

УДК 531.768

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771432022275280>М. Г. Черняк¹, к.т.н., доцент, Є. А. Бурим², PhD студент

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА БЕЗПЛАТФОРМНА ІНЕРЦІАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА ДЛЯ АВТОНОМНОЇ СИСТЕМИ НАВЕДЕННЯ КЕРОВАНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ МАЛОЇ ДАЛЬНОСТІ

Ua

Розглянуто задачу експериментальної перевірки можливості застосування мініатюрної безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) на мікромеханічних датчиках для автономного наведення керованого літального апарату (ЛА) малої дальності, що рухається за програмною гіпотетичною траєкторією.

Отримано математичну модель першого наближення інструментальних похибок двокоординатної автономної БІНС літального апарату з малим часом польоту, яка дозволяє як розрахувати величини цих похибок для конкретних типів застосованих в БІНС інерціальних датчиків (пряма задача аналізу), так і вибрати типи акселерометрів і гіроскопів, виходячи із забезпечення заданої точності БІНС (зворотна задача синтезу). Визначено вимоги до допустимих похибок акселерометрів і гіроскопів блоку датчиків БІНС.

Описано конструкцію та технологію виготовлення експериментальної БІНС на основі тривісного мікромеханічного акселерометра і трьох одновісних мікромеханічних гіроскопів.

Розглянуто технологію льотних випробувань експериментальної БІНС.

Результатами випробувань експериментальної БІНС літального апарату, створеної з виконанням визначених в статті вимог, підтверджено правильність обраного підходу до забезпечення точності БІНС для автономної системи інерціального наведення ЛА малої дальності.

¹ КПШ ім. Ігоря Сікорського

² КПШ ім. Ігоря Сікорського

En

The task of experimental verification of the possibility of using a miniature strapdown inertial navigation system (SINS) on micromechanical sensors for autonomous guidance of a short-range manned aircraft moving along a programmed hypothetical trajectory is considered.

A mathematical model of the first approximation of the instrumental errors of the two-coordinate autonomous SINS of the aircraft with a short flight time was obtained. The mathematical model allows both to calculate the values of these errors for specific types of inertial sensors used in SINS (direct analysis problem), and to choose the types of accelerometers and gyroscopes based on ensuring the given accuracy of SINS (inverse synthesis problem). The requirements for permissible errors of accelerometers and gyroscopes of the SINS sensor unit have been determined.

The design and manufacturing technology of an experimental SINS based on a triaxial micromechanical accelerometer and three uniaxial micromechanical gyroscopes are described.

The technology of flight tests of the experimental SINS is considered. The test results of the experimental SINS of the aircraft, created in accordance with the requirements specified in the article, confirmed the correctness of the chosen approach to ensuring the accuracy of the SINS for the autonomous inertial guidance system of short-range aircraft.

Вступ

Спосіб автономного інерціального наведення на ціль керованого літального апарату (ЛА) малої дальності, що рухається за програмною траєкторією, має найвищу завадостійкість до дій супротивника, однак на даний час поступається за точністю іншим не автономним способам наведення [1]. Основна проблема полягає у створенні малогабаритної автономної безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) відповідної точності на доступних дешевих мікромеханічних датчиках для визначення у польоті положення ЛА відносно його програмної траєкторії.

Окремі питання створення такої БІНС та її застосування в подібних системах наведення розглянуто лише теоретично, наприклад у працях [1, 2], де основна увага зосереджена на дослідженні особливостей математичних моделей і роботи алгоритмів роботи БІНС під час інерціального наведення літального апарату за програмною траєкторією.

Питання експериментальної перевірки можливості створення такої БІНС у літературі поки ще не розглянуто.

Постановка задачі

Метою статті є експериментальна перевірка можливості застосування мініатюрної БІНС на мікромеханічних датчиках для автономного наведення керованого ЛА малої дальності, що рухається за програмною гіпотетичною балістичною траєкторією з характеристиками: максимальна даль-

ність польоту $L_{\max} = 500\text{ м}$; середня швидкість польоту – $30\dots 35\text{ м/с}$ (максимальний час польоту $t_n \leq 17\text{ с}$).

