

УДК 531.768

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771362018133824>

М. Г. Черняк¹, *к.т.н., доцент*

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ІНСТРУМЕНТАЛЬНОЇ ВІБРАЦІЙНОЇ ПОХИБКИ НАВІГАЦІЙНОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА ТА ЇЇ ІДЕНТИФІКАЦІЯ ПІД ЧАС ДИНАМІЧНИХ ВИПРОБУВАННЯХ АКСЕЛЕРОМЕТРА

En

During the flight, in addition to an aircraft accelerating the accelerometer is influenced by vibration. This leads to additional static measurement errors of accelerometer i.e. vibration error. This significantly reduces the accuracy of all INS, and therefore the accuracy of the navigation problem solution.

A mathematical model of the instrumental vibrational error of the navigation accelerometer is considered in an aircraft flight conditions. It is shown that the sources of this error are the nonlinear components of the static conversion function of accelerometer.

Formulas for calculating the vibrational error of the accelerometer are obtained depending on the apparent acceleration of the aircraft flight, the vibration parameters of the base on which the accelerometer is installed and the parameters of the nonlinear accelerometer conversion function.

The mathematical model of the navigational accelerometer instrumental vibrational error shows that this error includes both additive and multiplicative components. The first one depends on such parameters as scale factor asymmetry, pair nonlinearity coefficient and cross-sensitivity coefficients, and the second one is the odd nonlinearity coefficient. If the numeric value of these coefficients is

¹ НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», кафедра систем керування літальних апаратів

known, the resulting model allows the calculating of the vibrational error numerical assessment for its further compensation.

A method for identifying the mathematical model coefficients of the navigation accelerometer vibrational error during its dynamic tests on a shake table is proposed.

The method of the accelerometer dynamic tests gives the opportunity for direct estimation of the vibrational error if its conversion function coefficients are unknown.

Obtained methods of the mathematical model coefficients identification of an instrumental vibrational error were confirmed experimentally.

Ru

Рассмотрена математическая модель инструментальной вибрационной погрешности навигационного акселерометра в условиях полета летательного аппарата. Показано, что источниками возникновения этой погрешности являются нелинейные составляющие статической функции преобразования акселерометра. Получены формулы для расчета вибрационной погрешности акселерометра в зависимости от измеряемого кажущегося ускорения полета летательного аппарата, параметров вибрации основания на котором установлен акселерометр и параметров нелинейной функции преобразования акселерометра.

Предложен метод идентификации коэффициентов математической модели вибрационной погрешности навигационного акселерометра при его динамических испытаниях на вибростенде.

Вступ

Навігаційні акселерометри (НА) є датчиками первинної інформації практично всіх сучасних інерціальних навігаційних систем (ІНС) та бортових систем орієнтації (БСО). Під час польоту, крім прискорення літального апарату (ЛА), яке вимірюється, на акселерометр діють вібраційні прискорення (як детерміновані так і випадкові). Це призводить до виникнення додаткової вібраційної похибки (ВП), що значно знижує сукупну точність вирішення навігаційної задачі [1, 2]. Під ВП НА розуміють додаткову систематичну статичну похибку акселерометра, яка виникає у разі його використанні в умовах вібрації об'єкта, на якому встановлено акселерометр.

Проблема виникнення вібраційної похибки розглядалася у працях [1, 2, 3]. У [3] пропонується розділяти ВП на дві складові, відповідно до місця виникнення – методичну і інструментальну. Проблему методичної складової ВП вирішено у [2], де отримана математична модель (ММ) методичної ВП НА у найбільш загальних умовах просторового коливального руху основи із довільним сполученням частот та початкових фаз детермінованих вібраційних збурень. Проблему виникнення інструментальної вібраційної похибки розглянуто у [1] лише для поплавкових приладів. Для акселерометрів із пружним підвісом, для яких характерна наявність нелінійностей ФП, дане питання не розглядалося.

На сьогоднішній день відсутня загальна (для будь-якого НА) математична модель інструментальної ВП, якою встановлювалась би залежність

складових ВП від коефіцієнтів нелінійності ФП НА, проекцій вимірюваного прискорення та параметрів просторової вібрації об'єкта.

Постановка задачі

Метою статті є вирішення двох задач:

- задачі отримання загальної математичної моделі інструментальної ВП НА, яка встановлює залежність цієї похибки від коефіцієнтів його ФП, параметрів просторової вібрації та вимірюваного прискорення;
- задачі ідентифікації ВП при динамічних випробуваннях акселерометра.

Вихідні положення

У [4] ідентифікують основну статичну похибку НА із метою її подальшої алгоритмічної компенсації під час польоту, для чого визначають коефіцієнти нелінійної ФП НА.

Розглянемо, чи виникає додаткова статична похибка у разі нелінійної ФП такого ж вигляду, якщо на акселерометр, крім статичного чи повільно змінного вимірюваного прискорення, діють динамічні вібраційні збурення.

