

МАТЕМАТИЧНА ТА ІМІТАЦІЙНА МОДЕЛІ
МІКРОЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА
АВТОНОМНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ СИСТЕМИ
ВИЗНАЧЕННЯ ПРОСТОРОВОГО
ПОЛОЖЕННЯ ТА МІСЦЕЗНАХОДЖЕННЯ

Гуриненко Станіслав Олегович

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут
імені Ігоря Сікорського»,
orcid: 0000-0003-0180-3107,

stas_gurynenko@ukr.net

Розглянуто синтезування, створення і перевірка на адекватність та працездатність математичної та імітаційної моделей акселерометра. Запропоновані моделі можуть використовуватися у процесі моделювання та дослідження систем керування рухомим об'єктом, системи визначення просторового положення, місцезнаходження безплатформної інерціальної системи орієнтації та навігації (БІСО або БІНС). Наведено та проаналізовано існуючі математичні моделі акселерометра та описано їх недоліки. У результаті синтезовано та розроблено власні математичну та імітаційну моделі тривісного акселерометра, які можуть бути спрощені до моделей одновісного та двовісного акселерометра. Імітаційна модель розроблена у програмному пакеті Matlab/Simulink, для неї створено керуючу програму, в якій ініціалізуються параметри акселерометра, взяті з технічної документації, та вхідний вплив — прискорення сили тяжіння. Загалом модель містить похибку масштабного коефіцієнта, нелінійну похибку масштабного коефіцієнта, помилки неортогональності, шуми та похибки від впливу перехресних осей. Наведено результат роботи імітаційної моделі під дією сили тяжіння на території Києва із заданими параметрами акселерометра ADXL335 фірми Analog Devices. Працездатність та адекватність розроблених математичної та імітаційної моделей підтверджено порівнянням результатів комп'ютерного моделювання з реальними сигналами, отриманими від акселерометра з урахуванням як типового значення, так і максимального значення параметра чутливості (sensitivity). Розроблена математична модель з відносно великою точністю моделює вихідний сигнал акселерометра та може використовуватися для моделювання, дослідження та опису систем, в яких застосовується акселерометр.

Ключові слова: імітаційне моделювання акселерометра, математична модель акселерометра, система визначення просторового положення та місцезнаходження, безплатформна інерціальна система орієнтації та навігації (БІСО, БІНС).

Вступ

Інерціальні системи визначення просторового положення та місцезнаходження (СВППМ) постійно вдосконалюються та модернізуються. Це дає змогу застосовувати їх для розробки систем автономного керування літаками, човнами, космічними апаратами та підводними човнами. До систем визначення просторового положення та місцезнаходження можна віднести такі прилади і системи: сис-

теми орієнтації — курсовертикаль (attitude and heading reference system — AHRS); орієнтації та навігації — платформна та безплатформна інерціальні навігаційні системи (strapdown inertial navigation system — SINS). Принцип втілення та конструкції таких систем може бути різним, однак усі елементи, які входять до складу системи, здебільшого мають інерціальну природу вимірювання: акселерометри, гіроскопи, магнітометри або індукційні датчики, барометри та комбінація приладів, які реалізують певну систему (гіровертикаль та гіроскоп напрямку або магнітний компас). З розвитком мікроелектроніки та появою і розвитком мікроелектромеханічних систем (MEMS) та пристроїв системи орієнтації та навігації все частіше розробляються із застосуванням саме MEMS-датчиків та пристроїв. Однак сучасні вимоги до систем керування, орієнтації та навігації, а також їх елементів, які застосовуються у рухомих об'єктах, таких як автономні безпілотні підводні апарати [1–3], суперечливі. Наведемо деякі з них: висока якість виконання, стабільність та точність вихідної інформації, нечутливість до збурень навколишнього середовища, надійність працездатності системи в цілому, тривалий час неперервної роботи, високий показник напрацювання на відмову, низькі енергетичні витрати, мінімальні габаритні розміри, вага системи та її елементів, а також низька вартість.

Аналізуючи вимоги до систем керування, орієнтації, навігації та їх елементів, можна зробити висновок: MEMS-датчики та системи побудовані з використанням MEMS-технологій частково або у значній мірі можуть задовольнити поставлені критерії. Переваги MEMS-датчиків порівняно з класичними — це низька ціна, низька вага, низька логіка живлення, малі габаритні розміри, відносно велика напрацьованість на відмову та висока надійність роботи, однак суттєвий недолік, у порівнянні з класичними приладами, — відносно низька якість вихідного сигналу та залежність вихідної інформації від навколишнього середовища та зовнішніх збурень.

Першочерговими датчиками систем керування, орієнтації та навігації є датчики прискорення — акселерометри, призначені для вимірювання уявного лінійного прискорення на осі чутливості [4, 5].

Для застосування того чи іншого акселерометра у системах керування, орієнтації та навігації першочергово необхідно оцінити характеристики обраного акселерометра та провести чисельні дослідження, аби оцінити, як вихідні значення акселерометра впливатимуть на вихідні значення системи [4–8]. У зв'язку із цим доцільно розробити математичну модель акселерометра, яка формалізує та показує залежність вихідного сигналу акселерометра від його коефіцієнтів, та імітаційну модель, яка симулює динамічні процеси реального акселерометра, та результати якої можуть бути перевірені з реальними отриманими результатами. Такий підхід дасть змогу з багатьох різновидів датчиків лінійного прискорення обрати, з мінімальними витратами, саме той сенсор, який найбільше підходить для системи та задовольняє усі вимоги, висунуті до системи.