Вимоги до БІНС: допустимі похибки визначення координат ЛА (по дальності $[\Delta r_x]$, боковому відхиленню від лінії стрільби $[\Delta r_z]$ і кругова похибка $[\Delta r_k]$)

$$[\Delta r_x] = [\Delta r_z] = [\Delta r] \leq 5\text{ м}, \quad [\Delta r_k] = [\Delta r] \sqrt{2} \leq 7,1\text{ м}; \quad (1)$$

початкова виставка БІНС (у разі знаходження ЛА у стволі пускового пристрою (ПП)) по кутам тангажу ϑ_0 і крену φ_0 – за результатами вимірювань акселерометрів БІНС, по азимуту цілі A – розворотом ствола ПП у площину стрільби (азимутальне прицілювання) із допустимою похибкою

$$[\Delta_A] \leq 0,1^\circ. \quad (2)$$

Сучасні автономні БІНС за рівнем їх точності поділяються на три класи [1] – системи низької, середньої та високої точності. Основний універсальний критерій визначення цього класу точності – швидкість зростання похибок розрахунку координат в БІНС має значення: для систем низької точності $1\text{-}10\text{ м/с}$; середньої точності $0,5\text{-}1\text{ м/с}$; високої точності $0,01\text{-}0,5\text{ м/с}$.

Відповідно до цієї класифікації потрібна автономна БІНС є системою високої точності (значення критерію $0,3\text{ м/с}$).

Спрощені вимоги до точності первинних вимірювачів БІНС

Отримаємо спрощені вимоги до точності первинних вимірювачів автономної БІНС – мікромеханічних акселерометрів (АК) і мікромеханічних датчиків кутової швидкості (ДКШ), виходячи із забезпечення за вказаний вище час польоту умови (1) до її точності.

Нехай програмна траєкторія польоту ЛА у земній навігаційній системі координат (СК) x_0, y_0, z_0 (вісь y_0 спрямована супротив вектору сили тяжіння \vec{g} , площина x_0, y_0 є площиною стрільби) є балістичною (без врахування сили супротиву повітря), а подовжня ось ЛА x_s зв'язаної із ним СК x_s, y_s, z_s ще до пуску приведена до площини стрільби з похибкою (2). Політ ЛА за траєкторією відбувається без маневрування із практично нульовими середніми за час польоту прискореннями і кутовими швидкостями.

Прийmemo, що похиби БІНС (відхилення ЛА від цілі) по дальності Δr_x і боковому відхиленню Δr_z повинні задовольняти умові (1), а їх модулі визначаються спрощеними формулами (максимальні оцінки для окремих каналів БІНС без перехресних зв'язків між ними):

$$|\Delta r_x| = |\Delta r_{x(\vartheta_0)}| + |\Delta r_{x(АК)}| + |\Delta r_{x(\Gamma)}|; \quad (3)$$

$$|\Delta r_z| = |\Delta r_{z(A)}| + |\Delta r_{z(\varphi_0)}| + |\Delta r_{z(AK)}| + |\Delta r_{z(\Gamma)}|, \quad (4)$$

де $\Delta r_{z(A)}$ – складова від похибки азимутального прицілювання;

$\Delta r_{x(\vartheta_0)}$, $\Delta r_{z(\varphi_0)}$ – складові від похибок початкової виставки по кутах тангажу і крену (далі у формулах ці кути замінимо на узагальнюючий кут β_0);

$\Delta r_{x(AK)}$, $\Delta r_{z(AK)}$ – складові від інструментальних похибок АК;

$\Delta r_{x(\Gamma)}$, $\Delta r_{z(\Gamma)}$ – складові від інструментальних похибок ДКШ.

Математичні моделі інструментальних похибок АК Δ_A і ДКШ Δ_Γ за час польоту ЛА, які є джерелами виникнення відповідних складових похибок БНС, представимо у вигляді:

$$\Delta_{AK} = \Delta_{A0} + \Delta_{A1}\bar{a}; \quad \Delta_\Gamma = \Delta_{\Gamma0} + \Delta_{\Gamma1}\bar{\omega}, \quad (5)$$

де Δ_{A0} , $\Delta_{\Gamma0}$ – адитивні похибки зміщень нулів (ЗН) АК і ДКШ;

Δ_{A1} , $\Delta_{\Gamma1}$ – відносні похибки їх коефіцієнтів перетворення (КП);

\bar{a} , $\bar{\omega}$ – середні за час польоту значення проєкцій уявного прискорення і кутової швидкості ЛА на осі його зв'язаної СК.