У [4] описано нелінійну ФП, що включає у себе коефіцієнти нелінійності до третього ступеня включно. Далі будемо працювати із ФП аналогічного вигляду, доповнену коефіцієнтами нелінійності четвертого і п'ятого порядку, яка має наступний вигляд:

- ФП у одиницях вихідного сигналу

$$U = K_0 + K_1(1 + 0,5\delta_{1A}\text{sign}a_3)a_3 + K_2a_3^2 + K_3a_3^3 + K_4a_3^4 + K_5a_3^5 + M_1a_1 + M_2a_2 + M_{31}a_3a_1 + M_{32}a_3a_2, [B]; \quad (1)$$

- ФП у одиницях вимірюваного прискорення

$$a_{3\phi} = a_0 + \lambda(\omega)k_1(1 + 0,5\delta_{1A}\text{sign}a_3)a_3 + k_2a_3^2 + k_3a_3^3 + k_4a_3^4 + k_5a_3^5 + m_1a_1 + m_2a_2 + m_{31}a_3a_1 + m_{32}a_3a_2, [g], \quad (2)$$

де U – вихідний сигнал акселерометра; $a_{3\phi} = U/K_1$ – фактичне прискорення, що вимірюється НА; a_1, a_2, a_3 – проекції уявного прискорення основи \vec{a} на осі ОА, РА та ІА відповідно; K_1, k_1 – паспортні коефіцієнти перетворення (КП) акселерометра; $\lambda(\omega)$ – коефіцієнт, який характеризує залежність КП від частоти вимірюваного прискорення; δ_{1A} – коефіцієнт асиметрії КП; K_0, a_0 – паспортні коефіцієнти зміщення нуля (ЗН); $K_2, k_2, K_3, k_3, K_4, k_4, K_5, k_5$ – паспортні коефіцієнти нелінійності ФП; M_1, m_1, M_2, m_2 – паспортні коефіцієнти адитивної похибки від перехресної чутливості (АП ПЧ); $M_{31}, m_{31}, M_{32}, m_{32}$ – паспортні коефіцієнти мультиплікативної похибки від перехресної чутливості (МП ПЧ).

Під час польоту на навігаційний акселерометр діють вібраційні збурення, які можуть бути як детермінованими, так і випадковими. Прийнемо наступний вигляд математичних моделей вібрації:

– модель детермінованої вібрації

$$a_i^D(t) = a_{Li} + a_{Bi} \sin \omega t; \quad (3)$$

– модель випадкової вібрації

$$a_i^B(t) = a_{Li} + a_{Bi}^\circ(t), \quad (4)$$

де $i = \overline{1,3}$ – номер осі НА; a_{Li} – проекції уявного прискорення об'єкта на який встановлено акселерометр на відповідні осі НА; a_{Bi} – амплітуда детермінованої вібрації, що діє по відповідній осі НА; ω – частота детермінованої вібрації; a_{Bi}° – проекції миттєвого значення випадкової вібрації на осі НА. Тому будемо вважати, що випадкова вібрація є широкосмуговою випадковою вібрацією (ШВВ), тобто є центрованим стаціонарним випадковим процесом з нульовим математичним сподіванням ($a_{Bi}^\circ(t) = 0$), для якого справедливі наступні співвідношення:

$$a_{Bi}^2 = D_{Bi}; \quad a_{Bi} a_{B3} = K_{3i}(0), \quad (5)$$

де D_{Bi} – дисперсія ШВВ, $K_{3i}(0)$ – кореляційна функція ШВВ, що діє по різним осям НА. В промислових стандартах прийнято наводити такі характеристики ШВВ як спектральна щільність S_{Bi} та частотний діапазон $\Delta f = f_H - f_B$, які пов'язані з дисперсією і кореляційною функцією ШВВ наступними формулами:

$$D_{Bi} = S_{Bi} \Delta f; \quad K_{3i}(0) = S_{B3} \Delta f. \quad (6)$$

Вирази (6) справедливі у випадку, якщо параметри вібрацій що діють по різним осям акселерометра є рівними.

Математична модель інструментальної вібраційної похибки НА

Оскільки джерелами додаткової інструментальної ВП є нелінійності ФП НА, то для знаходження моделі цієї похибки підставимо вирази (3) і (4) у формулу (2):

$$a_{3\Phi}^D = a_0 + \lambda(\omega) k_1 (1 + 0,5 \delta_{1A} \text{sign} a_3) (a_{L3} + a_{B3} \sin \omega t) + \sum_{n=2}^5 k_n (a_{L3} + a_{B3} \sin \omega t)^n + \sum_{i=1}^2 m_i (a_{Li} + a_{Bi} \sin \omega t) + \sum_{i=1}^2 m_{3i} (a_{L3} + a_{B3} \sin \omega t) (a_{Li} + a_{Bi} \sin \omega t). \quad (7)$$

$$a_{3\Phi}^B = a_0 + \lambda(\omega)k_1(1 + 0,5\delta_{1A} \text{sign}a_3)(a_{Л3} + a_{B3}(t)) + \sum_{n=2}^5 k_n(a_{Л3} + a_{B3}(t))^n + \sum_{i=1}^2 m_i(a_{Лi} + a_{Bi}(t)) + \sum_{i=1}^2 m_{3i}(a_{Л3} + a_{B3}(t))(a_{Лi} + a_{Bi}(t)). \quad (8)$$