Постановка задачі

Розробка систем автоматичного керування рухомими об'єктами, зокрема багатоцільовим автономним безпілотним підводним апаратом зі складною динамікою руху, а також їх орієнтації та навігації потребує створення точних адекватних математичних та імітаційних моделей. Математична модель систем, як правило, у вигляді диференціальних рівнянь, використовується для аналітичного

зображення залежності вихідних параметрів системи від збурюючих факторів та конструктивних параметрів. Імітаційна або комп'ютерна модель системи розв'язує диференційні рівняння математичної моделі, тобто дає можливість проводити чисельний експеримент. Тому для точного та повноцінного аналізу вихідних величин системи необхідно мати не тільки моделі самої системи, а й моделі складових системи.

Мета дослідження — створення математичної та імітаційної моделей акселерометра, які враховують максимальну кількість параметрів реального акселерометра та дозволяють застосувати отримані моделі у дослідженнях та моделюванні систем визначення просторового положення та місцезнаходження приладів орієнтації, навігації та керування.

Об'єктом дослідження є процес моделювання вихідного сигналу акселерометра, максимально наближеного до реального сигналу датчика.

Аналіз досліджень

Першочерговим завданням проєктування та розробки системи визначення просторового положення та місцезнаходження (наприклад, безплатформних систем орієнтації та навігації (БІСО та БІНС)) є обґрунтування вибору чутливих елементів. Методику дослідження СВППМ можна зобразити інформаційно-структурною моделлю (рис. 1).

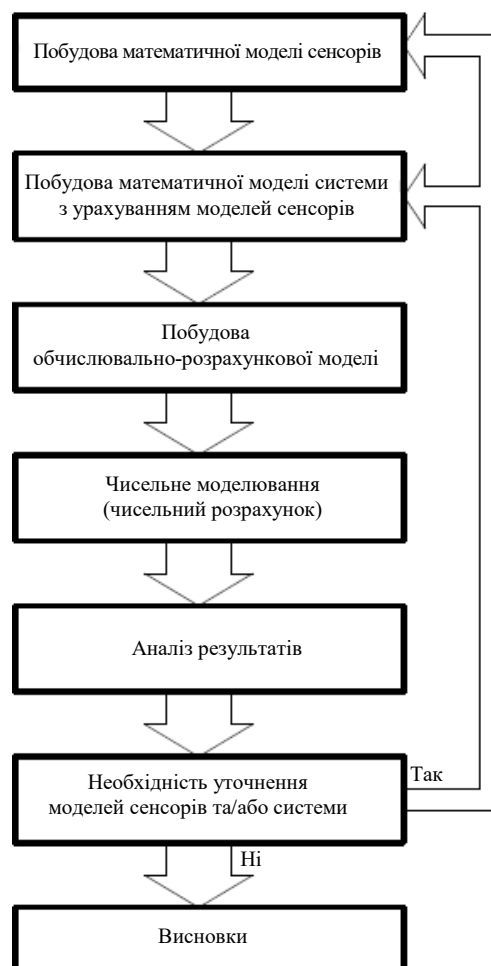


Рис. 1

З рис. 1 випливає, що моделі сенсорів (чутливих елементів) суттєво впливають на «адекватність» результатів роботи системи.

Проведені раніше дослідження [7–12] знайомлять з розробкою та створенням математичної та імітаційної моделей МЕМС-акселерометра, а також впровадженням створеної імітаційної моделі у комплексну модель інерціальної навігаційної системи [10].

Найбільш детально та змістовно математичну та імітаційну моделі описано в [9]. Вони мають такий вигляд:

$$a = (a_i + Na_i + B + k_c a_c + v) \left(1 + \frac{\Delta K}{K} \right), \quad (1)$$

де a — вихідне прискорення датчика у м/с^2 ; a_i — вхідне прискорення у м/с^2 ; N — чутливість осі до розбалансування, виражена у радіанах; B — зміщення нуля, виражено у процентах від діапазону (span) прискорення; k_c — чутливість до перехресної осі (може бути виражено у процентах від a_c); a_c — прискорення перехресної осі у м/с^2 ; v — шум датчика (представлено густиною у $\text{мкг}/(\text{Гц}^{1/2})$); K — масштабуючий коефіцієнт (може бути виражено у $\text{мВ}/(\text{м/с}^2)$); ΔK — похибка масштабуючого коефіцієнта (може бути виражено у процентах від K).

Наведені результати роботи імітаційної моделі (1) демонструють вихідні значення прискорень для дев'яти датчиків [9]. Характеристики досліджуваних датчиків зведені у таблиці [9], однак автори роботи [9] не показали, як дані обраних приладів імплементовано в імітаційну модель.

Синтез та розробка математичної моделі та реалізація імітаційної у Matlab/Simulink

Рівняння (1) описує вихідний сигнал акселерометра. Однак наведена математична модель акселерометра задовольняє лише модель одновісного акселерометра без урахування однієї чи двох перехресних осей, що впливають на кінцеві показання датчика та не показують, як коефіцієнти математичної моделі пов'язані з реальними коефіцієнтами акселерометра, наведеними у технічному описі приладу.

З урахуванням недоліків математичної моделі (1) синтезовано та розроблено математичну модель акселерометра, що може застосовуватися до мікромеханічного виконання датчика, а також у спрощеному вигляді — до «класичного» електромеханічного акселерометра:

$$a = (a_i + N_{xy} a_{xy} + N_{xz} a_{xz} + B + k_{xy} a_i + k_{xz} a_i + v) \left(1 + \frac{\Delta K}{K} \right), \quad (2)$$

де a — вихідне прискорення датчика у м/с^2 або g ; a_i — вхідне прискорення у м/с^2 або g ; N_{xy} , N_{xz} — чутливість осей до розбалансування, виражена у радіанах (градусах); B — зміщення нуля, виражено у процентах від діапазону (span) прискорення; k_{xy} , k_{xz} — чутливість до перехресних осей (у процентах від a_i); v — шум датчика (представлений густиною у $\text{мкг}/(\text{Гц}^{1/2})$ ($(\text{мк м/с}^2)/(\text{Гц}^{1/2})$)); K — масштабуючий коефіцієнт (у $\text{мВ}/(\text{м/с}^2)$, $\text{мВ}/g$, $\text{LSB}/(\text{м/с}^2)$ або LSB/g , залежно від типу вихідного сигналу датчика); ΔK — похибка масштабуючого коефіцієнта (виражена у процентах від K).