Прийемо наступні середні параметри руху ЛА:

$$|\bar{a}| \approx 0; \quad |\bar{\omega}_x| \approx 50^\circ / \text{с}; \quad |\bar{\omega}_{y,z}| \approx 0. \quad (5)$$

Модулі складових похибок БНС (3) і (4) визначимо наближеними формулами [1]:

$$|\Delta r_{z(A)}| \approx [\Delta_A] \cdot L_{\max} = 0,9 \text{ м}; \quad (6)$$

$$\begin{aligned} |\Delta r_{x(\vartheta_0)}| &= |\Delta r_{z(\varphi_0)}| = |\Delta r_{(\beta_0)}| \approx \left| g \iint_{t_n} \beta_0 dt^2 \right| = 0,5 g |\beta_0| t_n^2 = \\ &= \{ \beta_0 \approx \Delta_{A0} g^{-1} \} \approx 0,5 |\Delta_{A0}| t_n^2; \end{aligned} \quad (7)$$

$$|\Delta r_{x(AK)}| = |\Delta r_{z(AK)}| = |\Delta r_{(AK)}| = \left| \iint_{t_n} \Delta_{AK} dt^2 \right| \approx 0,5 |\Delta_{A0}| t_n^2; \quad (8)$$

$$|\Delta r_{x(\Gamma)}| = \left| g \iiint_{t_n} \Delta_{\Gamma z} dt^3 \right| \approx 0,17 g |\Delta_{\Gamma0z}| t_n^3; \quad (9)$$

$$|\Delta r_{z(\Gamma)}| = \left| g \iiint_{t_n} \Delta_{\Gamma x} dt^3 \right| \approx 0,17 g (|\Delta_{\Gamma0x}| + |\Delta_{\Gamma1x}| |\bar{\omega}_x|) t_n^3. \quad (10)$$

Під час побудови БІНС будемо використовувати три однакових акселерометри (їх вимірювальні осі (ВО) спрямовані вздовж осей зв'язаної СК), два однакових ДКШ (їх ВО спрямовані вздовж осей y_3 і z_3 зв'язаної СК) і один ДКШ підвищеної точності з більш великим діапазоном вимірювання, ВО якого спрямована вздовж повздовжньої осі x_3 зв'язаної СК.

Повернемось до виразів (3) і (4). Прийmemo наступний «бюджет» допустимих складових цих похибок при забезпеченні вимоги (1) до БІНС:

$$[\Delta r_{(\beta_0)}] = [\Delta r_{(AK)}] = 0,3([\Delta r] - 0,9\text{м}) = 1,23\text{м}; \quad (11)$$

$$[\Delta r_{x(\Gamma)}] = [\Delta r] - [\Delta r_{(\beta_0)}] - [\Delta r_{(AK)}] = 2,54\text{м}; \quad (12)$$

$$[\Delta r_{z(\Gamma)}] = 0,4([\Delta r] - 0,9\text{м}) = 1,64\text{м}, \quad (13)$$

а також бажане співвідношення між складовими похибок (5) ДКШ по повздовжньої осі ЛА

$$|\Delta_{\Gamma 1x}| |\bar{\omega}_x| \approx |\Delta_{\Gamma 0x}|. \quad (14)$$

Із виразів (7 – 10), враховуючі (11 – 14), отримаємо вимоги до допустимих похибок АК і ДКШ БІНС:

$$|\Delta_{A0}| \leq [\Delta_{A0}] = \frac{2[\Delta r_{(AK)}]}{t_n^2} \approx 1 \cdot 10^{-3} g; \quad (15)$$

$$|\Delta_{\Gamma 0z}| \leq [\Delta_{\Gamma 0z}] = \frac{[\Delta r_{x(\Gamma)}]}{0,17 g t_n^3} \approx 3 \cdot 10^{-4} \frac{1}{c} \approx 63^0/\text{Год}; \quad (16)$$

$$|\Delta_{\Gamma 0x}| \leq [\Delta_{\Gamma 0x}] = \frac{0,5[\Delta r_{z(\Gamma)}]}{0,17 g t_n^3} \approx 1,0 \cdot 10^{-4} \frac{1}{c} \approx 20^0/\text{Год}; \quad (17)$$

$$|\Delta_{\Gamma 1x}| \leq [\Delta_{\Gamma 1x}] = \frac{[\Delta_{\Gamma 0x}]}{|\bar{\omega}_x|} \approx 2,0 \cdot 10^{-4} \approx 200 \text{ ppm}. \quad (18)$$

