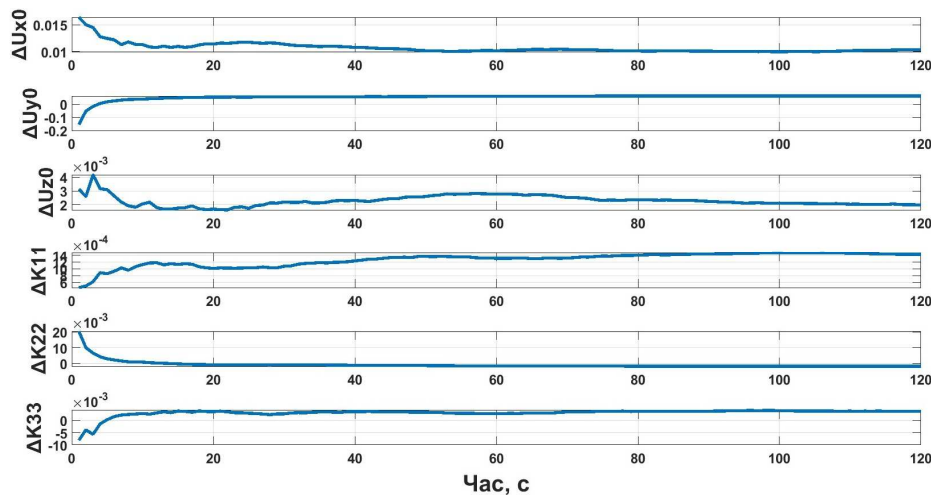


Рис. 4. Залежність абсолютних похибок зміщень нулів та масштабних коефіцієнтів блоку акселерометрів від часу усереднення

Калібрування блоку акселерометрів із врахуванням нахилу основи

Отримані формули (11) – (14) дозволяють оцінити параметри блоку акселерометрів. Але внаслідок кутів нахилу основи рухомого об'єкту, на якому встановлюється ІВМ або випробувальне устаткування, під час процесу калібрування можливі похибки в отриманні результатів. Тому для досягнення більшої точності та зменшення помилок, необхідно визначати не тільки параметри блоку акселерометрів, але й сталі кути нахилу основи α_0 , β_0 .

Кінематика обох поворотів на змінні та відомі кути α, β із врахуванням нахилу основи на невідомі сталі кути α_0 , β_0 зображена на рис. 5.

Вихідні сигнали блоку акселерометрів (8) з урахуванням кутів α_0 , β_0 матимуть вигляд:

$$\begin{aligned} U_x &= U_{x0} - k_{11} \cdot g \sin(\alpha + \alpha_0); \\ U_y &= U_{y0} - k_{22} \cdot g \cos(\alpha + \alpha_0) \cos(\beta + \beta_0); \\ U_z &= U_{z0} - k_{33} \cdot g \cos(\alpha + \alpha_0) \sin(\beta + \beta_0). \end{aligned} \quad (15)$$

Після нескладних перетворень вихідні сигнали (15) можна записати у вигляді:

$$\begin{aligned} U_x &= U_{x0} - k_{11} g \cos \alpha_0 \cdot \sin \alpha - k_{11} g \cdot \sin \alpha_0 \cdot \cos \alpha; \\ U_y &= U_{y0} - k_{22} g \cos \alpha_0 \cos \beta_0 \cos \alpha \cos \beta + \\ &+ k_{22} g \cos \alpha_0 \sin \beta_0 \cos \alpha \sin \beta + \\ &+ k_{22} g \sin \alpha_0 \cos \beta_0 \sin \alpha \cos \beta - \end{aligned}$$

$$-k_{22} g \sin \alpha_0 \sin \beta_0 \sin \alpha \sin \beta; \quad (16)$$

$$\begin{aligned} U_z &= U_{z0} - k_{33} g \cos \alpha_0 \cos \beta_0 \cos \alpha \sin \beta + \\ &+ k_{33} g \sin \alpha_0 \cos \beta_0 \sin \alpha \sin \beta + \\ &- k_{33} g \cos \alpha_0 \sin \beta_0 \cos \alpha \cos \beta + \\ &+ k_{33} g \sin \alpha_0 \sin \beta_0 \sin \alpha \cos \beta. \end{aligned}$$

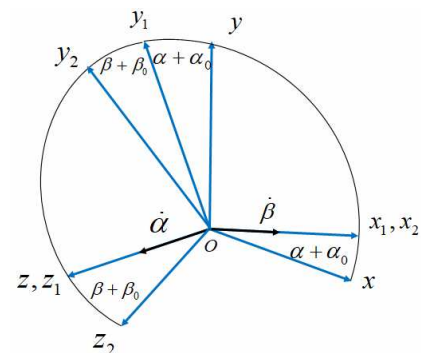


Рис. 5.

