

УДК 531.768

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771382019202979>М. Г. Черняк¹, к.т.н., доцент, В. О. Колесник², бакалавр**ІДЕНТИФІКАЦІЯ ВІБРАЦІЙНОЇ ПОХИБКИ НАВІГАЦІЙНОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА У ХОДІ ЙОГО СТАТИЧНИХ ВИПРОБУВАНЬ****En**

This article describes the vibration error of the navigation accelerometer caused by the nonlinearity of its metrological model.

Vibration error is the regular steady-state error in the time-average output of accelerometer during vibratory disturbances. It is defined that error varies with the amplitude and frequency of the vibrations and consists of additive and multiplicative components. The additive components are only dependent on the vibration value and determined by even nonlinear coefficients. The multiplicative components are also dependent on measured acceleration and determined by the asymmetric of sensitivity, odd nonlinear coefficients, and cross-sensitivity. To express these dependencies, an appropriate mathematical model was developed.

The method of experimental estimation of the vibration error based on the developed model was proposed. The main idea of the method is to evaluate parameters of the developed model during static tests in the terrestrial gravitational field and to calculate error according to the specific vibration characteristics – the amplitude in the case of harmonic vibration profile or the frequency band and the power spectral density in the case of random vibration.

The effectiveness of the proposed method has been tested by using three types of navigation accelerometers in comparison with the results of classical dynamic testing in various vibration conditions (harmonic, white noise, etc.). The mismatch between the calculated values of the vibration error and the reference results did not exceed 35%, which confirms the correctness of reasoning regarding the type of proposed functional dependence.

Ru

Разработана математическая модель вибрационной погрешности навигационного акселерометра, обусловленной нелинейностью его метрологической модели. Показано, что источником возникновения этой ошибки являются нелинейные составляющие статической функции преобразования акселерометра. Предложен способ экспериментального определения этой вибрационной погрешности при статических испытаниях акселерометру, которые являются обязательными для каждого произведенного акселерометру навигационного класса точности. Эффективность предложенного способа определения вибрационной погрешности проверено для трех типов навигационных акселерометров.

¹ КПШ ім. Ігоря Сікорського² КПШ ім. Ігоря Сікорського

Вступ

Основою будь-якої інерціальної навігаційної системи (ІНС) чи бортової системи орієнтації (БСО) є навігаційні акселерометри (НА), котрі є джерелом інформації про лінійні прискорення об'єкта.

В ідеальному випадку вихідний сигнал НА має бути пропорційним проекції уявного прискорення на його вісь чутливості. Однак в умовах експлуатації у ньому міститься ряд похибок, спричинених як факторами середовища (температура, магнітні поля тощо), так і нелінійністю функції перетворення (ФП). Крім того, під час польоту на борту літального апарату (ЛА) завжди присутні вібрації – механічні коливання, що можуть набувати різного характеру від гармонічного коливання центру мас ЛА до випадкових коливань різних його конструктивних елементів із широким спектром частот. Постійна складова віброприскорення детектується на нелінійностях ФП акселерометра, що викликає появу у нього додаткової вібраційної похибки (ВП) [1].

На жаль, на даний момент відсутні стандартизовані методи контролю і оцінки ВП. Часто розробники акселерометрів не ставлять за ціль віднайти функціональну залежність між величиною ВП та джерелами її виникнення, подаючи результат розрахунків у вигляді деякого закону розподілу величини ВП, та оцінюючи інформаційну здатність акселерометра за цією ймовірнісною характеристикою [2].

Компенсація ВП у експлуатації зараз здійснюється шляхом введення поправки, величина якої обумовлена детектуванням лише квадрату величини віброприскорення функцією перетворення акселерометра [3]. Таке спрощення пояснюється тим, що перевірка вібростійкості у рамках частотного діапазону НА викликає у розробників непереборні труднощі через велику кількість параметрів вібрації, значення яких сильно варіюються.

Постановка задачі

Метою даної статті є розробка способу визначення величини ВП навігаційного акселерометра, зумовленої нелінійністю його метрологічної моделі, котрий дозволяє визначити цю похибку при його статичних випробуваннях, які є обов'язковими для кожного виробленого акселерометру.