Діапазон (span) вимірювального прискорення може бути обчислений як максимальне вимірювальне значення мінус мінімальне вимірювальне значення.

Наведені вище вхідні коефіцієнти, максимальне і мінімальне вимірювальні значення, чутливість до перехресних осей та густина шуму описуються та беруться з технічного опису чутливого елемента (datasheet) [13, 14]. Типовий приклад даних технічного опису механічних характеристик акселерометра представлено на рис. 2, a (для одновісного акселерометра ADXL 1001/1002), b (тривісного акселерометра ADXL 335) відповідно.

Parameter ¹	Test Conditions/ Comments	ADX1001			ADX1002			Unit
		Min	Typ	Max	Min	Typ	Max	
SENSOR								
Measurement Range			±100			±50		<i>g</i>
Linearity	Percentage of full scale		±0.1			±0.1		%
Cross Axis Sensitivity ²	ZX cross axis		±1.0			±1.0		%
	YX cross axis		±1.0			±1.0		%
SENSITIVITY (RATIOMETRIC TO V_{DD})								
Sensitivity	DC		20			40		mV/ <i>g</i>
Sensitivity Change Due to Temperature ³	$T_A = -40^{\circ}\text{C}$ to $+125^{\circ}\text{C}$		±5			±5		%
ZERO <i>g</i> OFFSET (RATIOMETRIC TO V_{DD})								
0 <i>g</i> Output Voltage			$V_{DD}/2$			$V_{DD}/2$		V
0 <i>g</i> Output Range over Temperature ⁴	-40°C to $+125^{\circ}\text{C}$		5			5		<i>g</i>
NOISE								
Noise Density	100 Hz to 10 kHz		30			25		$\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$
1/f Frequency Corner			0.1			0.1		Hz

a

Parameter	Conditions	Min	Typ	Max	Unit
SENSOR INPUT	Each axis				
Measurement Range		±3	±3.6		<i>g</i>
Nonlinearity	% of full scale		±0.3		%
Package Alignment Error			±1		Degrees
Interaxis Alignment Error			±0.1		Degrees
Cross-Axis Sensitivity ¹			±1		%
SENSITIVITY (RATIOMETRIC) ²	Each axis				
Sensitivity at $X_{OUT}, Y_{OUT}, Z_{OUT}$	$V_S = 3\text{ V}$	270	300	330	mV/ <i>g</i>
Sensitivity Change Due to Temperature ³	$V_S = 3\text{ V}$		±0.01		%/ $^{\circ}\text{C}$
ZERO <i>g</i> BIAS LEVEL (RATIOMETRIC)					
0 <i>g</i> Voltage at X_{OUT}, Y_{OUT}	$V_S = 3\text{ V}$	1.35	1.5	1.65	V
0 <i>g</i> Voltage at Z_{OUT}	$V_S = 3\text{ V}$	1.2	1.5	1.8	V
0 <i>g</i> Offset vs. Temperature			±1		mg/ $^{\circ}\text{C}$
NOISE PERFORMANCE					
Noise Density X_{OUT}, Y_{OUT}			150		$\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$ rms
Noise Density Z_{OUT}			300		$\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$ rms

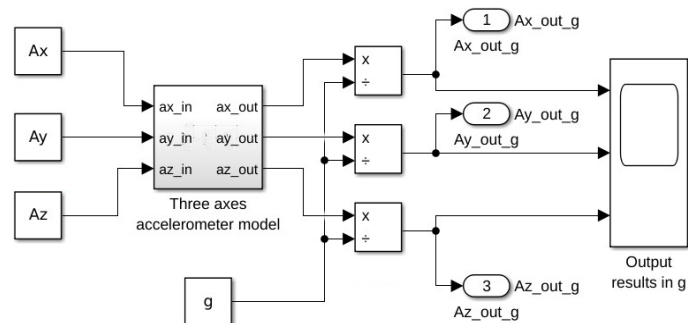
b

Рис. 2

Рівняння (2) описує одновісний акселерометр. Розширюючи рівняння, можна отримати модель тривісного акселерометра:

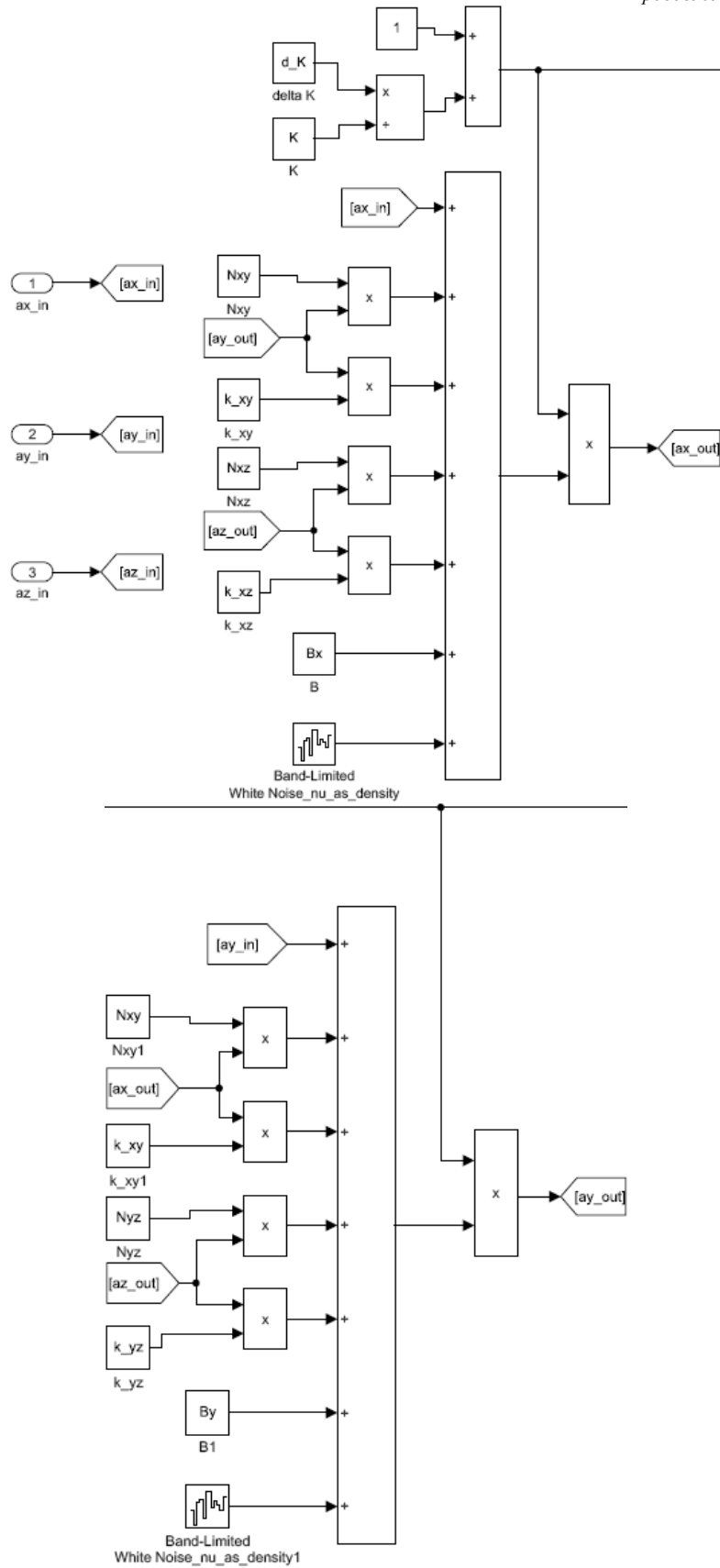
$$\begin{cases} a_x = (a_x + N_{xy}a_{xy} + N_{xz}a_{xz} + B + k_{xy}a_y + k_{xz}a_z + v) \left(1 + \frac{\Delta K}{K}\right) \\ a_y = (a_y + N_{yx}a_{yx} + N_{yz}a_{yz} + B + k_{yx}a_x + k_{yz}a_z + v) \left(1 + \frac{\Delta K}{K}\right) \\ a_z = (a_z + N_{zx}a_{zx} + N_{zy}a_{zy} + B + k_{zx}a_x + k_{zy}a_y + v) \left(1 + \frac{\Delta K}{K}\right) \end{cases} \quad (3)$$

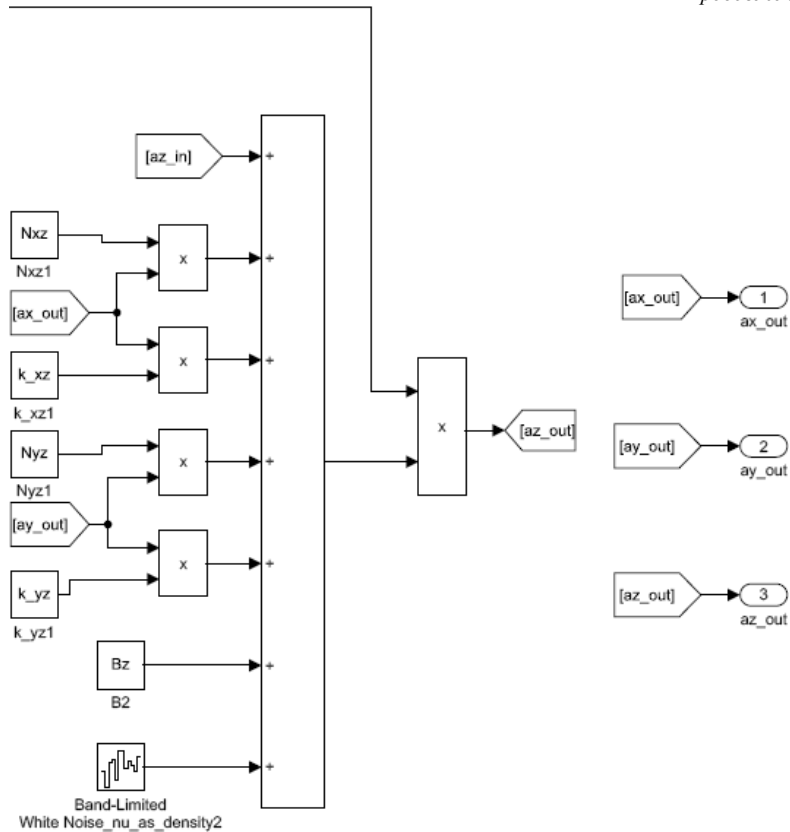
На основі (3) розроблено імітаційну модель у середовищі Simulink (рис. 3, *a* — головна модель симуляції, *b* — підсистема блока моделі тривісного акселерометра).



a

Рис. 3





б

Для моделювання роботи імітаційної моделі створено керуючу програму, яка ініціалізує дані, взяті з технічної документації. Для прикладу обрано тривісний акселерометр ADXL 335 фірми Analog Devices [14].