У виразах (7) і (8) $a_{3\Phi}^D$ та $a_{3\Phi}^B$ – фактичне вимірюване акселерометром прискорення у випадку дії на нього відповідно детермінованих та випадкових вібрацій.

Оскільки ВП визначається як статична похибка, то для її знаходження знайдемо постійні складові виразів (7) і (8), попередньо розкривши в них дужки і спростивши, використовуючи співвідношення (5–6) і формули пониження ступеня тригонометричних функцій. Для знаходження постійної складової виразу (7) необхідно знайти його усереднене за часом значення, а виразу (8) – його математичне сподівання:

$$\langle a_{3\Phi}^D \rangle = \frac{1}{T} \int_0^T a_{3\Phi}^D dt; \quad \langle a_{3\Phi}^B \rangle = \overline{a_{3\Phi}^B}. \quad (9)$$

Знайдемо вирази для сумарної статичної похибки НА, віднявши від виразів (9) значення проекції вимірюваного прискорення на вимірювальну вісь НА:

$$\Delta a_{\Sigma}^D = \langle a_{3\Phi}^D \rangle - a_{Л3} = a_0 + 0,5\lambda(\omega)k_1\delta_{1A} \text{sign}a_3 a_{Л3} + 0,673\lambda(\omega)k_1\delta_{1A} a_{B3} + k_2(a_{Л3}^2 + 0,5a_{B3}^2) + k_3(a_{Л3}^3 + 1,5a_{Л3}a_{B3}^2) + k_4(a_{Л3}^4 + 3a_{Л3}^2a_{B3}^2 + 0,375a_{B3}^4) + k_5(a_{Л3}^5 + 5a_{Л3}a_{B3}^2 + 1,875a_{Л3}^3a_{B3}^2) + m_1a_{Л1} + m_2a_{Л2} + m_{31}(a_{Л1}a_{Л3} + 0,5a_{B1}a_{B3}) + m_{32}(a_{Л2}a_{Л3} + 0,5a_{B2}a_{B3}). \quad (10)$$

$$\Delta a_{\Sigma}^B = \langle a_{3\Phi}^B \rangle - a_{Л3} = a_0 + 0,5\lambda(\omega)\delta_{1A} \text{sign}a_3 a_{Л3} + 0,5\lambda(\omega)\delta_{1A} \sqrt{S_{B3}\Delta f} + k_2(a_{Л3}^2 + S_{B3}\Delta f) + k_3(a_{Л3}^3 + 3a_{Л3}S_{B3}\Delta f) + k_4(a_{Л3}^4 + 6a_{Л3}^2S_{B3}\Delta f + S_{B3}^2\Delta f^2) + k_5(a_{Л3}^5 + 10a_{Л3}^3S_{B3}\Delta f + 5a_{Л3}S_{B3}^2\Delta f^2) + m_1a_{Л1} + m_2a_{Л2} + m_{31}(a_{Л3}a_{Л1} + S_{B3}\Delta f) + m_{32}(a_{Л3}a_{Л2} + S_{B3}\Delta f). \quad (11)$$

Формули (10–11) є сумами основної похибки НА та його додаткової інструментальної ВП. Для того, щоб відокремити додаткову вібраційну складову, знайдемо вираз для основної похибки НА, прийнявши у формулах для сумарної похибки значення характеристик вібрацій рівними нулю. У результаті отримаємо

$$\Delta a_{\text{осн}} = a_0 + 0,5\lambda(\omega)k_1\delta_{1A} \text{sign}a_3 a_{Л3} + \sum_{n=2}^5 k_n a_{Л3}^n + \sum_{i=1}^2 m_i a_{Лi} + \sum_{i=1}^2 m_{3i} a_{Л3} a_{Лi}. \quad (12)$$