Математична модель вібраційної похибки навігаційного акселерометра

Математична модель вібраційної похибки базується на затвердженій стандартом *IEEE Std. 1293-1998* [4] метрологічній моделі вихідного сигналу навігаційного акселерометра виду

$$U(\vec{a}) = K_1 \left\{ \begin{array}{l} k_0 + \left(1 + \frac{k'_1}{2} \text{sign} a_{IA}\right) \cdot a_{IA} + \sum_{n \geq 2} k_n a_{IA}^n + \delta_{OA} a_{PA} + \\ + \delta_{PA} a_{OA} + k_{IP} a_{IA} a_{PA} + k_{IO} a_{IA} a_{OA} + k_{PO} a_{PA} a_{OA} + \varepsilon \end{array} \right\}, \quad (1)$$

де K_1 , [В/г] – коефіцієнт чутливості (КЧ); k_0 , [г] – зміщення нуля (ЗН); k'_1 , [1] – асиметрія КЧ; δ_{OA} , δ_{PA} , [рад] – кути неортогональності осей OA і PA із віссю IA (рис. 1); k_n ($n \geq 2$), [1/гⁿ] – коефіцієнти нелінійності; k_{IP} , k_{IO} , k_{PO} , [1/г] – коефіцієнти перехресної чутливості; ε , [г] – похибки вимірювання та не модельовані похибки.

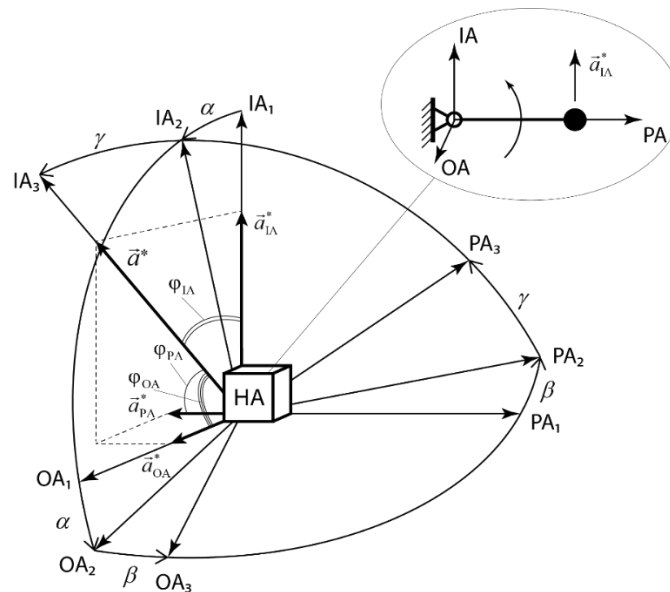


Рис. 1. Положення вектора прискорення відносно інструментальних осей HA: IA – вимірювальна вісь; PA – маятникова вісь; OA – вісь обертання чутливого елемента HA

Уявне прискорення $\vec{a}(t)$, вимірюване навігаційним акселерометром, у часі включає систематичну складову $\vec{a}_0(t) = M[\vec{a}(t)]$ (де $M[x]$ – оператор математичного очікування) та вібрацію основи $\vec{w}(t)$, середнє значення якої фізично дорівнює нулю, тобто не викликає переміщень об'єкта та його конструктивних елементів під час експлуатації:

$$x = \int_0^T \int \vec{w}(t) dt = \frac{w_{CP} T^2}{2} \approx 0. \text{ [M]}$$

Таким чином, похибка, зумовлена нелінійністю вихідного сигналу HA (1), що описується залежністю виду:

$$\Delta(\vec{a}) = \frac{U(\vec{a})}{K_1} - (a_{IA} + k_0) = \frac{k'_1}{2} a_{IA} \text{sign} a_{IA} + \sum_{n \geq 2} k_n a_{IA}^n + \delta_{OA} a_{PA} + \delta_{PA} a_{OA} +$$

$$+ k_{IP} a_{IA} a_{PA} + k_{IO} a_{IA} a_{OA} + k_{PO} a_{PA} a_{OA} + k_{PP} a_{PA}^2 + k_{OO} a_{OA}^2, [\text{g}]$$

включає два компоненти:

$$\Delta = \Delta_{\text{ОП}} + \Delta_{\text{ВП}}, [\text{g}]$$

де $\Delta_{\text{ОП}}, [\text{g}]$ – основна похибка (ОП) НА, безпосередньо зумовлена нелінійністю його ФП; $\Delta_{\text{ВП}}, [\text{g}]$ – додаткова вібраційна похибка (ВП) акселерометра як наслідок існування вібрацій на борту ЛА. Вібраційна похибка залежить як від параметрів прискорення вібрації, так і від вимірюваного прискорення

$$\Delta_{\text{ВП}} = f(\vec{w}(t), \vec{a}_0(t)). [\text{g}] \quad (2)$$

Для визначення виду даної функціональної залежності розглянемо випадок дії на НА прискорення із гармонічною вібрацією.