З технічної документації на тривісний акселерометр ADXL 335 (див. рис. 2, б) введені такі параметри:

- повний діапазон: $\text{span} = 3,6 - (-3,6) = 7,2$; Measure range: $\pm 3,6$ g;
- $K = 300$; Sensitivity at X_OUT, Y_OUT, Z_OUT mV/g;
- $d_K = 60$; $-\Delta K = \text{Sensitivity_Max} - \text{Sensitivity_Min} = 330 - 270 = 60$;

• зміщення нуля, виражене в процентах від повного діапазону, обчислюється у такий спосіб: живлення акселерометра складає 3 В. Акселерометр видає значення у вольтах від 0 до 3, що відповідає показанням від $-3,6$ g до $+3,6$ g, тобто 0 В — це $-3,6$ g, 3 В — це $+3,6$ g. Відповідно до цього (згідно з технічним описом): для осей X та Y: $1,65 - 1,35 = 0,3$ (В), що складає 10 % від вихідного діапазону напруги, тобто 10 % від повного діапазону вимірювального прискорення $B_x = B_y = 0,1 * 7,2 = 0,72(g)$; для осі Z: $1,8 - 1,2 = 0,6$ (В), що складає 20 % від вихідного діапазону напруги, тобто 20 % від повного діапазону вимірювального прискорення, $B_z = 0,2 * 7,2 = 1,44(g)$.

• $N = 0,1 * \pi / 180$ — чутливість осей до розбалансування (interaxis alignment error), виражена у градусах, переведених у радіани;

• $k = 1 * \text{span} / 100$ — чутливість до перехресних осей (cross-axis sensitivity) у процентах від повного діапазону прискорення;

- $v_x = v_y = 150 \cdot 10^{-6} \left(\frac{g}{\sqrt{\Gamma_{\Pi}}} \right)$ ($nu_{xy} = 150 \cdot \text{power}(10, -6)$) — шум датчика

(noise density) по осях X, Y ; $v_z = 300 \cdot 10^{-6} \left(\frac{g}{\sqrt{\Gamma_{\Pi}}} \right)$ ($nu_z = 300 \cdot \text{power}(10, -6)$) —

шум датчика (noise density) по осі Z .

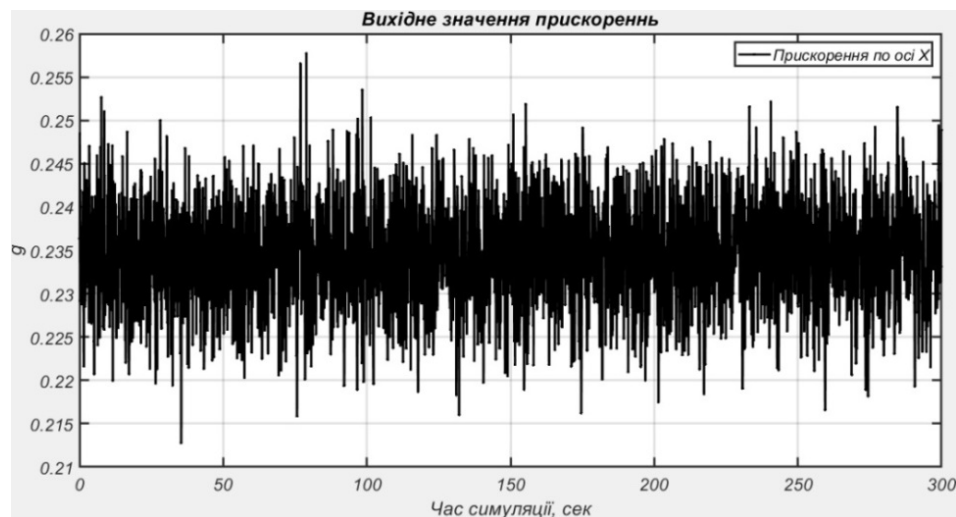
У загальному випадку коефіцієнти системи рівнянь (3) можуть не дорівнювати один одному. Однак згідно з технічним описом для обраного пристрою коефіцієнти перехресної чутливості рівні один одному, тому у системі рівнянь (3) введено такі позначення та спрощення:

- $N_{xy} = N_{yx} = N_{xz} = N_{zx} = N_{yz} = N_{zy} = N$;

- $k_{xy} = k_{yx} = k_{xz} = k_{zx} = k_{yz} = k_{zy} = k$.