Перше рівняння системи (16) можна записати у формі розкладання в ряд Фур'є:

$$U_x = C_{0x} + C_{1x} \cdot \sin \alpha + C_{2x} \cdot \cos \alpha, \quad (17)$$

де коефіцієнти Фур'є мають вигляд

$$C_{0x} = U_{x0}; \quad C_{1x} = k_{11} g \cos \alpha_0; \quad C_{2x} = k_{11} g \sin \alpha_0.$$

Якщо провести n випробувань для різних кутів α_i , $i = 1, 2, \dots, n$, отримаємо систему рівнянь

$$\begin{aligned}
 U_{x1} &= C_{0x} + C_{1x} \cdot \sin \alpha_1 + C_{2x} \cdot \cos \alpha_1; \\
 U_{x2} &= C_{0x} + C_{1x} \cdot \sin \alpha_2 + C_{2x} \cdot \cos \alpha_2; \\
 &\dots\dots\dots \\
 U_{xn} &= C_{0x} + C_{1x} \cdot \sin \alpha_n + C_{2x} \cdot \cos \alpha_n.
 \end{aligned} \tag{18}$$

$$\alpha_0 = \arctg \frac{C_{1x}}{C_{2x}}. \tag{23}$$

Друге та третє рівняння системи (16) можна теж записати у формі розкладання в ряд Фур'є:

Або в матричній формі

$$\mathbf{U}_x = \mathbf{A}_1 \cdot \mathbf{C}_x, \tag{19}$$

де

$$\mathbf{U}_x = \begin{bmatrix} U_{x1} \\ U_{x2} \\ \vdots \\ U_{xn} \end{bmatrix}, \mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} 1 & \sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 \\ 1 & \sin \alpha_2 & \cos \alpha_2 \\ \dots & \dots & \dots \\ 1 & \sin \alpha_n & \cos \alpha_n \end{bmatrix}, \mathbf{C}_x = \begin{bmatrix} C_{0x} \\ C_{1x} \\ C_{2x} \end{bmatrix}.$$

Систему рівнянь (19) будемо вирішувати за методом найменших квадратів (МНК):

$$\mathbf{C}_x = (\mathbf{A}_1^T \cdot \mathbf{A}_1)^{-1} \cdot \mathbf{A}_1^T \cdot \mathbf{U}_x. \tag{20}$$

Тепер, коли коефіцієнти Фур'є відомі, можна знайти параметри першого акселерометра

$$U_{x0} = C_{0x}. \tag{21}$$

$$k_{11} = \frac{1}{g} \sqrt{C_{1x}^2 + C_{2x}^2}. \tag{22}$$

А також перший кут нахилу основи

$$\mathbf{U}_{yz} = \begin{bmatrix} U_{y1} & U_{z1} \\ U_{y2} & U_{z2} \\ \vdots & \vdots \\ U_{yn} & U_{zn} \end{bmatrix}, \mathbf{A}_{n \times 5} = \begin{bmatrix} 1 & \cos \alpha_1 \cos \beta_1 & \cos \alpha_1 \sin \beta_1 & \sin \alpha_1 \cos \beta_1 & \sin \alpha_1 \sin \beta_1 \\ 1 & \cos \alpha_2 \cos \beta_2 & \cos \alpha_2 \sin \beta_2 & \sin \alpha_2 \cos \beta_2 & \sin \alpha_2 \sin \beta_2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & \cos \alpha_n \cos \beta_n & \cos \alpha_n \sin \beta_n & \sin \alpha_n \cos \beta_n & \sin \alpha_n \sin \beta_n \end{bmatrix}, \mathbf{C}_y = \begin{bmatrix} C_{0y} & C_{0z} \\ C_{1y} & C_{1z} \\ C_{2y} & C_{2z} \\ C_{3y} & C_{3z} \\ C_{4y} & C_{4z} \end{bmatrix}.$$