У цьому випадку, систематичний приріст зумовлений асиметрією чутливості НА визначається формулою

$$\langle u_{\text{AS}} \rangle = \left\langle \frac{k'_1}{2} (a_{IA} + w_{IA} \sin \omega t) \text{sign}(a_{IA} + w_{IA} \sin \omega t) \right\rangle =$$

$$= \frac{k'_1 \omega}{4\pi} \text{sign}(a_{IA} + w_{IA} \sin \omega t) \int_0^{2\pi/\omega} (a_{IA} + w_{IA} \sin \omega t) dt, [\text{g}] \quad (3)$$

Наявність у виразі (2) нелінійної функції $\text{sign}(x)$ зумовлює залежність величини шуканої складової вібраційної похибки від асиметрії КЧ та співвідношення між величиною вимірюваного уявного прискорення a_{IA} та проекцією амплітуди вібрації w_{IA}

$$\langle u_{\text{AS}} \rangle = \begin{cases} \frac{k'_1}{2} |a_{IA}|, & \text{при } |a_{IA}| \geq |w_{IA}|; \\ \frac{k'_1}{\pi} \left[\arcsin \frac{a_{IA}}{w_{IA}} + \sqrt{w_{IA}^2 - a_{IA}^2} \right], & \text{при } |a_{IA}| < |w_{IA}|. \end{cases} [\text{g}] \quad (4)$$

У випадку зі складовою ВП, зумовленою нелінійними коефіцієнтами k_n ($n \geq 2$), відбувається детектування вібрації, що математично описується наступним чином

$$\langle u_{\text{NL}} \rangle = \left\langle \sum_{i=2}^n k_i (a_{IA} + w_{IA} \sin \omega t)^i \right\rangle =$$

$$= k_2 \left(a_{IA}^2 + \frac{w_{IA}^2}{2} \right) + k_3 \left(a_{IA}^3 + \frac{3}{2} a_{IA} w_{IA}^2 \right) + k_4 \left(a_{IA}^4 + 3 a_{IA}^2 w_{IA}^2 + \frac{3}{8} w_{IA}^4 \right). [\text{g}] \quad (5)$$

Похибка від неортогональності осей ОА та РА відносно осі чутливості акселерометра не містить залежних від вібрації компонентів:

$$\begin{aligned} \langle u_{\delta} \rangle &= \langle \delta_{OA} (a_{PA} + w_{PA} \sin \omega t) + \delta_{PA} (a_{OA} + w_{OA} \sin \omega t) \rangle = \\ &= \delta_{OA} a_{PA} + \delta_{PA} a_{OA}, \text{ [g]}. \end{aligned} \quad (6)$$

На відміну від неї, детектування вібрації коефіцієнтами перехресної чутливості має місце лише за умови, коли вісь вібрації не паралельна жодній з інструментальних осей НА:

$$\begin{aligned} \langle u_{cc} \rangle &= k_{IP} a_{IA} a_{PA} + k_{IO} a_{IA} a_{OA} + k_{PO} a_{PA} a_{OA} + \\ &+ \frac{1}{2} k_{IO} w_{IA} w_{OA} + \frac{1}{2} k_{IP} w_{IA} w_{PA} + \frac{1}{2} k_{PO} w_{PA} w_{OA}. \text{ [g]} \end{aligned} \quad (7)$$

Отже, складова вібраційної похибки НА із урахуванням (3 – 6) описується залежністю виду

$$\begin{aligned} \Delta_{ВП} &= \frac{k_2}{2} w_{IA}^2 + \frac{3}{2} k_3 w_{IA}^2 a_{IA} + 3k_4 a_{IA}^2 w_{IA}^2 + \frac{3}{8} k_4 w_{IA}^4 + \frac{k_{IO}}{2} w_{IA} w_{OA} + \\ &+ \frac{k_{IP}}{2} w_{IA} w_{PA} + \frac{k_{PO}}{2} w_{PA} w_{OA} + \\ &+ \begin{cases} 0, \text{ при } |a_{IA}| \geq |w_{IA}|; \\ \frac{k'_1}{\pi} \left[\arcsin \frac{a_{IA}}{w_{IA}} + \sqrt{w_{IA}^2 - a_{IA}^2} - \frac{\pi |a_{IA}|}{2} \right], \text{ при } |a_{IA}| < |w_{IA}|, \end{cases} \end{aligned} \quad (8)$$

яку можна узагальнити до випадку дії широкосмугової випадкової вібрації:

$$\begin{aligned} \Delta_{ВП} &= k_2 S_{IA} \Delta f + 3k_3 a_{IA} S_{IA} \Delta f + 6k_4 a_{IA}^2 S_{IA} \Delta f + 3k_4 (S_{IA} \Delta f)^2 + \\ &+ k_{IO} \sqrt{S_{IA} S_{OA}} \Delta f + k_{IP} \sqrt{S_{IA} S_{PA}} \Delta f + k_{PO} \sqrt{S_{PA} S_{OA}} \Delta f + \\ &+ \begin{cases} 0, \text{ при } |a_{IA}| \geq \sqrt{S_{IA} \Delta f}; \\ \frac{k'_1}{\pi} \left[\arcsin \frac{a_{IA}}{\sqrt{S_{IA} \Delta f}} + \sqrt{S_{IA} \Delta f - a_{IA}^2} - \frac{\pi |a_{IA}|}{2} \right], \text{ при } |a_{IA}| < \sqrt{S_{IA} \Delta f}. \end{cases} \end{aligned} \quad (9)$$

