

Черняк М. Г., к. т. н., доцент;
Колесник В. О., аспірант
КПІ імені Ігоря Сікорського, Київ, Україна

ЗБІЛЬШЕННЯ ЧАСУ АВТОНОМНОЇ РОБОТИ БІНС ШЛЯХОМ САМОКОМПЕНСАЦІЇ ПОХИБОК ЇЇ ІНЕРЦІАЛЬНИХ ВИМІРЮВАЧІВ

Вступ. Відомо, що похибка обчислення автономної БІНС збільшується у часі квадратично від похибки акселерометрів та кубічно від похибок гіроскопів. Це значно обмежує час її автономної роботи, особливо, коли первинні вимірювачі виготовлені за МЕМС технологіями. Безперечні переваги таких вимірювачів, такі як малі розміри, мізерне енергоспоживання та, що не менш важливо, низька вартість, знецінюються через суттєві за величиною похибки зміщення нуля та низькочастотні флікер-шуми, що призводять до дрейфу вихідних сигналів вимірювачів у часі. Якщо подолання першої проблеми є більш-менш тривіальною задачею, що вирішується в ході докалібрування ІВМ перед початком експлуатації, то усунення шумів, діапазон частот яких збігається з діапазоном корисного сигналу, є доволі проблематичним та нині активно вивчається.

Постановка задачі. Метою статті є збільшення часу автономної роботи БІНС з обраним для її побудови ІВМ за рахунок самокалібрування в русі.

Опис методу. Одним з найбільш перспективних підходів з усунення низькочастотних випадкових похибок полягає у введенні додаткового оберտального руху для вимірювачів ІВМ за певним законом, модулюючи таким чином ці похибки в періодичні сигнали, що легко вилучаються з вихідного сигналу шляхом його усереднення за період зазначеного обертання [1]. Вперше цю ідею було запропоновано Геллером у 60-х роках минулого століття та успішно втілено в ряді морських навігаційних систем підводних човнів [2], [3]. Основою цих систем були лазерні та оптоволоконні гіроскопи, що мають і без того мізерно малі адитивні похибки, а тому отримана результуюча точність ІНС була цілком очікуваною.

Згодом дана техніка була повторена вже з використанням МЕМС вимірювачів. Зокрема, було проведено теоретичний аналіз ефективності компенсації постійних зміщень нулів, похибок коефіцієнтів перетворення і перехресної чутливості при обертанні ІВМ навколо різних осей, що було експериментально перевірено в лабораторних умовах із застосуванням тривісного поворотного стенду [4]. Дослідження показали, що обертання ІВМ здатне модулювати похибки інерційних датчиків та відповідно зменшувати навігаційні похибки у статичному випадку.

Можливості застосування даного підходу в реальній наземній техніці було в подальшому продемонстровано на прикладі ІВМ з вертикальною віссю обертання в складі автомобільної БІНС [5]. Похибка визначення координат скоротилася в більш ніж два рази, проте обертальна платформа суттєво збільшила габарити та складність навігаційної системи загалом, що неминуче позначається і на її вартості. Очевидним, однак не простим в реалізації рішенням

є відмова від штучного джерела обертального руху. Наприклад, можна спробувати використати обертання колеса автомобіля, що вже частково апробовано при розробці 2D навігаційної системи [6]. Результати випробувань показали, що використання ІВМ в якості «віртуального одометра» дає вищу точність при визначенні позиції порівняно зі стандартним автомобільним одометром. Однак, такий підхід має кілька обмежень. Перш за все, максимально допустима кутова швидкість обертання колеса визначається діапазоном вимірювання гіроскопів, що відповідно накладає обмеження на максимальну швидкість руху автомобіля загалом.