Систему рівнянь (25) будемо вирішувати за методом найменших квадратів (МНК):

$$\hat{\mathbf{C}}_{yz} = (\mathbf{A}_{n \times 5}^T \cdot \mathbf{A}_{n \times 5})^{-1} \cdot \mathbf{A}_{n \times 5}^T \cdot \mathbf{U}_{yz}. \tag{26}$$

Тепер, коли коефіцієнти Фур'є відомі, можна знайти параметри другого акселерометра

$$U_{y0} = C_{0y}; \tag{27}$$

$$\beta_0 = -\arctg \frac{C_{2y}}{C_{1y}}; \tag{28}$$

$$\alpha_0 = -\arctg \frac{C_{3y}}{C_{1y}}; \tag{29}$$

$$k_{22} = \frac{1}{g} \sqrt{C_{1y}^2 + C_{2y}^2 + C_{3y}^2 + C_{4y}^2}, \tag{30}$$

та третього акселерометра

$$U_{z0} = C_{0z}; \tag{31}$$

$$\beta_0 = \arctg \frac{C_{1z}}{C_{2z}}; \tag{32}$$

де коефіцієнти Фур'є мають вигляд

$$\begin{aligned}
 C_{0y} &= U_{y0}; & C_{0z} &= U_{z0}; \\
 C_{1y} &= -k_{22} g \cdot \cos \alpha_0 \cos \beta_0; & C_{1z} &= -k_{33} g \cdot \cos \alpha_0 \sin \beta_0; \\
 C_{2y} &= k_{22} g \cdot \cos \alpha_0 \sin \beta_0; & C_{2z} &= -k_{33} g \cdot \cos \alpha_0 \cos \beta_0; \\
 C_{3y} &= k_{22} g \cdot \sin \alpha_0 \cos \beta_0; & C_{3z} &= k_{33} g \cdot \sin \alpha_0 \sin \beta_0; \\
 C_{4y} &= -k_{22} g \cdot \sin \alpha_0 \sin \beta_0. & C_{4z} &= k_{33} g \cdot \sin \alpha_0 \cos \beta_0.
 \end{aligned}$$

Після проведення n випробувань для різних кутів $\alpha_i, \beta_i, i = 1, 2, \dots, n$, отримаємо систему рівнянь в матричній формі

$$\mathbf{U}_{yz} = \mathbf{A}_{n \times 5} \cdot \mathbf{C}_{yz}, \tag{25}$$

де

$$\alpha_0 = -\arctg \frac{C_{4z}}{C_{2z}}; \tag{33}$$

$$k_{33} = \frac{1}{g} \sqrt{C_{1z}^2 + C_{2z}^2 + C_{3z}^2 + C_{4z}^2}. \tag{34}$$

Отже, розрахунки за формулами (20) та (26) дають змогу визначити не тільки параметри блоку акселерометрів, але й нахили основи, на якій встановлено ІВМ.

Подвійний розрахунок кута β_0 за формулами (28), (32) та потрійний розрахунок кута α_0 за формулами (23), (29), (33) підвищують надійність визначення цих кутів.

Якщо для визначення параметрів першого акселерометра достатньо трьох вимірів, то для визначення параметрів другого та третього акселерометрів мінімальна кількість положень становить п'ять.

Розглянемо другий приклад.

Був проведений експеримент з докалібрування блоку акселерометрів у результаті п'яти положень ІВМ:

$$\begin{aligned}\alpha_1 &= 0^\circ, & \beta_1 &= 0^\circ \\ \alpha_2 &= 22,5^\circ, & \beta_2 &= 0^\circ \\ \alpha_3 &= 22,5^\circ, & \beta_3 &= 2,5^\circ \\ \alpha_4 &= 45^\circ, & \beta_4 &= 2,5^\circ \\ \alpha_5 &= 45^\circ, & \beta_5 &= 5^\circ\end{aligned}$$

Дані вимірювань усереднювалися протягом 5; 15; 30; 45 та 60 секунд.