Як бачимо, загальна структура виразу для визначення ВП не змінилася, однак його аргументами стали середньоквадратичні відхилення компонентів вібрації:

$$\sigma_j = \sqrt{S_j \Delta f}, \quad (j = \overline{PA, IA, OA}),$$

де S , $[\text{g}^2/\text{с}]$ – спектральна щільність вібрації; Δf , $[\text{1}/\text{с}]$ – частотний діапазон вібрації.

Отримані моделі (8) та (9) для розрахунку вібраційної похибки (2) НА містять складові обумовлені наявністю у моделі його вихідного сигналу (1) коефіцієнту асиметрії КЧ k_1' , коефіцієнтів нелінійності k_2 , k_3 та k_4 , кутів неортогональності δ_{OA} , δ_{PA} , та коефіцієнтів перехресної чутливості k_{IO} , k_{IP} та k_{PO} .

Для розрахунку ВП акселерометра за формулами (8) та (9) пропонується вказані вище коефіцієнти визначати експериментально при статичних випробуваннях акселерометру за способом, описаним в наступному пункті.

Спосіб ідентифікації вібраційної похибки акселерометра

Визначення коефіцієнтів моделей (8) та (9) здійснюється у ході прийнятно-здавальних випробувань відомим методом тестових поворотів досліджуваного НА у гравітаційному полі Землі [5] наступним чином.

Тестові положення НА поділяються на три серії в залежності від того, яка вісь акселерометра паралельна осі повороту одновісного задавача тестового положення (рис. 2). Такий сценарій випробування дозволяє отримати достатню кількість алгебраїчних рівнянь для однозначного визначення кожного коефіцієнту метрологічної моделі акселерометра вібропохибки, а отже і моделі ВП за формулами (8) та (9).

У результаті проведених вимірювань вихідного сигналу акселерометру у зазначених тестових поворотах отримуємо 24 значення результатів цих вимірювань U_{ij} ($i = \overline{1,3}$, $j = \overline{1,8}$).

Спершу проводиться наближена оцінка коефіцієнту чутливості \tilde{K}_1 :

$$\tilde{K}_1 \approx \frac{1}{6} [U_{15} - U_{11} + \sqrt{2}(U_{14} + U_{16} - U_{12} - U_{18})], [\text{В/г}]. \quad (10)$$

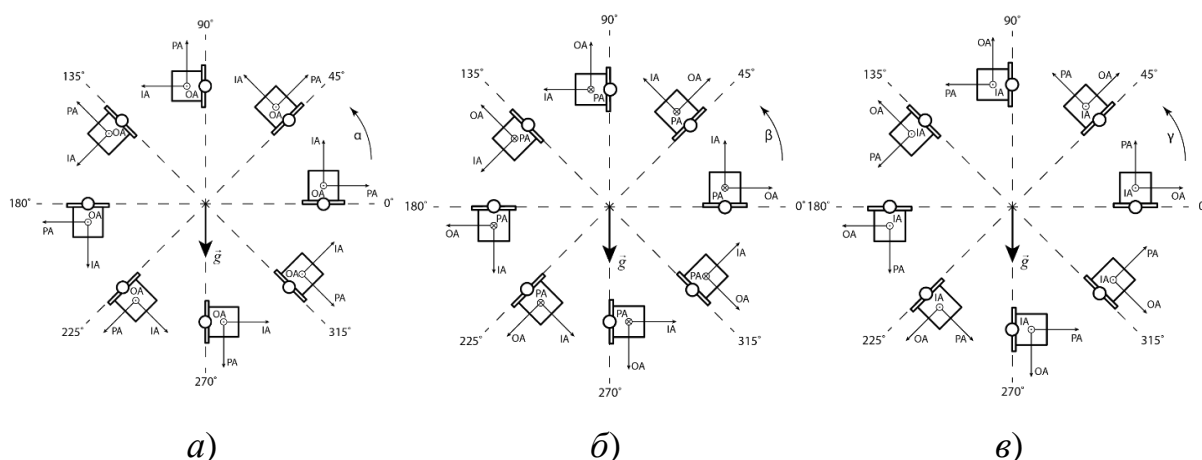


Рис. 2 Положення акселерометра в першій (а), другій (б) та третій (в) серіях тестових поворотів