Віднявши вираз (12) від формул (10–11), отримаємо формули для додаткової інструментальної ВП НА:

$$\Delta a_{BI}^D = 0,637\delta_{1A} a_{B3} + 0,5k_2 a_{B3}^2 + 0,375k_4 a_{B3}^4 + 0,5a_{B3} a_{B1} m_{31} + 0,5a_{B3} a_{B2} m_{32} + \\ + (1,5k_3 a_{B3}^2 + 1,875k_5 a_{B3}^4) a_{L3} + 3k_4 a_{L3}^2 a_{B3}^2 + 5k_5 a_{L3}^3 a_{B3}^2 = \sum_{p=1}^3 \Delta_{0(p)}^D + \sum_{q=1}^3 \delta_{(q)}^D a_{L3}^q \quad (13)$$

$$\Delta a_{BI}^B = \frac{1}{8} \lambda(\omega) \delta_{1A} \sqrt{S_{B3j} \Delta f_j} + k_2 S_{B3} \Delta f + k_4 S_{B3}^2 \Delta f^2 + m_{31} S_{B3} \Delta f + \\ + m_{32} S_{B3} \Delta f + (3k_3 S_{B3} \Delta f + 5k_5 S_{B3}^2 \Delta f^2) a_{L3} + 6k_4 S_{B3} \Delta f a_{L3}^2 + 10k_5 S_{B3} \Delta f a_{L3}^3 = \\ = \sum_{p=1}^3 \Delta_{0(p)}^B + \sum_{q=1}^3 \delta_{(q)}^B a_{L3}^q \quad (14)$$

Вирази (13) та (14) є математичною моделлю додаткової похибки НА під час дії на нього відповідно детермінованої та широкосмугової випадкової вібрації. Із даних виразів видно, що інструментальна вібраційна похибка НА у обох випадках має дві складові – адитивну і мультиплікативну. Адитивна ВП залежить від асиметрії КП, коефіцієнтів нелінійності ФП парних ступенів і коефіцієнтів мультиплікативної ПЧ, і включає наступні складові:

$$\Delta_{0(1)}^D = 0,637\delta_{1A} a_{B3} + 0,5k_2 a_{B3}^2 + 0,375k_4 a_{B3}^4; \quad \Delta_{0(2)}^D = 0,5a_{B3} a_{B1} m_{31}; \\ \Delta_{0(3)}^D = 0,5a_{B3} a_{B2} m_{32}; \quad \Delta_{0(2)}^B = m_{31} S_{B3} \Delta f; \quad \Delta_{0(3)}^B = m_{32} S_{B3} \Delta f; \\ \Delta_{0(1)}^B = \frac{1}{8} \lambda(\omega) \delta_{1A} \sqrt{S_{B3} \Delta f} + k_2 S_{B3} \Delta f + k_4 S_{B3}^2 \Delta f^2 \quad (15)$$

Мультиплікативна ВП головним чином залежить від коефіцієнтів нелінійності ФП непарних ступенів, і включає наступні лінійні і нелінійні складові:

$$\delta_{(1)}^D = 1,5k_3 a_{B3}^2 + 1,875k_5 a_{B3}^4; \quad \delta_{(2)}^D = 3k_4 a_{B3}^2; \quad \delta_{(2)}^D = 5k_5 a_{B3}^2; \\ \delta_{(1)}^B = 3k_3 S_{B3} \Delta f + 5k_5 S_{B3}^2 \Delta f^2; \quad \delta_{(2)}^B = 6k_4 S_{B3} \Delta f; \quad \delta_{(3)}^B = 10k_5 S_{B3} \Delta f \quad (16)$$

Отримана математична модель інструментальної ВП НА (13) та (14) дозволяє висунути вимоги до допустимих значень коефіцієнтів його ФП виходячи із вимог до допустимої вібраційної похибки НА із метою забезпечення заданої точності вимірювання акселерометром вхідного прискорення на етапі його конструювання. Для готових акселерометрів з відомими числовими значеннями коефіцієнтів їх ФП (2), отримана модель дозволяє розрахувати числові оцінки складових ВП із метою подальшої алгоритмічної компенсації цієї похибки із вихідного сигналу акселерометра.

Розрахунок інструментальної ВП НА за отриманою моделлю

Для розрахунку інструментальної ВП навігаційного акселерометра за моделлю (13–14) необхідно знати числові значення коефіцієнтів ФП НА (2), характеристик вібрації та вимірюваного прискорення, що входять у моделі (3–6).

Розрахуємо оцінку ВП для навігаційного акселерометра типу АЛ-15. Процедури ідентифікації параметрів ФП такого акселерометра присвячено статтю [4], де отримані числові значення коефіцієнтів ФП НА методом тестових поворотів акселерометра в гравітаційному полі Землі. Отримані авторами числові значення коефіцієнтів ФП наведені у табл. 1. Верхня границя діапазону вимірювань цього акселерометра становить

$$a_{ЛЗ(m)} = 10[g]. \quad (17)$$

Таблиця 1.