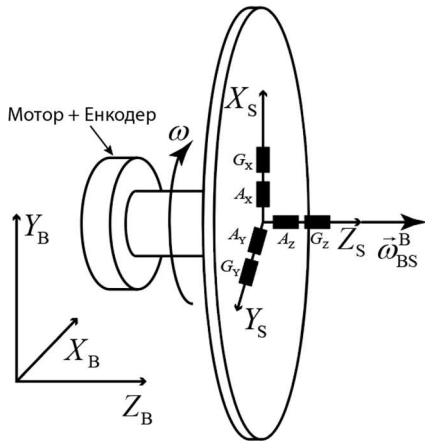


Рис. 1. Схема встановлення ІВМ на обертальній платформі

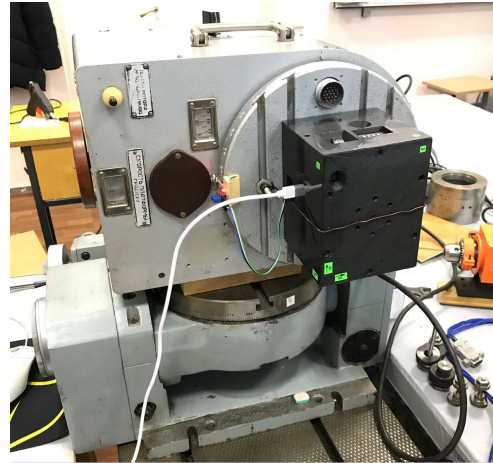


Рис. 2. Тестовий блок на одновісному поворотному стенді в положенні з горизонтальною віссю обертання

Математична модель. Розглянемо ІВМ, встановлений на платформі, що рівномірно рухається (рис.1). Вимірювання параметрів руху відбувається в зв'язаній з ІВМ системі координат:

$$\begin{aligned}\vec{a}_{IS}^S &= C_B^S \vec{a}_{IB}^B + \vec{a}_{BS}^S + \Delta \vec{a}; \\ \vec{\omega}_{IS}^S &= C_B^S \vec{\omega}_{IB}^B + \vec{\omega}_{BS}^S + \Delta \vec{\omega},\end{aligned}\quad (1)$$

де, $\vec{a}_{IS}^S$ та $\vec{\omega}_{IS}^S$ – прискорення та кутова швидкість відносно інерціальної СК І, що фіксуються вимірювачами ІВМ (і, відповідно, визначені в осях приладової СК S); $\vec{a}_{IB}^B$ та $\vec{\omega}_{IB}^B$ – прискорення та кутова швидкість об'єкта відносно інерціальної СК І, визначені в зв'язаній з об'єктом СК В; $\vec{a}_{BS}^S$ та $\vec{\omega}_{BS}^S$ – прискорення та кутова швидкість ІВМ відносно зв'язаної СК В в приладовій СК ІВМ; $\Delta \vec{a}$ та $\Delta \vec{\omega}$ – похибки блоку акселерометрів та ДКШ (гіроскопів) ІВМ. Вектори $\vec{a}_{BS}^S$ та $\vec{\omega}_{BS}^S$ характеризують рух платформи в нерухомій СК об'єкта. Відповідно, оцінка прискорення та кутова швидкість $\tilde{\vec{a}}_{IB}^B$ та $\tilde{\vec{\omega}}_{IB}^B$ дорівнює:

$$\begin{aligned}\tilde{\vec{a}}_{IB}^B &= C_S^B \vec{a}_{IS}^S + \vec{a}_{BS}^B; \\ \tilde{\vec{\omega}}_{IB}^B &= C_S^B \vec{\omega}_{IS}^S + \vec{\omega}_{BS}^B,\end{aligned}\quad (1)$$

де $\vec{a}_{BS}^B = -C_S^B \vec{a}_{BS}^S$, $\vec{\omega}_{BS}^B = -C_S^B \vec{\omega}_{BS}^S$, $\vec{a}_{BS}^B \approx 0$, $\vec{\omega}_{BS}^B \approx [0 \ 0 \ \omega]^T$. Маємо:

$$\tilde{\vec{a}}_{IB}^B = \vec{a}_{IB}^B + \begin{bmatrix} \Delta a_x \cos \omega t - \Delta a_y \sin \omega t \\ \Delta a_x \sin \omega t + \Delta a_y \cos \omega t \\ \Delta a_z \end{bmatrix}; \quad \tilde{\vec{\omega}}_{IB}^B = \vec{\omega}_{IB}^B + \begin{bmatrix} \Delta \omega_x \cos \omega t - \Delta \omega_y \sin \omega t \\ \Delta \omega_x \sin \omega t + \Delta \omega_y \cos \omega t \\ \Delta \omega_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