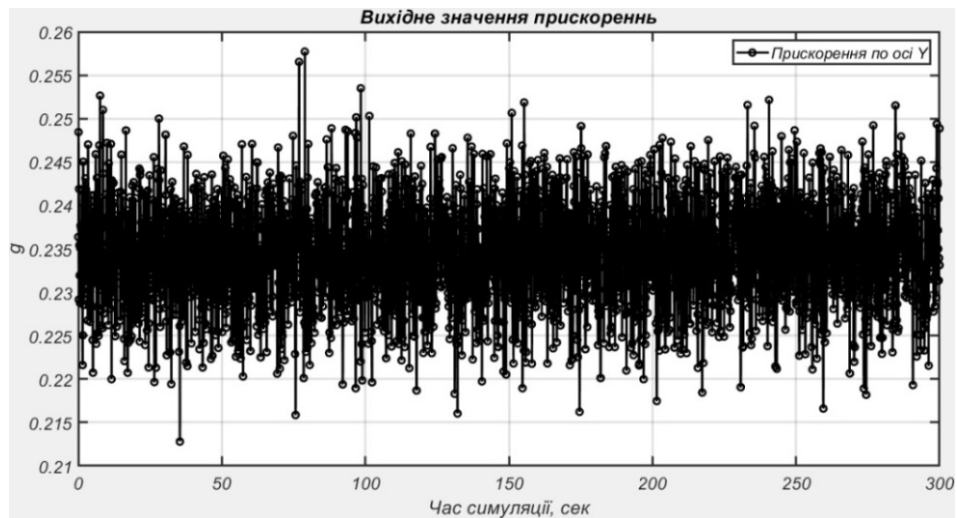
Імітаційне моделювання проводилося із застосуванням та урахуванням значень коефіцієнтів геодезичної опорної системи 1980 [15] для обчислення прискорення сили тяжіння на широті Києва, яке є вхідним діянням на осі чутливості акселерометра. Параметри та коефіцієнти вхідного діяння наведені нижче: $g_0 = 9,78$ — початкове прискорення сили тяжіння, м/с^2 ; $\varphi = 50,27^\circ$ — широта Києва; $\lambda = 30,30^\circ$ — довгота Києва; $\beta_1 = 0,0053024$ — гравітаційна константа 1 згідно з Geodetic Reference System [15]; $\beta_2 = 5,8 \cdot 10^{-6}$ — гравітаційна константа 2 згідно з Geodetic Reference System [15]; $s_2 = \sin^2 \varphi$ — множник 1; $s_{22} = \sin^2 2\varphi$ — множник 2; $K_h = 3,086 \cdot 10^{-6}$ — константа зміни барометричної висоти у $1/\text{с}^2$; $H = 0$ — барометрична висота у м; $g = g_0 \cdot (1 + \beta_1 s_2 - \beta_2 s_{22}) - K_h H$ — вихідне прискорення сили тяжіння на обраній широті місця.

Вихідні значення прискорення імітаційної моделі (відповідно по осях X, Y, Z) наведені на рис. 4, а–в.

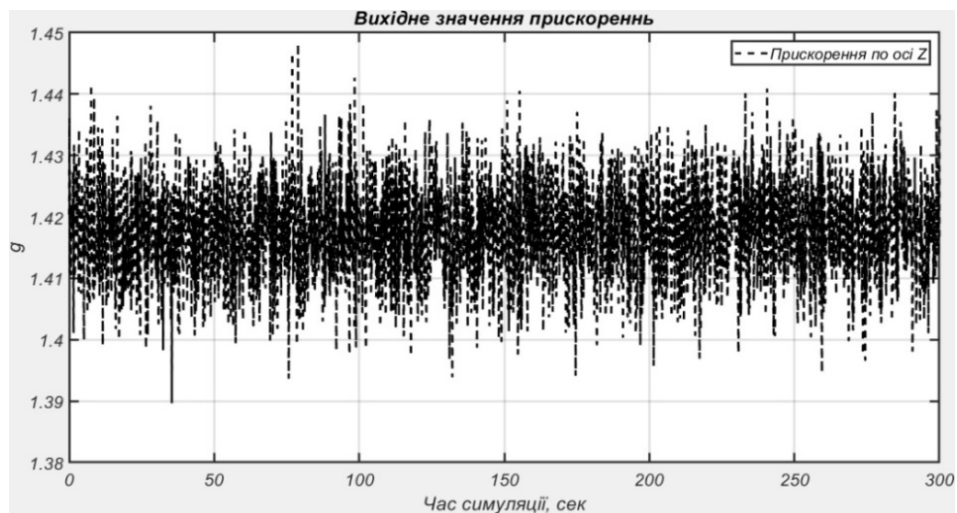


а

Рис. 4



б

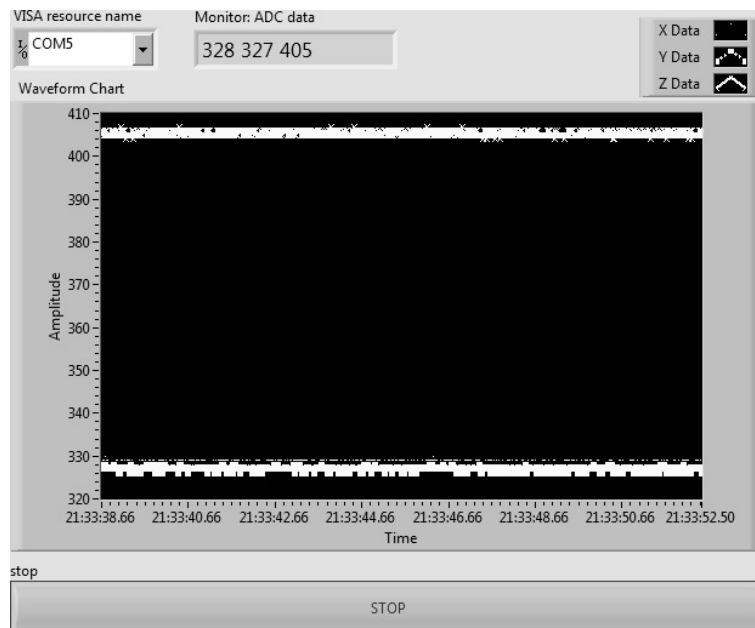


в

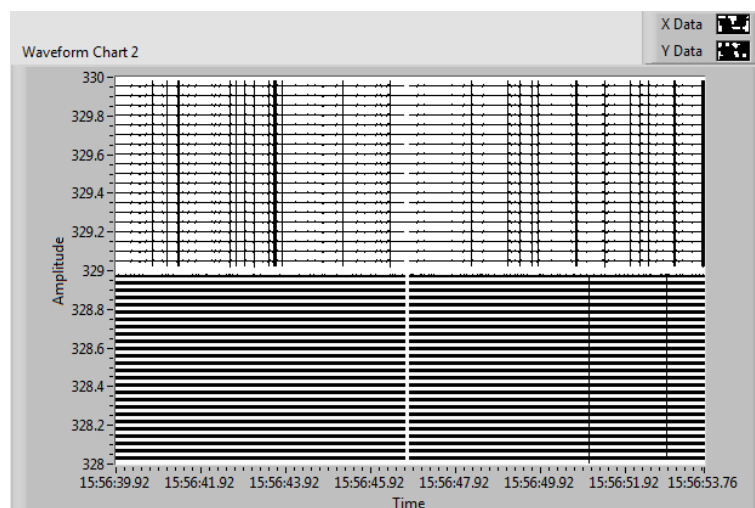
Експериментальне підтвердження адекватності синтезованої та розробленої імітаційної моделі