Числові значення коефіцієнтів ФП НА типу АЛ-15

a_{ρ} [mg]	K_{ρ} [B/g]	δ_{1A} [ppm]	k_2 [$\mu\text{g}/\text{g}^2$]	k_3 [$\mu\text{g}/\text{g}^3$]	k_4 [$\mu\text{g}/\text{g}^4$]	k_5 [$\mu\text{g}/\text{g}^5$]	m_1, m_2 [mg/g]	m_{31}, m_{32} [$\mu\text{g}/\text{g}^2$]
3,324	-1,6698	15	105	87	10	0,9	1,15	11,6

Характеристики детермінованих і випадкових вібрацій, що діють на акселерометр під час автономного польоту ЛА зазначені у ГОСТ 20.39.304-98 і наведені, відповідно, у табл. 2 та табл. 3.

Таблиця 2.

Параметри детермінованих (синусних) вібрацій на етапі автономного польоту ЛА

Напрямок	Частота, ω , [1/с]	Амплітуда, $a_{B3(1,2)}$, [g]	Тривалість, [с]
Повздовжня (X)	50,24 – 100,48	0,42	100
	12,56 – 25,12	0,1 – 0,2	100
Поперечна (Y, Z)	25,12 – 50,24	0,2 – 0,8	100
	50,24 – 100,48	0,8 – 1,5	100

Таблиця 3.

Параметри випадкових вібрацій на етапі автономного польоту літального апарату

Частота, $f_H - f_B$, [Гц]	Спектральна щільність, S_{B3} , [$\text{g}^2/\text{Гц}$]	Тривалість, [с]
20 – 40	0,016 – 0,017	640
40 – 80	0,017 – 0,020	
80 – 160	0,020 – 0,070	

Частота, $f_H - f_B$, [Гц]	Спектральна щільність, S_{B3} , [g ² /Гц]	Тривалість, [с]
160 – 320	0,070 – 0,120	
320 – 640	0,120	

Для отримання числових оцінок складових інструментальної ВП НА при впливі на нього детермінованої вібрації, підставимо числові значення відповідних параметрів із табл. 1 – табл. 2 (для частот $\omega=50\dots100$ [1/с]) у вираз (13). Мультиплікативні складові ВП будемо розраховувати на верхній межі діапазону вимірюваного прискорення (17). Результати підстановки запишемо у табл. 4.

Таблиця 4.

Числові оцінки складових ВП для акселерометра АЛ-15
у разі дії на нього детермінованої вібрації

Складові моделі ВП						Сумарна ВП, $\Delta a_{ВП}^D$, [mg]
$\Delta_{0(1)}^D$, [μg]	$\Delta_{0(2)}^D$, [μg]	$\Delta_{0(3)}^D$, [μg]	$\delta_{(1)}^D a_{ЛЗ(m)}$, [mg]	$\delta_{(2)}^D a_{ЛЗ(m)}^2$, [mg]	$\delta_{(3)}^D a_{ЛЗ(m)}^3$, [mg]	
13,39	1,95–3,65	1,95– 3,65	0,2307	0,5292	0,7938	1,571

Аналогічним чином знайдемо оцінки складових ВП НА при впливі на нього широкопasmової випадкової вібрації. Для цього підставимо числові значення відповідних параметрів із табл. 1 та табл. 3 у формулу (14), а результати обчислень запишемо у табл. 5.

Таблиця 5.

Числові оцінки складових ВП для акселерометра АЛ-15
під час дії на нього ШВВ

Частота, $f_{Hi} - f_{Bi}$, Гц	Складові моделі ВП						Сумарна ВП, $\Delta a_{ВП}^B$, [mg]
	$\Delta_{0(1)}^B$, [μg]	$\Delta_{0(2)}^B$, [μg]	$\Delta_{0(3)}^B$, [μg]	$\delta_{(1)}^B a_{ЛЗ(m)}$, [mg]	$\delta_{(2)}^B a_{ЛЗ(m)}^2$, [mg]	$\delta_{(3)}^B a_{ЛЗ(m)}^3$, [mg]	
20 – 40	35,7 – 37,9	3,71 – 3,95	3,71 – 3,95	0,84 – 0,89	1,92 – 2,04	2,88 – 3,06	5,68 – 6,04
40 – 80	77,6 – 92,08	7,9 – 9,28	7,9 – 9,28	1,79 – 2,11	4,08 – 4,8	6,12 – 7,2	12 – 14
80 – 160	196 – 906	18,56 – 64,9	18,56 – 64,9	4,29 – 16	9,6 – 34	14 – 50	29 – 101
160 – 320	2437 – 5711	129,9 – 222,7	129,9 – 222,7	35 – 67	67 – 115	101 – 173	206 – 361

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

Частота, $f_{Hi} - f_{Vi}$, Гц	Складові моделі ВП						Сумарна ВП, $\Delta a_{ВП}^B$, [mg]
	$\Delta_{0(1)}^B$, [μg]	$\Delta_{0(2)}^B$, [μg]	$\Delta_{0(3)}^B$, [μg]	$\delta_{(1)}^B a_{ЛЗ(m)}$, [mg]	$\delta_{(2)}^B a_{ЛЗ(m)}^2$, [mg]	$\delta_{(3)}^B a_{ЛЗ(m)}^3$, [mg]	
320 – 640	19000	445,4	445,4	167	230	346	762

Як бачимо із табл. 4 та табл. 5, інструментальна ВП чинить значний вплив на точність вимірювання НА. Тому, адитивні складові цієї похибки є порівняно незначними і досягають критичних величин лише при дії на акселерометр ШВВ високої частоти. Набагато більшу проблему становлять мультиплікативні складові ВП, які можуть, у найгірших випадках, досягати значень близько 0,3g, що є неприпустимим для акселерометрів навігаційного класу точності.