За повний цикл обертання інтеграли вихідних сигналів (2) дорівнюють:

$$\int_0^T \tilde{\vec{a}}_{IB}^B dt = \int_0^T \vec{a}_{IB}^B dt + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \Delta a_z T \end{bmatrix}; \quad \int_0^T \tilde{\vec{\omega}}_{IB}^B dt = \int_0^T \vec{\omega}_{IB}^B dt + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \Delta \omega_z T \end{bmatrix} \quad (3)$$

Обертання IBM модулює постійні зміщення інерційних датчиків, перпендикулярних до осі обертання, а похибки орієнтації та швидкості, викликані такими зміщеннями, самостійно усуваються після повного циклу обертання.

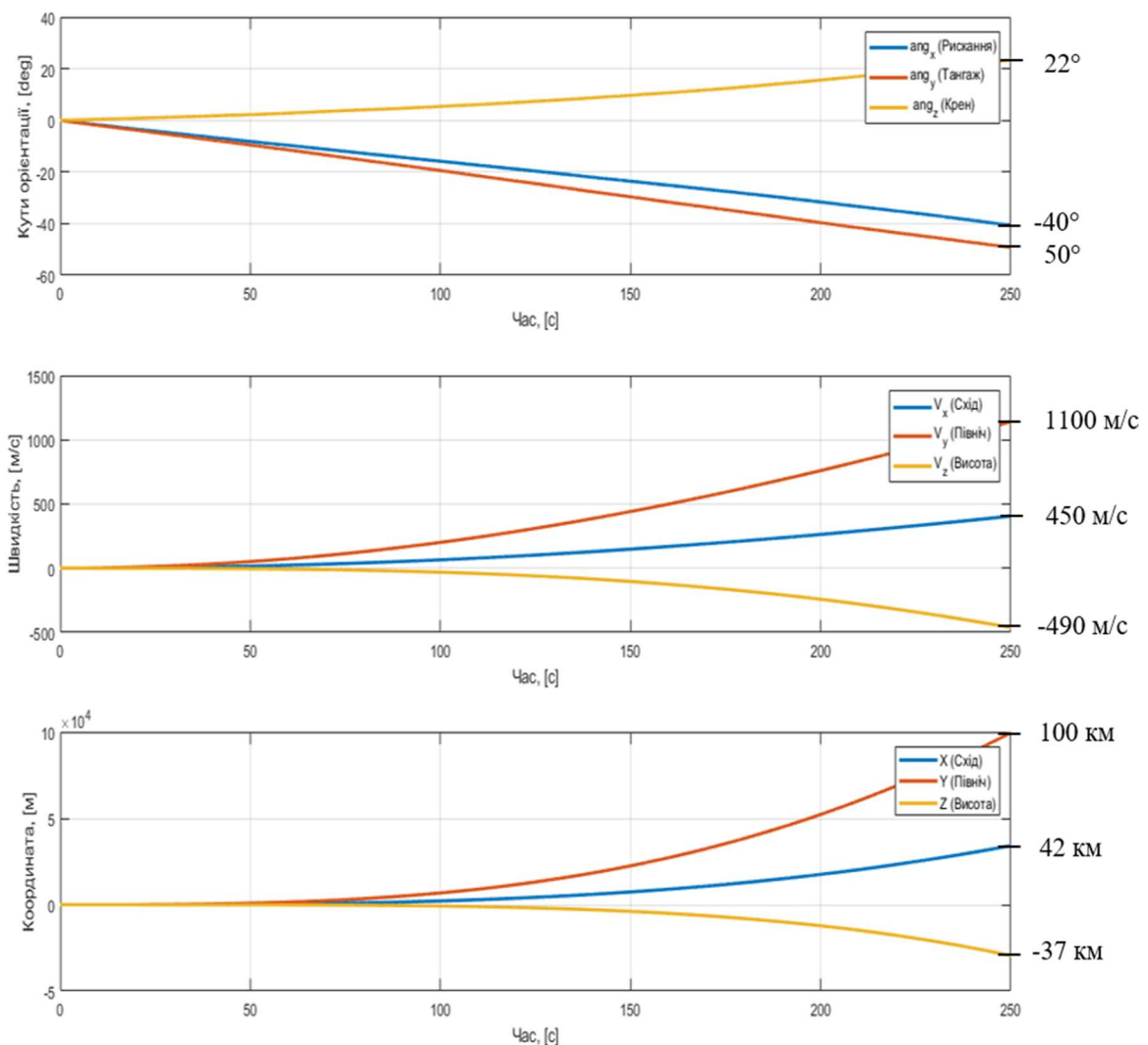


Рис. 3. Робота автономної БІНС без застосування запропонованого способу

Експеримент. Основою дослідного зразку IBM було обрано мікромеханічний модуль MTI-1 від компанії Xsens. Задля забезпечення можливості тривалого функціонування IBM за умов безперервного модулюючого обертання, дослідний зразок оснащений акумулятором. Передача даних відбувається бездротово за технологією Bluetooth.

Запис показів інерціальних вимірювачів ІВМ, а також контроль кута повороту платформи ІВМ та її кутова швидкість здійснювались з частотою 40 Гц. Значення кута повороту використовується для розрахунку переходу від приладової СК ІВМ до СК БІНС. Спершу були проведені звичайні статичні випробування для класичної БІНС, що дослідити швидкість накопичення похибок оцінки навігаційних параметрів з часом та відповідно часові межі автономного функціонування БІНС. Тривалість випробування становить 5 хвилин. Статичні випробування модифікованої БІНС відбувалися з двома варіантами орієнтації осі модулюючого обертання (горизонтально та вертикально), а також з кількома варіантами кутової швидкості.