Для перевірки правильності та адекватності математичної та імітаційної моделей за допомогою відладочної плати Arduino UNO та лабораторії віртуальних приладів LabVIEW, встановленої на електронно-обчислювальній машині, з приладу ADXL335 знято реальні («сирі») значення, тобто необроблені вихідні значення аналого-цифрового перетворення (АЦП) вихідних значень акселерометра. Плата з встановленим акселерометром розміщувалася на нерухомій основі. Вихідні значення знімалися одночасно з трьох осей. Напрямок осей: осі X та Y утворюють площину горизонту, вісь Z напрямлена вздовж напрямку дії вектора прискорення сили тяжіння g .

Отримані значення «сирих» даних наведені на рис. 5, де a — загальна віртуальна панель; $б$ — віртуальна панель із значеннями по осях X (верхній графік), Y (нижній).



a



б

Рис. 5

Робочий простір, віртуально створений у LabVIEW, відображає аналого-цифрове значення дії прискорення по кожній осі.

Для того аби отримані «сирі» показання перевести в показання g або прискорення (м/с^2), необхідно знати розрядність АЦП, напругу його живлення, бітність АЦП, напругу живлення акселерометра та його чутливість. Останні дані беруться безпосередньо з технічного опису. Враховуючи інформацію, необхідну для перетворення значень АЦП у показання прискорення, скористаємося емпіричною формулою (4):

$$A_{out} = \frac{\frac{ADC_{out} V_{ref}^{ADC}}{2^n - 1} - \frac{V_{Sup}^{Acc}}{2}}{Sensitivity}, \quad (4)$$

де A_{out} — розраховане вихідне значення прискорення у м/с^2 або g ; ADC_{out} — вихідне значення АЦП; V_{ref}^{ADC} — опорна напруга АЦП; V_{Sup}^{Acc} — напруга живлення акселерометра, яка береться з технічної документації, у даному разі — це 3 В; n — розрядність (бітність) АЦП.

Arduino UNO має 10-бітний АЦП, опорна напруга якого складає 5 В.

Sensitivity — чутливість акселерометра, взята з технічної документації.

Підставляючи дані у формулу (4), отримаємо:

$$A_x = \frac{\frac{328 \cdot 5}{2^{10}-1} - \frac{3}{2}}{0,3} = 0,34 \text{ g}; \quad A_y = \frac{\frac{327 \cdot 5}{2^{10}-1} - \frac{3}{2}}{0,3} = 0,33 \text{ g}; \quad A_z = \frac{\frac{406 \cdot 5}{2^{10}-1} - \frac{3}{2}}{0,3} = 1,61 \text{ g}.$$

Значення реального акселерометра та значення імітаційної моделі занесені до табл. 1.

Таблиця 1

Прискорення	Імітаційна модель	Експеримент	Похибка, %
по X у g	0,22	0,34	50
по Y у g	0,22	0,33	50
по Z у g	1,415	1,61	13

Така розбіжність може бути обумовлена недосконалістю стендового обладнання, на якому встановлювався акселерометр, та конструктивними недоліками і похибками самого акселерометра.

Якщо у формулу (4) в параметр Sensitivity підставити значення 0,33 — значення максимальної чутливості відповідно до технічної документації, і перерахувати вихідні значення, отримаємо значення прискорень:

$$A_x = \frac{\frac{328 \cdot 5}{2^{10}-1} - \frac{3}{2}}{0,33} = 0,313 \text{ g}; \quad A_y = \frac{\frac{327 \cdot 5}{2^{10}-1} - \frac{3}{2}}{0,33} = 0,297 \text{ g}; \quad A_z = \frac{\frac{406 \cdot 5}{2^{10}-1} - \frac{3}{2}}{0,33} = 1,467 \text{ g}.$$

Значення акселерометра з урахуванням конструктивних особливостей та недоліків стендового обладнання відрізняються від значень імітаційної моделі, зведених у табл. 2.

Таблиця 2

Прискорення	Імітаційна модель	Експеримент	Похибка, %
по X у g	0,22	0,313	32
по Y у g	0,22	0,297	32
по Z у g	1,415	1,467	3

Висновок

У даному дослідженні розглянуто раніше створену математичну модель акселерометра та описано її недоліки. На основі аналізу технічної документації МЕМС-акселерометрів та проведених дослідів, а також аналізу створених імітаційних моделей акселерометрів синтезовано та розроблено математичну модель одно- та тривісного акселерометра та на основі цієї математичної моделі сформовано імітаційну модель тривісного акселерометра.

Працездатність математичної та імітаційної моделей протестовано комп'ютерним моделюванням із заданням вхідного діяння прискорення сили тяжіння $1g$ ($9,8106 \text{ м/с}^2$), яке діє на території Києва.

Отримані результати розробленої імітаційної моделі порівнювалися з реальними значеннями. Порівняння вихідних значень імітаційної моделі чутливого елемента з вихідними значеннями реального приладу показує адекватність та працездатність запропонованої та розробленої моделі. Пропоновані математична та імітаційна моделі акселерометра можуть використовуватися як для попереднього комплексного дослідження систем керування рухомими об'єктами, так і для дослідження та моделювання систем визначення просторового положення та місцезнаходженням.