Оскільки у виразі (10) присутній компонент залежний від кубічної нелінійності, методична похибка визначення K_1 дорівнює:

$$\delta_{K_1}^M = \frac{\tilde{K}_1 - K_1}{K_1} = \frac{2}{3}k_3, \quad [\text{B/g}]. \quad (11)$$

Коефіцієнт кубічної нелінійності k_3 визначимо на основі виразу:

$$k_3 = \frac{\frac{\sqrt{2}}{\tilde{K}_1} \left(U_{16} - U_{12} - \frac{\sqrt{2}}{2} (U_{17} - U_{13}) \right) - 2}{1 - \frac{2\sqrt{2}}{3\tilde{K}_1} \left(U_{16} - U_{12} - \frac{\sqrt{2}}{2} (U_{17} - U_{13}) \right)}, \quad [1/g^2]. \quad (12)$$

Уточнена оцінка значення коефіцієнта перетворення згідно із (11) дорівнює:

$$K_1 = \frac{\tilde{K}_1}{1 + \frac{2}{3}k_3}, \quad [\text{B/g}].$$

Наближена оцінка коефіцієнта асиметрії коефіцієнта чутливості k_1' дорівнює:

$$\tilde{k}_1' = \frac{\tilde{K}_1^{(+)} + \tilde{K}_1^{(-)}}{K_1}, \quad [1]$$

де

$$\tilde{K}_1^{(-)} \approx \frac{1}{6} \left[\begin{array}{l} (U_{15} + U_{25}) + \sqrt{2}(U_{14} + U_{16} + U_{24} + U_{26}) - \\ - \frac{1 + 2\sqrt{2}}{2}(U_{13} + U_{17} + U_{23} + U_{27}) \end{array} \right], \quad [\text{B/g}],$$

$$\tilde{K}_1^{(+)} \approx \frac{1}{6} \left[\begin{array}{l} (U_{11} + U_{21}) + \sqrt{2}(U_{12} + U_{18} + U_{22} + U_{28}) - \\ - \frac{1 + 2\sqrt{2}}{2}(U_{13} + U_{17} + U_{23} + U_{27}) \end{array} \right], \quad [\text{B/g}].$$

Методична похибка оцінки складає:

$$\Delta'_{K_1} = \tilde{k}_1' - k_1' = \frac{1}{3} \left[2(1 + \sqrt{2})k_2 + (2 + \sqrt{2})k_4 \right], \quad [1]. \quad (13)$$

Коефіцієнти k_2 та k_4 визначаються як розв'язок системи рівнянь виду:

$$\begin{cases} a_{11}k_2 + a_{12}k_4 = b_1; \\ a_{21}k_2 + a_{22}k_4 = b_2, \end{cases} \quad (14)$$

де

$$a_{11} = -\frac{\sqrt{2}}{3}; \quad a_{12} = -\frac{1}{3}(\sqrt{2}+1); \quad b_1 = \frac{1}{K_1} \left(U_{12} + U_{14} + U_{16} + U_{18} - \frac{U_{11} + U_{15}}{2} \right);$$

$$a_{21} = \frac{2}{3}; \quad a_{22} = 1 + \frac{\sqrt{2}}{3}; \quad b_2 = \frac{1}{K_1} (U_{11} + U_{15} - (U_{12} + U_{14} + U_{16} + U_{18})).$$

Після отримання цього розв'язку уточнена оцінка значення коефіцієнта k'_1 , згідно із (13), дорівнює:

$$k'_1 = \tilde{k}'_1 + \frac{1}{3} \left[2(1 + \sqrt{2})k_2 + (2 + \sqrt{2})k_4 \right], [1]. \quad (15)$$

Вираз для розрахунку зміщення нуля має вигляд

$$k_0 = \frac{1}{12 \cdot K_1} \left(U_{13} + U_{23} + U_{17} + U_{27} + \sum_{i=1}^8 U_{3i} \right), [g].$$

Формули для розрахунку кутів неортогональності δ_{PA} та δ_{OA} наступні:

$$\delta_{PA} = \frac{U_{27} + U_{37} - U_{23} - U_{33}}{4K_1}, [1]; \quad \delta_{OA} = \frac{U_{17} + U_{35} - U_{13} - U_{31}}{4K_1}, [1]. \quad (16)$$

Коефіцієнти перехресної чутливості k_{IP} , k_{PO} , k_{IO} визначаються за такими виразами:

$$k_{IP} = \frac{U_{12} + U_{16} - U_{14} - U_{18}}{2K_1}, [1/g]; \quad k_{IO} = \frac{U_{22} + U_{26} - U_{24} - U_{28}}{2K_1}, [1/g];$$

$$k_{PO} = \frac{U_{32} + U_{36} - U_{34} - U_{38}}{2K_1}, [1/g]. \quad (17)$$

Після експериментального визначення шуканих коефіцієнтів моделі вихідного сигналу НА (1) і отримання параметрів детермінованої та (або) випадкової вібрацій, що діють на акселерометр в експлуатації, визначають за формулами (8) і (9) числові значення його вібраційної похибки в цих умовах експлуатації.