В таблиці 3 приведено абсолютні похибки зміщень нулів та масштабних коефіцієнтів блоку

Таблиця 3. Абсолютні похибки зміщень нулів, масштабних коефіцієнтів блоку акселерометрів та похибок визначення кутів нахилу основи

Похибки параметрів	Час збору даних, с				
	5	15	30	45	60
ΔU_{x0} , В	-0,00994	0,00050	0,00323	0,00319	0,00528
ΔU_{y0} , В	-0,02866	0,03066	0,02719	0,02947	0,02715
ΔU_{z0} , В	-0,01564	-0,04652	-0,01959	-0,00941	-0,00553
ΔK_{11} , В/м/с ²	-0,00034	0,00010	-0,00005	-0,00002	0,00004
ΔK_{22} , В/м/с ²	0,00179	0,00162	0,00200	0,00180	0,00204
ΔK_{33} , В/м/с ²	0,00299	0,01453	0,00743	0,00493	0,00454
$\Delta\alpha_{01}$, град	0,09390	0,02965	0,00843	0,00953	-0,00136
$\Delta\alpha_{02}$, град	0,00046	-0,00172	-0,00137	-0,00899	-0,00455
$\Delta\alpha_{03}$, град	-0,59054	-1,42053	-0,57973	-0,24924	-0,18906
$\Delta\beta_{01}$, град	0,20115	-0,01295	0,04716	0,07612	0,09278
$\Delta\beta_{02}$, град	0,00506	0,17152	0,02003	-0,03830	-0,05815

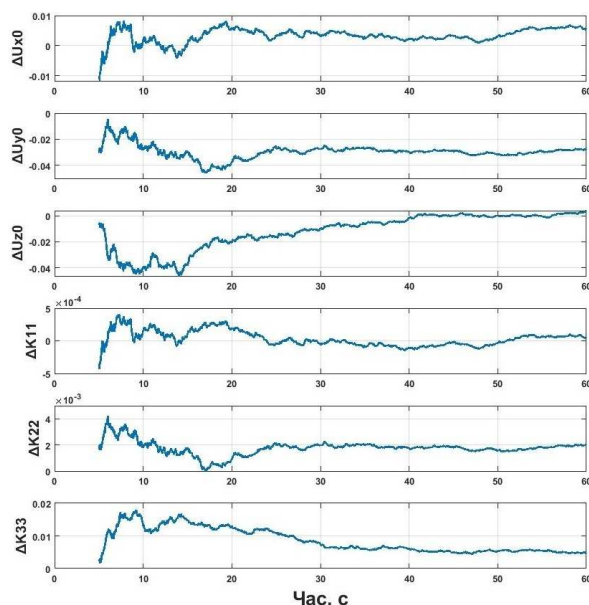


Рис. 7. Залежність абсолютних похибок зміщень нулів та масштабних коефіцієнтів блоку акселерометрів від часу усереднення при навмисному нахилу основи

Можна бачити, що для визначення абсолютних похибок зміщень нулів та масштабних коефіцієнтів нахилу блоку акселерометрів достатньо півхвилини або хвилини для збору даних. Збільшення часу може привести до випадкового збурення основи та, як результат, збільшення похибок.

акселерометрів в умовах штучного нахилу основи на кути: $\alpha'_0 = -1^\circ$, $\beta'_0 = -1^\circ$.

На рис. 7 зображено залежність абсолютних похибок зміщень нулів та масштабних коефіцієнтів блоку акселерометрів від часу усереднення при навмисному нахилі основи. На рис. 8 зображено залежність абсолютних похибок визначення кутів нахилу блоку акселерометрів від часу усереднення при навмисному нахилі основи.

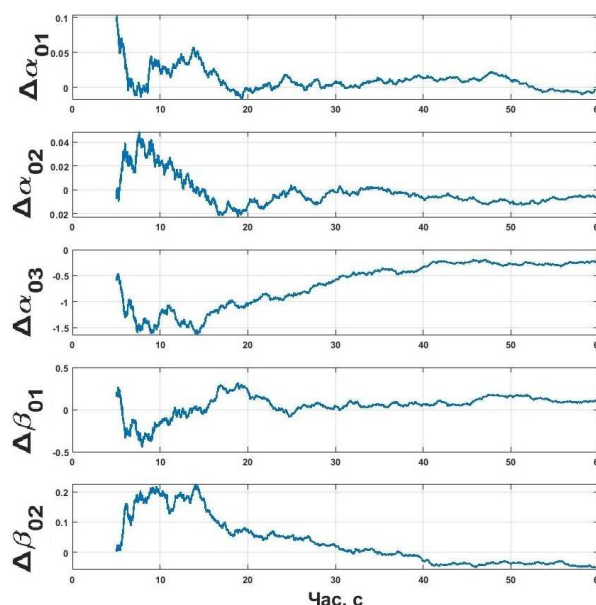


Рис. 8. Залежність абсолютних похибок визначення кутів нахилу блоку акселерометрів від часу усереднення при навмисному нахилі основи