Цей факт змушує шукати шляхи боротьби із інструментальною ВП для забезпечення точності вимірювання НА вхідного прискорення. Одним із можливих шляхів є алгоритмічна компенсація ВП із використанням отриманих оцінок її складових. Проте така компенсація можлива лише якщо відомі значення коефіцієнтів нелінійної ФП (2). Для більшості сучасних акселерометрів визначають лише лінійну частину його ФП – коефіцієнти ЗН і КП. Тому необхідно розробити метод прямої ідентифікації числових значень складових моделі ВП шляхом динамічних випробувань акселерометра.

Ідентифікація числових значень складових математичної моделі інструментальної ВП НА при його динамічних випробуваннях

Для ідентифікації складових моделі ВП НА (13) проводяться динамічні випробування акселерометра на стенді, схема якого показана на рис. 1, де: 1 – НА; 2 – джерело живлення НА; 3 – пульт; 4 – високоточний вольтметр (вимірювач вихідного сигналу НА); 5 – ПК; 6 – вібростенд; 7 – пульт керування вібростендом. Конструкція стенду дозволяє змінювати положення НА відносно площини горизонту (ПГ).

Для визначення складових ВП задають 8 тестових положень (ТП) НА і вібростенду відносно площини горизонту (ПГ), кожне із яких формується поворотом НА відносно ПГ на кут φ_k , ($k = \overline{1,8}$, де k – номер ТП), починаючи із $\varphi_1 = 0^\circ$ із кроком 45° , який визначається за формулою

$$\varphi_{k+1} = \varphi_k + 45^\circ, (k = \overline{1,8}). \quad (18)$$

Для ідентифікації числових значень складових моделі ВП $\Delta_{0(2)}^D$ і $\Delta_{0(2)}^D$ задають два додаткових ТП, які зображені на рис. 3.

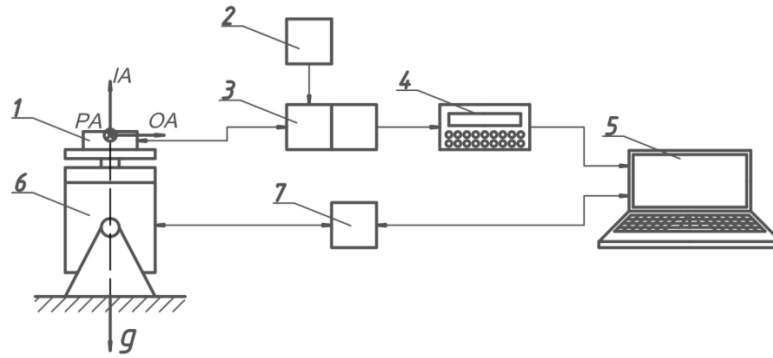


Рис. 1. Схема стенду для ідентифікації математичної моделі інструментальної вібраційної похибки НА