Експериментальна перевірка способу

Експериментальна перевірка якості визначення коефіцієнтів моделі вихідного сигналу НА (1) і наступного розрахунку його ВП за формулами (8) і (9) була здійснена на основі результатів вібраційних випробувань трьох навігаційних акселерометрів – прецизійних АКС-05М та А-15 і середнього класу точності АЛ-1 (рис. 3).

Визначення коефіцієнтів моделі (1) цих НА було проведено на стенді для статичних випробувань, функціональна схема якого зображена на

рис. 4. У якості задатчика тестових положень НА використовується оптична ділильна головка 1 типу ОДГ-10, що забезпечує можливість задання будь-якого кута повороту з похибкою не більше $\pm 10''$. Вона встановлена на розв'язаному фундаменті 6.

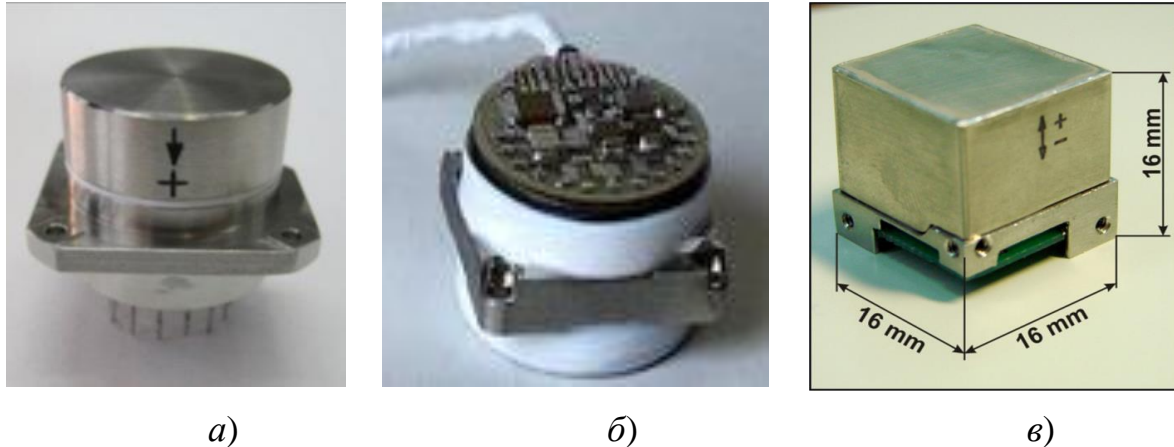


Рис. 3. Акселерометри АКС-05М (а), А-15 (б) та АЛ-1 (в)

Досліджуваний НА кріпиться на валу ОДГ за допомогою оснастки 5 та кантувача 2, що задає дві перпендикулярні площини. Поверхня установки приводиться у горизонтальне положення за допомогою прецизійного рівня 4 (похибка горизонтування $\pm 10''$). Кутове переміщення валу ОДГ здійснюють шляхом його ручного повороту. Вихідний сигнал НА поступає на пульт комутації. Значення напруги вихідного сигналу, отримане шляхом оцифрування аналогового сигналу із пульта комутації НА за допомогою АЦП передаються до ЕОМ для подальшої статистичної обробки та обчислення коефіцієнтів метрологічної моделі НА.

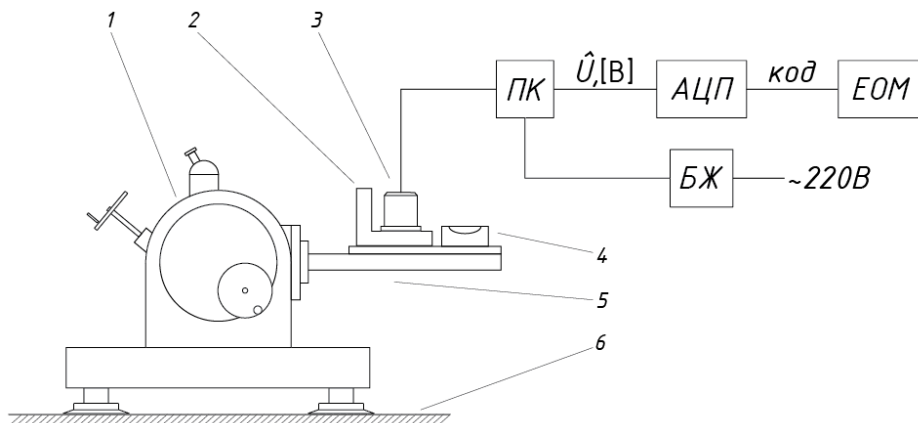


Рис. 4. Функціональна схема стану статичних випробувань НА:

- 1 – ОДГ; 2 – кантувач; 3 – досліджуваний НА;
- 4 – бульбашковий рівень; 5 – вал ОДГ із оснасткою;
- 6 – спецфундамент; ПК – пульт комутації; АЦП – аналого-цифровий перетворювач; ЕОМ – електронно-обчислювальна машина; БЖ – блок живлення

П р и л а д и т а м е т о д и к о н т р о л ю

Значення коефіцієнтів метрологічної моделі (1) НА розраховані за формулами (11 – 17), на основі значень вимірних у тестових положеннях (рис. 2) їх вихідних сигналів, наведені у табл. 1.

Розраховані по формулі (9), за наведеними у табл. 1 значеннями коефіцієнтів моделі (1), значення ВП Δ_B , для випадку дії на акселерометр широкосмугової випадкової вібрації типу білий шум із середньоквадратичним значенням амплітуди 1g, наведені у табл. 2.

Таблиця 1.

Визначені коефіцієнти моделі (1) акселерометрів

Тип НА	$k_0, \cdot 10^{-4} g$	$k_1, \cdot 10^{-4}$	$k_2, \cdot 10^{-4} g^{-1}$	$k_3, \cdot 10^{-4} g^{-2}$	$k_4, \cdot 10^{-4} g^{-3}$
АКС-05	-0,07	3,015	-2,56	-1,20	-1,20
А-15	0,12	-6,850	0,50	1,12	1,12
АЛ-1	-2,25	-8,132	4,2	-8,0	-8,0

Тип НА	$\delta_{PA}, \cdot 10^{-4} rad$	$\delta_{OA}, \cdot 10^{-4} rad$	$k_{IO}, \cdot 10^{-5} g^{-1}$	$k_{IP}, \cdot 10^{-6} g^{-1}$	$k_{PO}, \cdot 10^{-7} g^{-1}$
АКС-05	3,90	3,05	1,1	1,1	0,001
А-15	9,01	-5,02	-1,0	-1,0	-0,002
АЛ-1	1,80	0,80	5,5	5,5	550,0

Таблиця 2.

Визначені вібраційні похибки акселерометрів

Тип НА	АКС-05	А-15	АЛ-1
$\Delta_B, \cdot 10^{-4} g$	1,8	-8,0	15,5
$\hat{\Delta}_B, \cdot 10^{-4} g$	2,8	-6,7	21,0

Перевірка ефективності запропонованого способу визначення ВП відбувалась шляхом порівняння розрахованих значень ВП Δ_B (табл. 2) із визначеними у ході динамічних випробувань акселерометрів на вібростенді (рис. 5) значеннями ВП $\hat{\Delta}_B$.

Під час динамічних випробуваннях числове значення величини ВП визначалось шляхом інтегрування за часом вихідного сигналу $U(t)$ акселерометру із попередніми вирахуванням із нього середнього значення вихідного сигналу до дії вібрації U_0

$$v(t) = \frac{1}{K_1} \int_0^t (U(t) - U_0) dt, [g \cdot c]$$

та подальшою апроксимацією методом найменших квадратів результату цього інтегрування до лінійної функції виду:

$$v(t) = \hat{\Delta}_B \cdot t, [g \cdot c],$$

де масштабний коефіцієнт $\hat{\Delta}_B$ цієї функції являє собою числове значення вібраційної похибки (вважаючи незмінною величину цієї похибки протягом конкретного динамічного випробування). Результати визначення ВП $\hat{\Delta}_B$ також наведено у табл. 2.