Калібрування блоку гіроскопів у польових умовах

Стосовно блоку гіроскопів треба розглянути два випадки. Перший, коли ІВМ містить МЕМС гіроскопи тактичного класу точності. Такі гіроскопи не чутливі до кутової швидкості обертання Землі. Тому для їх калібрування достатньо нерухої основи. Дру-

гий, коли гіроскопи навігаційного класу, тоді необхідно враховувати в їх вихідних сигналах кутову швидкість обертання Землі.

Вихідні сигнали блоку гіроскопів представимо у вигляді [1]:

$$\begin{aligned} U_{\omega_x} &= B_x + s_{11} \cdot \omega_x + s_{12} \cdot \omega_y + s_{13} \cdot \omega_z + n_{\omega_x}; \\ U_{\omega_y} &= B_y + s_{21} \cdot \omega_x + s_{22} \cdot \omega_y + s_{23} \cdot \omega_z + n_{\omega_y}; \\ U_{\omega_z} &= B_z + s_{31} \cdot \omega_x + s_{32} \cdot \omega_y + s_{33} \cdot \omega_z + n_{\omega_z}. \end{aligned} \quad (35)$$

де B_x, B_y, B_z – нульові сигнали гіроскопів, s_{11}, s_{22}, s_{33} – масштабні коефіцієнти кожного з гіроскопів, решта коефіцієнтів – перехресні коефіцієнти гіроскопів, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – значення проекцій кутової швидкості основи на осі Ox, Oy, Oz , $n_{\omega_x}, n_{\omega_y}, n_{\omega_z}$ – шуми вимірювань.

Будемо вважати шумову складову переважно у вигляді «білого» шуму. Вихідні сигнали будемо

усереднювати таким чином, щоб середнє значення шумової складової дорівнювало нулю.

Для першого випадку, якщо гіроскопи не чутливі до кутової швидкості обертання Землі, тоді вихідні сигнали блоку гіроскопів після усереднення матимуть значення нульових сигналів гіроскопів:

$$\begin{aligned} B_x &= \langle U_{\omega_x} \rangle; \\ B_y &= \langle U_{\omega_y} \rangle; \\ B_z &= \langle U_{\omega_z} \rangle. \end{aligned} \quad (36)$$

Таким чином, в цьому випадку вдається визначити тільки нульові сигнали гіроскопів.

В таблицях 4-6 представлено нульові сигнали гіроскопів у декількох пусках (включеннях) ІВМ.

Таблиця 4. Нульові сигнали гіроскопів у першому пуску

Нульові сигнали гіроскопів, 1/с	Час збору даних, с			
	15	30	60	120
B_x	0,01098	0,01138	0,01018	0,01028
B_y	0,03220	-0,04160	0,03260	0,03320
B_z	0,00176	0,00216	0,00276	0,00196

Таблиця 5. Нульові сигнали гіроскопів у другому пуску

Нульові сигнали гіроскопів, 1/с	Час збору даних, с			
	15	30	60	120
B_x	0.0130	0.0129	0.0129	0.0129
B_y	-0.0545	-0.0541	-0.0537	-0.0531
B_z	-0.0147	-0.0146	-0.0146	-0.0146

Таблиця 6. Нульові сигнали гіроскопів у третьому пуску

Нульові сигнали гіроскопів, 1/с	Час збору даних, с			
	15	30	60	120
B_x	0.0138	0.0136	0.0135	0.0135
B_y	-0.0507	-0.0508	-0.0509	-0.0511
B_z	-0.0144	-0.0145	-0.0145	-0.0146

Можна бачити, що нульові сигнали гіроскопів не є стабільними, що підтверджує необхідність проводити докалібрування блоку гіроскопів перед експлуатацією ІВМ.

Для другого випадку, коли гіроскопи навігаційного класу, необхідно враховувати в їх вихідних сигналах кутову швидкість обертання Землі. Проекції кутової швидкості рухомого об'єкта на осі географічної системи координат мають вигляд:

$$\begin{aligned} \omega_\xi &= -\frac{v_N}{R}; \quad \omega_\eta = \Omega \cos \varphi + \frac{v_E}{R}; \\ \omega_\zeta &= \Omega \sin \varphi + \frac{v_E}{R} \operatorname{tg} \varphi. \end{aligned} \quad (37)$$

Тут v_N, v_E – північна та східна складові лінійної швидкості об'єкту; φ – широта; Ω – кутова швидкість обертання Землі.