Застосування у складі БІНС акселерометрів і ДКШ із характеристиками, що задовольняють вимогам (15 – 18), забезпечить виконання вимоги (1) до БІНС.

Будова експериментальної БІНС літального апарату та спосіб її випробувань

Структурна схема експериментальної БІНС ЛА показана на рис. 1. До складу БІНС входять: блок датчиків (БД), що вимірює проєкції кутових швидкості та уявних прискорень ЛА на осі зв'язаної СК x_3, y_3, z_3 ; плата із мі-

кроконтроллером, яка оброблює сигнали з блоку датчиків та у якій реалізований алгоритм БІНС; батарея +12 В, яка через перетворювач напруги (+12 В у +5 В) забезпечує живленням усі елементи БІНС; плата для підключення *SD*-карти, яка дозволяє зберегти результати розрахунку алгоритму БІНС, а також результати вимірювань блоку датчиків.

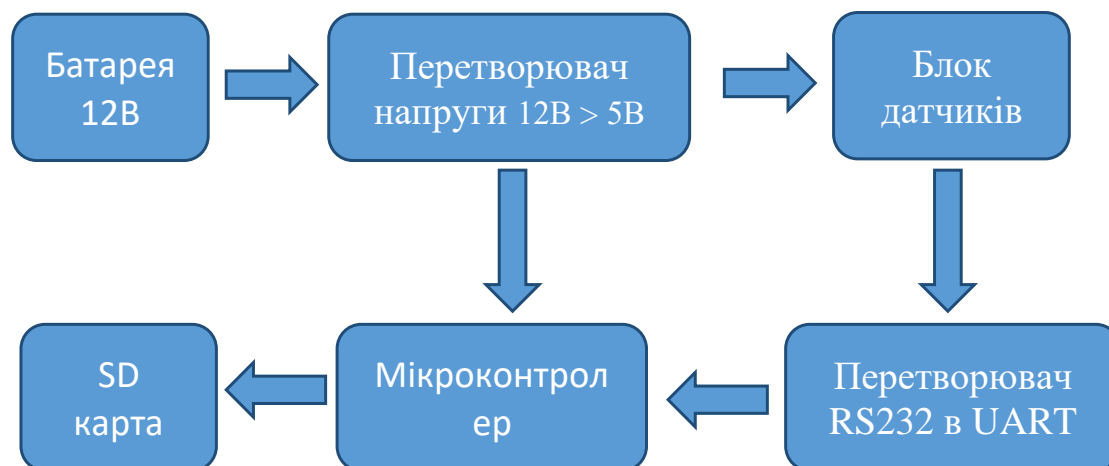


Рис. 1. Структурна схема експериментальної БІНС

Блок датчиків БІНС показано на рис. 2, *а*. Корпус БД надруковано на 3D-принтері. Е корпусу БД встановлено: тривісний мікромеханічний АК типу *ADXL356* (рис. 2, *б*); два одновісних мікромеханічних ДКШ типу *ADXRS453* вздовж поперечних осей y_z і z_z зв'язаної СК снаряду (рис. 2, *в*); одновісний мікромеханічний ДКШ типу *GYPPO3300* вздовж повздовжньої осі x_x зв'язаної СК (рис. 2, *г*). Технічні характеристики АК і ДКШ наведено у табл. 1 [3-5].