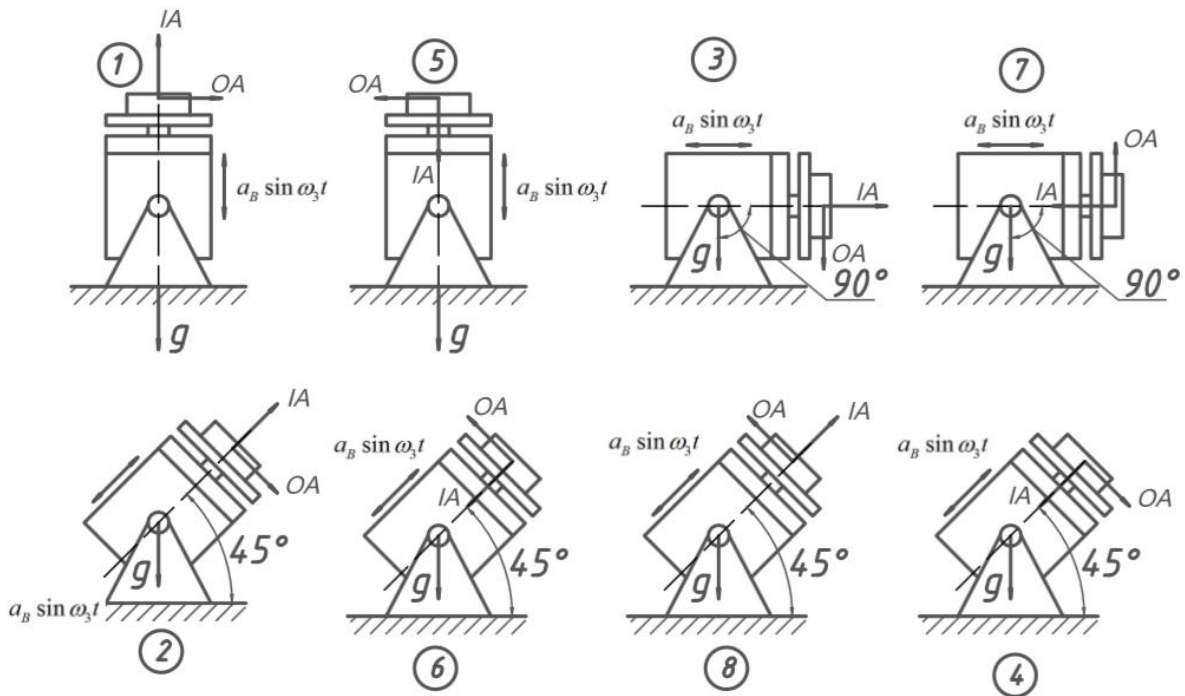


Рис. 2. Схема ТП для ідентифікації математичної моделі ВП НА

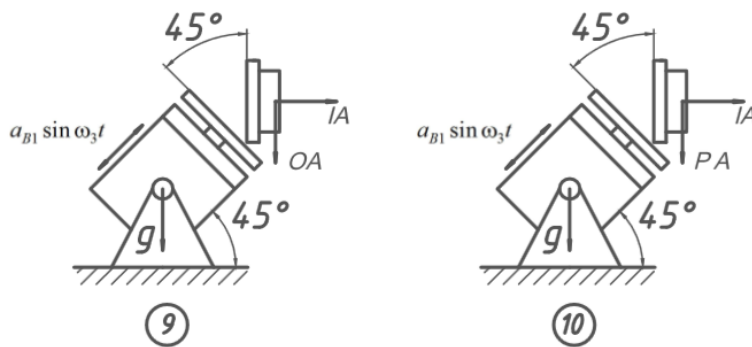


Рис. 3. Додаткові ТП НА для визначення коефіцієнтів $\Delta_{0(2)}^D$ і $\Delta_{0(2)}^D$

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

У кожному ТП спочатку реєструється значення вихідного сигналу НА $U_{k.1}$ у разі вимкненого вібростенді ($a_B = 0$). Відповідно до ФП НА (1), сигнал $U_{k.1}$ є функцією проекції прискорення вільного падіння на вимірювальну вісь НА:

$$U_{k.1} = U(a_{ЛЗk}), [B]; \quad (19)$$

Після цього, за допомогою вібростенду задають вібрацію із відомою амплітудою a_B ($a_{B1} = \sqrt{2}a_B$ у положеннях 9 і 10). Потім вимірюють вихідний сигнал $U_{k.2}$ у кожному положенні і осереднюють його за часом вимірювання

$$\langle U_{k.2} \rangle = \frac{1}{T_{вим}} \int_0^{T_{вим}} U(a_{ЛЗk}, a_{Bi}, t) dt, [B]. \quad (20)$$

Далі знаходять різниці $\Delta U_{ВПk}$ між виразами (20) і (19), які і є сумарною додатковою вібраційною похибкою НА у кожному ТП, і, відповідно до виразу (13) дорівнюють:

$$\begin{aligned} \Delta U_{ВП1} &= K_1 (\Delta_{0(1)}^D + \delta_{(1)}^D g + \delta_{(2)}^D g^2 + \delta_{(3)}^D g^3); \\ \Delta U_{ВП2} &= K_1 \left(\Delta_{0(1)}^D + \frac{\sqrt{2}}{2} \delta_{(1)}^D g + \frac{1}{2} \delta_{(2)}^D g^2 + \frac{1}{2\sqrt{2}} \delta_{(3)}^D g^3 \right); \\ \Delta U_{ВП3} &= K_1 \Delta_{0(1)}^D; \\ \Delta U_{ВП4} &= K_1 \left(\Delta_{0(1)}^D - \frac{\sqrt{2}}{2} \delta_{(1)}^D g + \frac{1}{2} \delta_{(2)}^D g^2 - \frac{1}{2\sqrt{2}} \delta_{(3)}^D g^3 \right); \\ \Delta U_{ВП5} &= K_1 (\Delta_{0(1)}^D - \delta_{(1)}^D g + \delta_{(2)}^D g^2 - \delta_{(3)}^D g^3); \\ \Delta U_{ВП6} &= K_1 \left(\Delta_{0(1)}^D - \frac{\sqrt{2}}{2} \delta_{(1)}^D g + \frac{1}{2} \delta_{(2)}^D g^2 - \frac{1}{2\sqrt{2}} \delta_{(3)}^D g^3 \right); \\ \Delta U_{ВП7} &= K_1 \Delta_{0(1)}^D; \\ \Delta U_{ВП8} &= K_1 \left(\Delta_{0(1)}^D + \frac{\sqrt{2}}{2} \delta_{(1)}^D g + \frac{1}{2} \delta_{(2)}^D g^2 + \frac{1}{2\sqrt{2}} \delta_{(3)}^D g^3 \right); \\ \Delta U_{ВП9} &= K_1 (\Delta_{0(1)}^D + \Delta_{0(2)}^D); \quad \Delta U_{ВП10} = K_1 (\Delta_{0(1)}^D + \Delta_{0(3)}^D). \end{aligned} \quad (21)$$