В нашому випадку об'єкт нерухомий

($v_N = v_E = 0$), тому

$$\omega_\xi = 0; \quad \omega_\eta = \Omega \cos \varphi; \quad \omega_\zeta = \Omega \sin \varphi. \quad (38)$$

На початку об'єкт треба виставити відносно сторін світу таким чином, щоб

$$Ox = O\xi; \quad Oz = O\eta; \quad Oy = O\zeta.$$

Будемо проводити докалібрування блоку гіроскопів під час докалібрування блоку акселерометрів. Скористаємося матрицею напрямних косинусів (3) для послідовних поворотів на кути α та β :

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta \\ \sin \alpha \sin \beta & -\cos \alpha \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \Omega \sin \varphi \\ \Omega \cos \varphi \end{bmatrix}. \quad (39)$$

Розглянемо перше положення, коли $\alpha_1 = \beta_1 = 0$. Проекції кутової швидкості (39) матимуть вигляд:

$$\begin{aligned}\omega_{x1} &= 0; \\ \omega_{y1} &= \Omega \sin \varphi; \\ \omega_{z1} &= -\Omega \sin \varphi.\end{aligned}\quad (40)$$

У другому положенні, коли $\alpha_2 = \alpha$, $\beta_2 = \beta$.
Тепер проєкції кутової швидкості (39) є:

$$\begin{aligned}\omega_{x2} &= \Omega \sin \varphi \cdot \sin \alpha; \\ \omega_{y2} &= \Omega \sin \varphi \cdot \cos \alpha \cos \beta + \Omega \cos \varphi \cdot \sin \beta; \\ \omega_{z2} &= -\Omega \sin \varphi \cdot \sin \alpha \sin \beta + \Omega \cos \varphi \cdot \cos \beta.\end{aligned}\quad (41)$$

Знову, як і для блоку акселерометрів, будемо нехтувати перехресними коефіцієнтами гіроскопів. Тепер вихідні сигнали (35) після усереднення набувають вигляду

$$\begin{aligned}\langle U_{ax} \rangle &= B_x + s_{11} \cdot \omega_x; \\ \langle U_{ay} \rangle &= B_y + s_{22} \cdot \omega_y; \\ \langle U_{az} \rangle &= B_z + s_{33} \cdot \omega_z.\end{aligned}\quad (42)$$

Для першого положення ($\alpha_1 = \beta_1 = 0$) після підстановки (40) у рівняння (42) отримаємо

$$\begin{aligned}\langle U_{ax1} \rangle &= B_x; \\ \langle U_{ay1} \rangle &= B_y + s_{22} \cdot \omega_{y1}; \\ \langle U_{az1} \rangle &= B_z + s_{33} \cdot \omega_{z1}.\end{aligned}\quad (43)$$

Для другого положення, коли $\alpha_2 = \alpha$, $\beta_2 = \beta$ після підстановки (41) у рівняння (42) матимемо

$$\begin{aligned}\langle U_{ax2} \rangle &= B_x + s_{11} \cdot \omega_{x2}; \\ \langle U_{ay2} \rangle &= B_y + s_{22} \cdot \omega_{y2}; \\ \langle U_{az2} \rangle &= B_z + s_{33} \cdot \omega_{z2}.\end{aligned}\quad (44)$$

З першого рівняння системи (43) скористуємося тривіальним рішенням для знаходження нульового сигналу першого гіроскопу

$$B_x = \langle U_{ax1} \rangle. \quad (45)$$

Тепер з першого рівняння системи (44) знайдемо масштабний коефіцієнт першого гіроскопу:

$$s_{11} = (\langle U_{ax2} \rangle - B_x) \frac{1}{\omega_{x2}}. \quad (46)$$

З других та третіх рівнянь систем (43) та (44) можна скласти матричні рівняння

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \langle U_{ay1} \rangle \\ \langle U_{ay2} \rangle \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & \omega_{y1} \\ 1 & \omega_{y2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_y \\ s_{22} \end{bmatrix}; \\ \begin{bmatrix} \langle U_{az1} \rangle \\ \langle U_{az2} \rangle \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & \omega_{z1} \\ 1 & \omega_{z2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_z \\ s_{33} \end{bmatrix},\end{aligned}$$