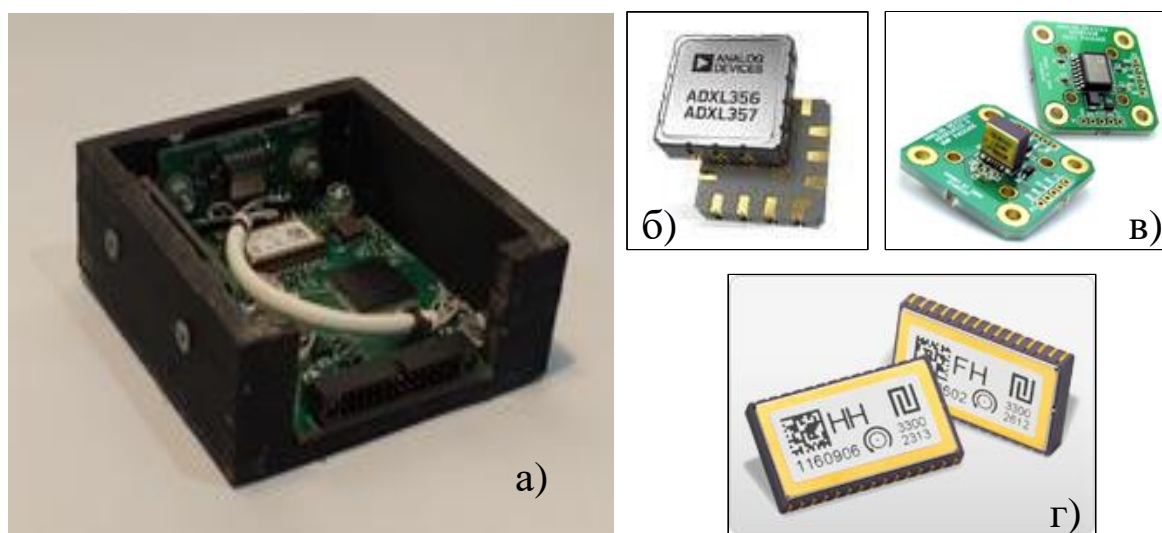


Рис. 2. Блок датчиків експериментальної БІНС (а), тривісний АК типу *ADXL356* (б), ДКШ типу *ADXRS453* (в), ДКШ типу *GYPPO3300* (г)

Таблиця 1.

Технічні характеристики АК і ДКШ

Характеристика (3σ)	АК ADXL356	ДКШ ADXRS453	ДКШ GYRO3300
Діапазон вимірювання	$\pm 40 \text{ g}$	$\pm 300 \text{ }^\circ/\text{с}$	$\pm 800 \text{ }^\circ/\text{с}$
Похибка ЗН від запуску до запуску	$1 \cdot 10^{-3} \text{ g}$	$100 \text{ }^\circ/\text{год}$	$30 \text{ }^\circ/\text{год}$
Похибка ЗН у запуску (0,5 год)	$0,5 \cdot 10^{-3} \text{ g}$	$30 \text{ }^\circ/\text{год}$	$15 \text{ }^\circ/\text{год}$
Похибка КП	$10 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-4}$	$1,5 \cdot 10^{-4}$

Наведені у табл. 1 данні показують, що характеристики застосованих АК і ДКШ наближені до потрібних (15 – 18).

Для запуску експериментального ЛА було застосовано пневматичний пусковий пристрій, загальний вигляд якого зображено на рис. 3.

На випробувальному полігоні лінія стрільби була позначена сигнальною стрічкою на дальності польоту 80 м (максимальна розрахункова дальність для даного ПП). Початкова виставка БІНС по азимуту проводилась шляхом суміщення ствола ПП із лінією стрільби за допомогою схилу із похибкою, що приблизно відповідає умові (2) (рис. 4).



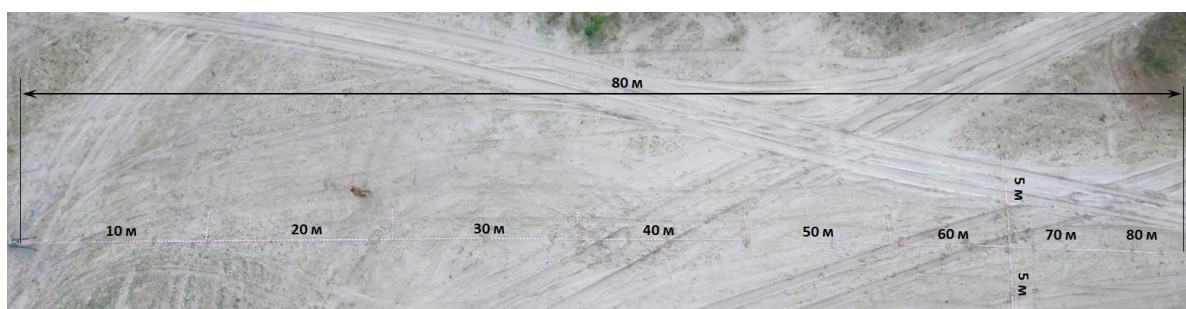
Рис. 3. Загальний вигляд пневматичного ПП: 1 – тринога; 2 – ємність для закачування повітря під тиском; 3 – вентиль для випуску повітря із ємності; 4 – стяжки для компенсації віддачі ствола установки; 5 – технічний отвір для подачі команди на початкову виставку БІНС