Підбираючи лінійні комбінації виразів (21) можна знайти формули для розрахунку складових моделі (13) за результатами динамічних випробувань НА:

$$\begin{aligned} \Delta_{0(1)}^D &= \frac{1}{2K_1}(\Delta U_{ВП7} + \Delta U_{ВП3}); \Delta_{0(2)}^D = \frac{1}{K_1} \left(\Delta U_{ВП9} - \frac{1}{2}(\Delta U_{ВП3} + \Delta U_{ВП7}) \right); \\ \Delta_{0(3)}^D &= \frac{1}{K_1} \left(\Delta U_{ВП10} - \frac{1}{2}(\Delta U_{ВП3} + \Delta U_{ВП7}) \right); \\ \delta_{(1)}^D &= \frac{1}{K_1 g} \left(\frac{1}{\sqrt{2}}(\Delta U_{ВП2} + \Delta U_{ВП8} - \Delta U_{ВП4} - \Delta U_{ВП6}) \right) - \frac{1}{2}(\Delta U_{ВП1} - \Delta U_{ВП5}); \quad (22) \\ \delta_{(2)}^D &= \frac{1}{4K_1 g^2}(\Delta U_{ВП2} + \Delta U_{ВП4} + \Delta U_{ВП6} + \Delta U_{ВП8} - 3(\Delta U_{ВП3} + \Delta U_{ВП7})); \\ \delta_{(3)}^D &= \frac{1}{K_1 g} \left(\Delta U_{ВП1} - \Delta U_{ВП5} - \frac{1}{\sqrt{2}}(\Delta U_{ВП2} + \Delta U_{ВП8} - \Delta U_{ВП4} - \Delta U_{ВП6}) \right). \end{aligned}$$

Тоді вираз для оцінки ВП за результатами динамічних випробувань НА має вигляд:

$$\Delta a_{ВП}^D = \Delta_{0(1)}^D + \Delta_{0(2)}^D + \Delta_{0(3)}^D + \delta_{(1)}^D g + \delta_{(2)}^D g^2 + \delta_{(3)}^D g^3. \quad (23)$$

Вирази (22–23) дозволяють знайти пряму оцінку ВП НА методом його динамічних випробувань за допомогою вібростенду у випадку, коли невідомі числові значення коефіцієнтів його ФП.

Висновки

Вібраційна похибка, згідно із отриманою моделлю (13–14) містить як адитивні так і мультиплікативні складові. Тому перші залежать від таких параметрів ФП НА як асиметрія КП, коефіцієнтів нелінійності ФП парних ступенів та коефіцієнтів перехресної чутливості, а другі – від коефіцієнтів нелінійності ФП непарних ступенів.

Ця модель дозволяє:

- оцінити величину вібраційної похибки НА в умовах дії на нього вібрації об'єкта за результатами його лабораторних випробувань, та зробити висновок щодо можливості його використання у цих умовах;
- розрахувати цю похибку для її компенсації у реальному часі в умовах польоту, якщо є можливість виміряти вібрації об'єкту.

Розраховані оцінки додаткової вібраційної похибки акселерометра АЛ–15 при дії на нього ШВВ високої частоти показали, що найбільш суттєвими є мультиплікативні складові ВП, які в десятки разів перевищують його основну похибку.

Список використаної літератури

1. Коновалов С. Ф. Теория виброустойчивости акселерометров / С. Ф. Коновалов– М.: Машиностроение, 1993. – 272 с.

2. *Черняк Н. Г.* Математична модель методичних вібраційних похибок маятникового компенсаційного акселерометра з пружним підвісом чутливого елемента / Н. Г. Черняк // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – №2, 2008. – с. 81–88.
3. *Абрамов О. К.* О внутренних и внешних источниках погрешностей средств измерений./ Абрамов О.К. // Вестник РГРТУ. – Вып. 21., 2007 – с. 30–39.
4. *Chernyak N. G.* Instrumental errors of navigation accelerometer nonlinear metrological model's coefficients identification by 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.