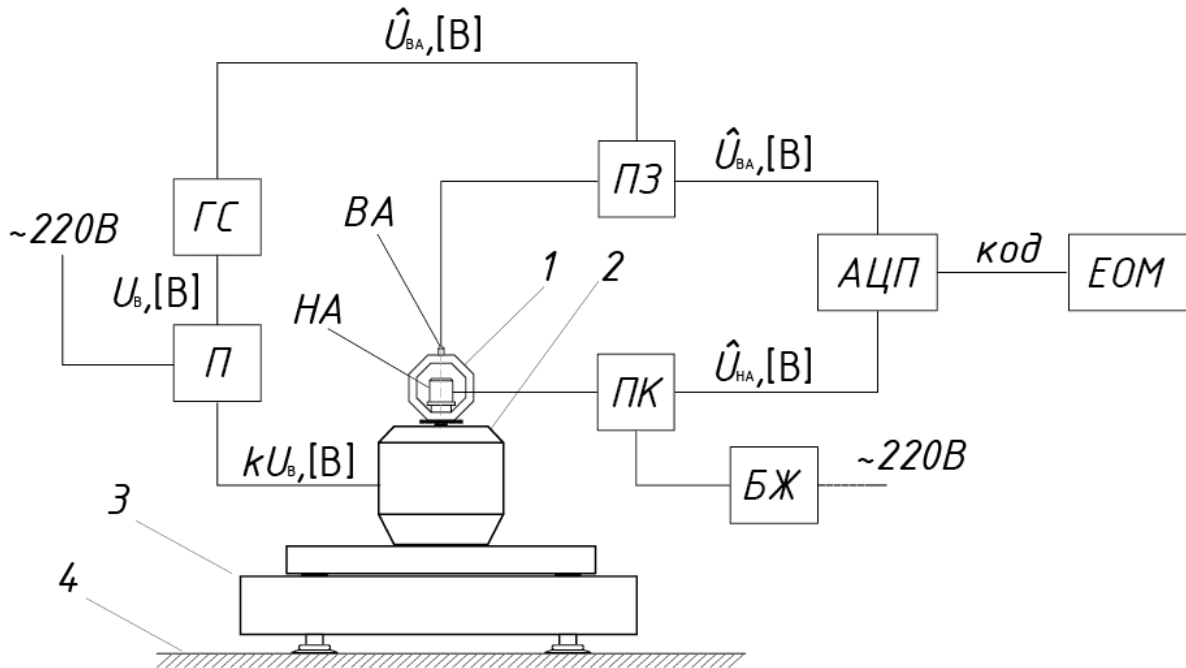


Рис. 5. Функціональна схема стану для вібровипробувань

Позначення на схемі: 1 – кантувач; 2 – вібростенд; 3 – масивна основа; 4 – спецфундамент; ВА – віброакселерометр; НА – досліджуваний НА; ПЗ – перетворювач заряду; АЦП – аналого-цифровий перетворювач; П – підсилювач; ЕОМ – електронно-обчислювальна машина; ГС – генератор сигналів; БЖ – блок живлення НА.

Розраховані за розробленою математичною моделлю значення ВП загалом збігаються із експериментальними результатами (похибка у межах $\pm 35\%$), що підтверджує ефективність запропонованого способу визначення вібраційної похибки навігаційного акселерометра під час його статичних випробуваннях, які є обов'язковими для кожного виробленого акселерометра.

Висновки

Отримана математична модель (8, 9) вібраційної похибки навігаційного акселерометра, містить як адитивні так і мультиплікативні складові.

Встановлено, що перші складові залежать від таких параметрів функції перетворення акселерометра як асиметрія його коефіцієнта чутливості k_1' , коефіцієнтів нелінійності його функції перетворення (1) парної степені k_2 , k_4 та коефіцієнтів її перехресної чутливості δ_{OA} і δ_{PA} , а другі складові – від коефіцієнтів нелінійності функції перетворення акселерометра непарної степені k_3 і k_5 .

Запропонований, на підставі розробленої моделі, ефективний спосіб визначення вібраційної похибки дозволяє оцінити у виробництві величину цієї похибки на обов'язковому для кожного акселерометра етапі його статичних випробувань. Такій спосіб визначення ВП акселерометра під час його статичних випробувань виключає пошкодження його механічного чутливого елемента, що доволі часто має місце під час динамічних випробувань акселерометра.

Список використаної літератури

1. Коновалов С. Ф. Теория виброустойчивости акселерометров / С. Ф. Коновалов – М.: Машиностроение, 1993. – 272 с.
2. Афанасьев А. С. Метод контроля виброустойчивости микроэлектромеханических преобразователей линейного ускорения во множестве пространственных ориентаций/ А. С. Афанасьев, В. Г. Домрачев, Е. Г. Комаров, В. М. Полушкин// Вестник МГУЛ – Лесной вестник, 2013. №2 (94). С. 135-139.
3. Long Pham and Anthony DeSimone. «Vibration Rectification in MEMS Accelerometers». Analog Devices, Inc., 2017.
4. IEEE Standard Specification Format Guide and Test procedure for Linear, Single–Axis, Nongyroscopic Accelerometers // IEEE std. 1293, 1998.
5. Chernyak N. G. Instrumental errors of navigation accelerometer nonlinear metrological model's coefficients identification by the test-positioning method in terrestrial gravitational field / N. G. Chernyak, V. V. Rybak, S. V. Terokhin // Інформаційні системи, механіка та керування – Київ, 2014. – №11 – с. 92-101.