Системи та процеси керування

Початкова виставка БІНС по кутам по кутам тангажу і крену проводилась протягом 10 секунд (за результатами вимірювань акселерометрів визначались кути ϑ_0 і φ_0). Якість початкової виставки контролювалась шляхом порівняння значення кута ϑ_0 визначеного БІНС зі значенням цього кута визначеним за допомогою еталонного зовнішнього інклінометру.



а)



б)

Рис. 4. Положення ПП під час випробувань експериментальної БІНС (а) і траса польоту ЛА (б)

Між закінченням початкової виставки та пуском, коли БІНС вже працювала, була зроблена затримка у часі на 10...15 с для формування потрібного часу роботи БІНС $t_{роб} = (13...19)с \approx t_n \leq 17с$, враховуючі, що для даного ПУ реальний час польоту ЛА на дальність до 80 м складає 3...4 с.

Результати випробувань експериментальної БІНС

На місці падіння ЛА фіксувалися, за допомогою рулетки, справжні координати точки падіння. Із *SD*-карти снаряду зчитувались координати цієї точки визначені БІНС, та порівнювались із еталонними координатами, що розраховані за допомогою рулетки. Також зчитувались дані про перевантаження і кутові швидкості ЛА під час польоту та результати початкової виставки БІНС.

Було виконано два випробування у різні дні. У першому випробуванні було зроблено 10 пусків ЛА із кутами стрільби (нахилу ПП до площини горизонту) $31,1...31,2^\circ$, у другому – 10 пусків із кутами стрільби $42,0...42,3^\circ$.

Результати випробувань БІНС надано у табл. 2 і табл. 3 та на рис. 5.

Таблиця 2.

Результати першого випробування БІНС

Характеристика		Пуск 1	Пуск 2	Пуск 3
1.	Кут стрільби (інклінометр), $^{\circ}$	31,2	31,2	31,1
2.	Дальність польоту (виміряна рулеткою), м	88,3	30	40
3.	Дальність польоту (визначена БІНС), м	87,51	28,59	39,25
4.	Похибка БІНС по дальності Δr_x , м	-0,79	-1,41	-0,75
5.	Бокове відхилення (виміряне рулеткою), м	-0,3	0	0
6.	Бокове відхилення (визначене БІНС), м	-2,78	-1,75	-1,6
7.	Похибка БІНС по боковому відхиленню Δr_z , м	-2,48	-1,75	-1,6
8.	Кругова похибка БІНС Δr_k , м	2,63	2,25	1,77

Продовження таблиці 2.

	Пуск 4	Пуск 5	Пуск 6	Пуск 7	Пуск 8	Пуск 9	Пуск 10
	31,1	31,1	31,1	31,1	31,1	31,1	31,1
	62,7	68,5	91,5	63,4	68,6	50,4	45
	60,56	57,88	75,37	63,35	67,25	50,21	43,25
	-2,14	-10,62	-16,3	-0,05	-1,35	-0,19	-1,75
	1,0	-1,0	0	0	0,4	-1,0	0,3
	2,77	0	2,59	-1,6	-0,8	-0,8	-1,1
	1,77	1,0	2,59	-1,6	-1,2	0,2	-1,31
	2,78			1,6	1,8	0,28	2,19

Таблиця 3.