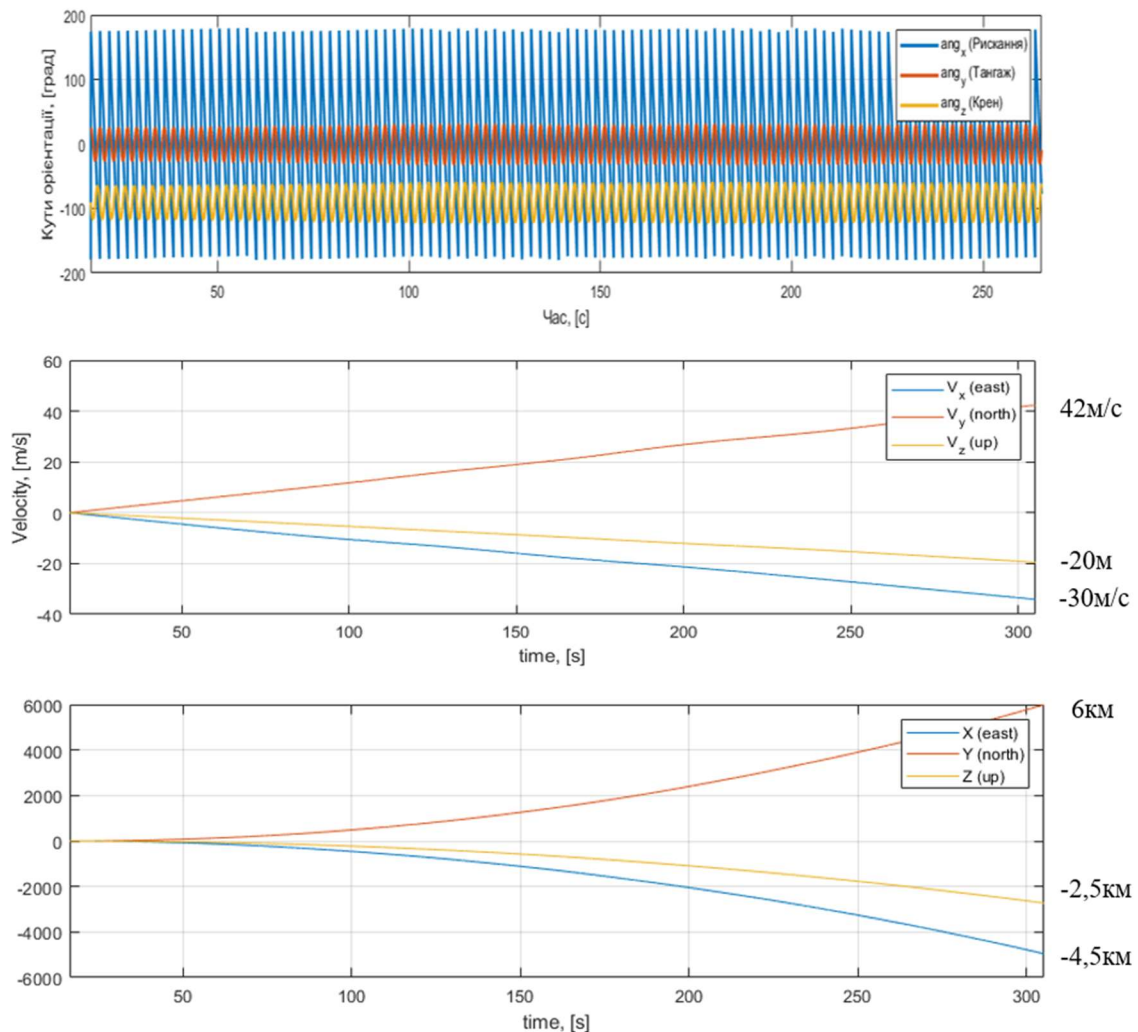


Рис. 4. Робота автономної БІНС за запропонованим способом.

Аналіз експерименту. Порівнюючи результати відпрацювання класичної БІНС зі статичним ІВМ (рис. 3) та таким, що обертається (рис. 4), можна відмітити суттєве зменшення швидкості наростання навігаційної похибки тільки за двома з трьох координат. Це пояснюється тим, що вихідні сигнали вимірювачів з осями чутливості, розташованими вздовж осі обертання модуляції не піддаються, а тому характер накопичення похибки за відповідним вимірювальним каналом схожий з класичним варіантом БІНС.

Висновок. Обертання ІВМ здатне гармонічно модулювати квазістатичні

похибки інерційних датчиків які практично усуваються при їх однократному або двократному інтегруванні в БІНС, що на нашу думку дає шлях до суттєвого зменшення її навігаційних похибок та збільшення часу її автономної роботи (на підставі проведених експериментів)

Джерела

6. S. Du, W. Sun, and Y. Gao, “MEMS IMU Error Mitigation Using Rotation Modulation Technique,” *Sensors*, vol. 16, no. 12, p. 2017, Nov. 2016, doi: 10.3390/s16122017.