після вирішення яких отримаємо решту параметрів другого та третього гіроскопів:

$$\begin{bmatrix} B_y \\ s_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \omega_{y1} \\ 1 & \omega_{y2} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \langle U_{ay1} \rangle \\ \langle U_{ay2} \rangle \end{bmatrix}, \quad (47)$$

$$\begin{bmatrix} B_z \\ s_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \omega_{z1} \\ 1 & \omega_{z2} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \langle U_{az1} \rangle \\ \langle U_{az2} \rangle \end{bmatrix}. \quad (48)$$

Отже, за допомоги формул (45)-(48) можна визначити нульові сигнали та масштабні коефіцієнти блоку гіроскопів. Тобто для калібрування блоку гіроскопів отримано алгоритми визначення нульових сигналів та масштабних коефіцієнтів, для чого використовуються ті самі два положення, в яких відбувалося калібрування блоку акселерометрів. Таким чином, під час калібрування ІВМ в критичних умовах можна одночасно проводити калібрування блоку гіроскопів та акселерометрів, що економить загальний час калібрування.

Висновки

Розглянуто калібрування ІВМ, який складається з блоку акселерометрів та блоку гіроскопів, в критичних умовах, коли немає спеціального випробувального устаткування та обмаль часу. Отримано формули для розрахунків зміщення нулів та масштабних коефіцієнтів для двох положень ІВМ. Результати експерименту підтвердили можливість визначення основних параметрів блоку акселерометрів та блоку гіроскопів у польових умовах. Похибки визначення зміщення нулів та масштабних коефіцієнтів блоку акселерометрів залежать у тому числі й від можливих нахилів основи, на якій встановлено ІВМ. В роботі пропонується метод послідовного калібрування блоку акселерометрів, який дозволяє визначити крім зміщення нулів та масштабних коефіцієнтів, ще й кути нахилу основи.

Стосовно калібрування блоку гіроскопів, розглянуто два випадки: коли гіроскопи тактичного та навігаційного класу точності. Для гіроскопів тактичного класу точності та які виготовляються за МЕМС технологією, в польових умовах необхідно визначити хоча б нульові сигнали, які нестабільні від пуску до пуску. Для калібрування блоку гіроскопів навігаційного класу точності отримано алгоритми визначення нульових сигналів та масштабних коефіцієнтів, для чого використовуються ті самі два положення, в яких відбувалося калібрування блоку акселерометрів. Тобто, під час калібрування ІВМ в критичних умовах можна одночасно проводити калібрування блоку гіроскопів та акселерометрів, що економить загальний час калібрування.

Література

- [1] В. В. Аврутов, *Випробування і контроль приладів і систем: підручник*. Київ, Україна: НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», 2022.
- [2] М. Г. Черняк, Ю. Ю. Юр'єв, О. Ю. Деревинська, "Експериментальне дослідження метрологічних характеристик навігаційного маятникового компенсаційного акселерометра", *Інформаційні системи, механіка та керування*, Вип. 16, с. 148-154, 2017.
- [3] М. Г. Черняк, "Забезпечення заданої точності вимірювань лінійного прискорення польоту ракети", *Космічна наука і технологія*, Т. 24, № 6, с. 3-15, 2018.
- [4] I. Vogatsky, O. Leonets, "A Procedure for High-Accuracy Calibration of Strapdown IMU on a