Результати другого випробування БІНС

Характеристика		Пуск 1	Пуск 2	Пуск 3
1.	Кут стрільби (інклінометр), $^{\circ}$	42,3	42,0	42,0
2.	Дальність польоту (виміряна рулеткою), м	44	51,3	50
3.	Дальність польоту (визначена БІНС), м	43,77	51,69	49,88
4.	Похибка БІНС по дальності Δr_x , м	-0,23	0,39	-1,12
5.	Бокове відхилення (виміряне рулеткою), м	-0,3	1,0	-0,1

Системи та процеси керування

Характеристика	Пуск 1	Пуск 2	Пуск 3
6. Бокове відхилення (визначене БІНС), м	-2,78	3,87	1,39
7. Похибка БІНС по боковому відхиленню Δr_z , м	-2,48	2,87	1,49
8. Кругова похибка БІНС Δr_k , м	2,49	2,9	1,86

Продовження таблиці 2.

	Пуск 4	Пуск 5	Пуск 6	Пуск 7	Пуск 8	Пуск 9	Пуск 10
1.	42,0	42,0	42,0	42,0	42,0	42,0	42,0
2.	56,8	49,2	54,2	41,3	45	39,3	33,5
3.	57,57	49,92	53,23	41,84	44,46	40,61	34,0
4.	0,77	0,72	-0,97	0,54	-0,54	1,31	0,5
5.	-0,1	-0,1	-1,0	-0,3	-0,1	-0,6	-0,4
6.	-0,53	2,41	0,68	1,09	0,52	2,28	0,99
7.	-0,43	2,51	1,68	1,39	0,62	2,88	1,39
8.	0,88	2,61	1,18	1,49	0,82	3,16	1,48

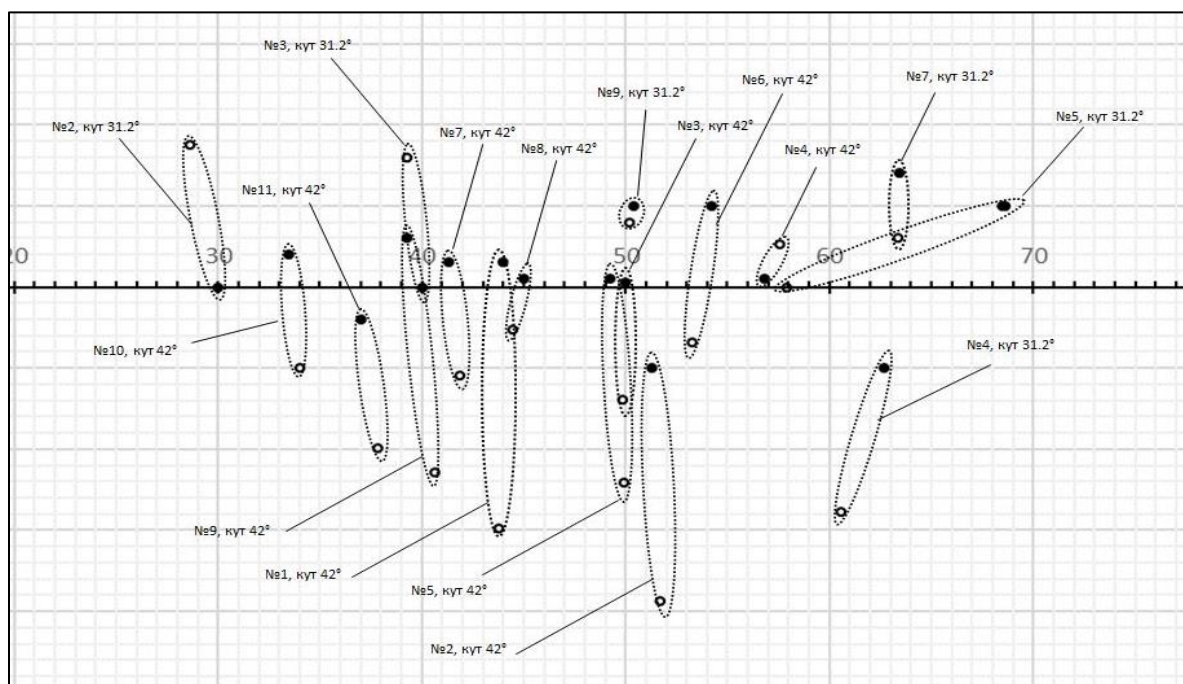


Рис. 5. Відхилення (у площині x_0z_0) розрахованих БІНС координат точок падіння ЛА (білі кружки) від фактичних координат (чорні кружки) (одна поділка масштабної сітки рисунку дорівнює: по вертикалі - відхиленню $\Delta r_z = 0,2 м$; по горизонталі - відхиленню $\Delta r_x = 1 м$)