7. E. S. Geller, “Inertial System Platform Rotation,” *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. AES-4, no. 4, pp. 557–568, Jul. 1968, doi: 10.1109/TAES.1968.5409024.
8. E. Levinson and R. Majure, “Accuracy Enhancement Techniques Applied to the Marine Ring Laser Inertial Navigator (MARLIN),” *Navigation*, vol. 34, no. 1, pp. 64–86, 1987, doi: <https://doi.org/10.1002/j.2161-4296.1987.tb01490.x>.
9. S. Du, W. Sun, and Y. Gao, “MEMS IMU error mitigation using rotation modulation technique,” *27th Int. Tech. Meet. Satell. Div. Inst. Navig. ION GNSS 2014*, vol. 3, pp. 1822–1838, Jan. 2014, doi: 10.3390/s16122017.
10. S. Du, “A micro-electro-mechanical-system-based inertial system with rotating accelerometers and gyroscopes for land vehicle navigation,” *Int. J. Distrib. Sens. Networks*, vol. 13, no. 12, 2017, doi: 10.1177/1550147717746351.
11. J. Collin, “MEMS IMU carouseling for ground vehicles,” *IEEE Trans. Veh. Technol.*, vol. 64, no. 6, pp. 2242–2251, 2015, doi: 10.1109/TVT.2014.2345847.