- Low-Accuracy Turntable”, in *Proceedings of 2010th International Symposium on Inertial Technology and Navigation*, 2010, pp. 294–310.
- [5] D. H. Titterton, J. L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*. IEE Radar, Sonar, Navigation and Avionics Series 17, 2004.
- [6] В. В. Аврутов, “О скалярной калибровке блока гироскопов и акселерометров”, *Bull. Kyiv Polytech. Inst. Ser. Instrum. Mak.*, Вып. 40, с. 10–17, 2010.
- [7] V. Avrutov, T. Mazepa, “An impact of rate table error onto precision of the gyroscopes and accelerometers calibration”, *Bull. Kyiv Polytech. Inst. Ser. Instrum. Mak.*, is. 43, pp. 5-10, 2012.
- [8] V. Avrutov, “On Scalar Calibration of an Inertial Instrument Cluster”, *Innovation and Technologies News*, No. 2(11), pp. 22-30, 2011.
- [9] V. Avrutov, “Scalar Diagnostics of the Inertial Measurement Unit”, *I.J. Intelligent Systems and Applications*, vol. 11, pp. 1-9, 2015.
- [10] S. Golovach, “Experimental research of characteristics of the laser gyroscope”, *Bull. Kyiv Polytech. Inst. Ser. Instrum. Mak.*, is. 47(1), pp. 33–38, 2014.
- [11] M. S. Grewal, V. D. Henderson, R. S. Miysako, “Application of Kalman Filtering to the Calibration and Alignment of Inertial Navigation Systems”, *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 36, pp. 3-13, 1991.
- [12] C. Hide, T. Moore, M. Smith, “Adaptive Kalman Filtering for Low-Cost INS/GPS”, *The Journal of Navigation*, vol. 56, pp. 143-152, 2003.
- [13] V. Avrutov, N. Bouraou, and others. “Wavelet De-Noising and Kalman Filtering of MEMS Sensors for Autonomous Latitude Determination”, *International Journal of Sensors, Wireless Communications and Control*, vol. 12(5), pp. 344-351, 2022.
- [14] D. V. Buhaiov, V. M. Shelever, V. V. Avrutov, “Artificial Neural Networks Application to MMG Temperature Calibration”, in *Proceedings of the IEEE/APUAVD-2019*, October 22-24, 2019, Kyiv, Ukraine, pp.44-47.
- [15] R. Fontanella, D. Accardo, and others. “MEMS Gyros Temperature Calibration through Artificial Neural Networks”, *Sensors and Actuators A: Physical*, vol. 279, pp. 553-565, 2018.
- [16] IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition, and Analysis. – IEEE Std. 1554-2005.
- [17] V. Avrutov, “Spatial Calibration for the Inertial Measurement Unit”, *International Journal of Sensors, Wireless Communications and Control*, vol. 7, no.1, pp. 1-11, 2017.

UDC 531.383

V. Avrutov, D. Pozniak*National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kyiv, Ukraine***CALIBRATION OF THE INERTIAL MEASUREMENT UNIT IN CRITICAL CONDITIONS**

Calibration of the inertial measuring unit (IMU) is an independent task and is the most important stage in preparing for operation both platform and strapdown inertial navigation systems (INS). The traditional calibration of IMU, containing at least three gyroscopes and three accelerometers, carried out in specialized testing laboratories, has been studied in sufficient detail. However, the widespread use of IMUs using MEMS sensors with characteristic instability of parameters leads to the need for additional calibration of IMUs immediately before INS operation in critical or field conditions. Under such conditions, firstly, there is no testing equipment necessary for the full implementation of traditional calibration, and secondly, the recalibration process itself is limited in time.

In the article, studies were carried out on the possibility of using the method of successive rotations for the recalibration of IMU in the field. With this approach, in contrast to the test rotation method, there is no need to rotate the IMU by 180 degrees, but it is enough to rotate the IMU by small angles. Calculation ratios are obtained for determining the scale factors and zero signals of the accelerometer unit for two positions of the IMU. The experiment carried out confirmed the validity of the calculated ratios obtained. In addition, a recalibration method is described, which makes it possible to estimate, in addition to scale factors and zero signals of the accelerometer unit, also the tilt angles of the base on which the IMU is installed. To do this, you must have at least five different IMU positions.

In addition, the calibration of the gyroscope unit when tactical and navigational accuracy class gyroscopes are used is considered. For gyroscopes of the tactical accuracy class and which are manufactured using MEMS technology, biases are determined in the critical conditions, which are not stable from start to start. Algorithms for determining biases and scale factors were obtained for the calibration of the gyroscope unit of the navigation accuracy class, for which the same two positions in which the accelerometer unit was calibrated were used. That is, during the calibration of the IMU in critical conditions, it is possible to simultaneously calibrate the gyroscope unit and the accelerometer unit, which saves the overall calibration time.

Keywords: gyroscopes; accelerometers; IMU; calibration.

*Надійшла до редакції
27 квітня 2023 року*

*Рецензовано
28 травня 2023 року*



© 2023 Copyright for this paper by its authors.
Use permitted under Creative Commons License Attribution 4.0 International (CC BY 4.0).