Подальші дослідження будуть спрямовані на доопрацювання створеної математичної моделі, а саме, урахування залежності значення вихідного сигналу від температури.

S. Gurynenko

MATHEMATICAL AND SIMULATION MODELS OF THE MICROELECTROMECHANICAL ACCELEROMETER OF THE AUTONOMOUS INERTIAL SYSTEM FOR DETERMINING SPATIAL POSITION AND LOCATION

Stanislav Gurynenko

National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute»,
stas_gurynenko@ukr.net

The proposed study considers the synthesis, creation and verification of the adequacy and operability of the mathematical and simulation models of the accelerometer. The proposed models can be used in the process of simulation and research of moving object control systems and systems for determining spatial position and location (SOIS or SINS). The article presents and analyzes the existing mathematical and simulation models of the accelerometer and describes their shortcomings. Based on the analysis of existing models and their shortcomings, an own mathematical and simulation model of a three axis accelerometer was synthesized and developed, which can be simplified to a uniaxial and biaxial accelerometer model. The simulation model was developed in the Matlab/Simulink software package, to which a control program was created, in which the accelerometer parameters taken from the technical documentation and the input action — acceleration of gravity are initialized. In general, the model contains scale factor error, nonlinear scale factor error, non-orthogonality errors, noise, and cross-axis errors. The result of the operation of the simulation model under the influence of the input action of gravity on the territory of Kyiv with the specified parameters of the analog devices ADXL335 accelerometer is presented. The efficiency and adequacy of the developed mathematical and simulation models is confirmed by comparing the results of computer modeling with real signals received from the accelerometer, taking into account both the typical value and the maximum value of the sensitivity parameter. The proposed developed mathematical model simulates the output signal of the accelerometer with relatively high accuracy and can be used for simulation, research and description of systems in which the accelerometer is used.

Keywords: accelerometer simulation, accelerometer mathematical model, spatial position and location determination system, strap-down inertial orientation and navigation system (SIOS, SINS).

ПОСИЛАННЯ

1. Гуриненко С.О. Організація систем керування сучасних безпілотних підводних апаратів. XIV Всеукр. наук.-практ. конф. студентів, аспірантів та молодих вчених «Погляд у майбутнє приладобудування». Київ, 2021. С. 34–37.

2. Гуриченко С.О. Система автоматичного керування автономним безпілотним підводним апаратом на основі мікроелектромеханічних систем. *Чотирнадцята міжнар. наук.-практ. конф. Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси (ІПТК-2021)*. Київ, 2021. С. 19–21.
3. Hwang Arom, Yoon Seonil, Kim Moon Hwan, Lee Sangyoung, Hong Jin seok, Parmentier G. Performance evaluation of AHRS based mems for unmanned underwater vehicle. *The Twenty-first International Offshore and Polar Engineering Conference*. Maui, Hawaii, USA, June 2011. P. 296–299.
4. Kim H.S., Choi H.S., Yoon J.S., Ro P.I. Study on AHRS sensor for unmanned underwater vehicle. *International Journal of Ocean System Engineering*. 2011. Vol. 1, N 3. P. 165–170.
5. Titterton D.H., Weston J.L. Strapdown inertial navigation technology. American Institute of Aeronautics and Astronautics & Institution of Electrical Engineers, 2004. 594 p.
6. Rogers R.M. Applied mathematics in integrated navigation systems. *AIAA Educational Series. American Institute of Aeronautics and Astronautics*. 2nd ed. Inc., Reston, VA, 2003. 351 p.
7. Grigorie T.L. The Matlab/Simulink modeling and numerical simulation of an analogue capacitive micro-accelerometer. Part 1: Open loop. *International Conference on Perspective Technologies and Methods in MEMS Design*. 2008. P. 105–114.
8. Grigorie T.L. The Matlab/Simulink modeling and numerical simulation of an analogue capacitive micro-accelerometer. Part 2: Closed loop. *International Conference on Perspective Technologies and Methods in MEMS Design*. 2008. P. 115–121. DOI: 10.1109/MEMSTECH.2008.4558756.
9. Grigorie T.L., Lungu M., Edu I.R., Obreja R. Concepts for error modeling of miniature accelerometers used in inertial navigation systems. *Annal. of the University of Craiova, Electrical Engineering series*. 2010. 34. P. 212–219.
10. Grigorie T.L., Jula N., Cepisca C., Racuciu C., Raducanu D. Evaluation method of the sensors errors in an inertial navigation system. *Wseas Transactions on Circuits and Systems*. 2008. Vol. 7, N 12. P. 977–987.
11. Manjiyani Z.A.A., Jacob R.T., Keerthan Kumar R., Varghese B. Development of MEMS based 3-axis accelerometer for hand movement monitoring. *International Journal of Scientific and Research Publications*. 2014. Vol. 4, N 2. P. 1–17.
12. Rogers R. Comparison of inertial navigation system error models in application to IMU transfer alignment. *Guidance, Navigation, and Control Conference*. 1997. 3599 p. <https://doi.org/10.2514/6.1997-3599>.
13. Analog devices. Low noise high frequency MEMS accelerometers ADXL1001/ADXL1002. Rev.0. 2017.
14. Analog devices. Adxl335: Small, low power, 3-axis $\pm$ 3 g accelerometer. ADXL335 Data Sheet Rev B. 2010 Jan.
15. Moritz H. Geodetic reference system 1980. *Journal of Geodesy*. 2000. Vol. 74, N 1. P. 128–133.

Отримано 24.04.2023
Доопрацьовано 01.06.2023