Наведені у табл. 2 і табл. 3 та на рис. 5 результати показують, що створена експериментальна БІНС задовольняє вимогам (1). Її середня кругова похибка, за результатами усіх випробувань, склала 1,9 м (із обробки було виключено результати визначення похибки Δr_x у пусках 5 і 6, як грубі вимірювання).

Для визначення можливих шляхів подальшого покращення точності БІНС представимо похибки Δr_x і Δr_z (за випробуваннями) БІНС у вигляді:

$$\Delta r_{(x,z)} = \bar{\Delta}r_{(x,z)} \pm \tilde{\Delta}r_{(x,z)},$$

де $\bar{\Delta}r_{(x,z)}$ і $\tilde{\Delta}r_{(x,z)}$ – відповідно систематична і випадкова складові, значення яких наведено у табл. 4.

Таблиця 4.

Значення складових похибок БІНС

	Складові похибки Δr_x		Складові похибки Δr_z	
	$\bar{\Delta}r_x, \text{ м}$	$\tilde{\Delta}r_x, \text{ м}$	$\bar{\Delta}r_z, \text{ м}$	$\tilde{\Delta}r_z, \text{ м}$
Перше випробування	-1,05	0,73	-0,44	1,94
Друге випробування	0,14	0,83	1,19	1,64

Суттєва різниця між значеннями систематичних складових похибок ($\bar{\Delta}r_x$ і $\bar{\Delta}r_z$) за випробуваннями, а також достатньо значимі їх випадкові складові ($\tilde{\Delta}r_x$ і $\tilde{\Delta}r_z$), найбільш ймовірно, є наслідком не відтворюваності від запуску до запуску (кожен пуск ЛА це окремий новий запуск БІНС) паспортних значень зміщень нулів АК і ДКШ, визначених під час первинного стендового калібрування відсіку ЛА із блоком датчиків БІНС. Це відома проблема усіх мікромеханічних АК і ДКШ [1].

Цей недолік АК і ДКШ БІНС літального апарату малої дальності може бути усунуто, а, відповідно, точність БІНС значно покращена, лише шляхом їх польового докалібрування безпосередньо перед пуском. Застосування такої процедури в алгоритмі роботи БІНС перед її початковою виставкою дозволить визначити фактичні на даний час значення ЗН її АК та ДКШ із наступним їх використанням у якості нових паспортних констант блоку датчиків БІНС.

Висновки

Математична модель першого наближення (6-10) інструментальних похибок двокоординатної автономної БІНС літального апарату із малим часом польоту дозволяє (для заданих умовах польоту ЛА), як розрахувати

величини цих похибок для конкретних типів застосованих у БІНС інерціальних датчиків (пряма задача аналізу), так і вибрати типи АК і ДКШ, виходячи із забезпечення заданої точності БІНС (зворотна задача синтезу).

Виконання вимог (15 - 18) до допустимих похибок АК і ДКШ блоку датчиків БІНС обов'язково для забезпечення визначеної умовою (1) точності БІНС автономної системи інерціального наведення керованого ЛА.

Результати випробувань експериментальної БІНС літального апарату, створеної із виконанням вимог (15 - 18), показали, що її середня кругова похибка, за результатами 90 % пусків, склала 1,9 м за допустимої її величини 7,1 м. Це підтверджує правильність обраного підходу до створення автономної БІНС для системи інерціального наведення ЛА малої дальності.

Подальше покращення точності БІНС літального апарату малої дальності можливо шляхом її польового докалібрування безпосередньо перед стрільбою перед її початковою виставкою.

Список використаної літератури

1. *Lawrence A. Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance and Control/ A. Lawrence. – Springer-Verlag. NewYork, 2004. –p. 280.*
2. *A low-cost, redundant inertial measurement unit for unmanned air vehicles // International Journal of Robotics Research. 2000. Vol 19. No 11. P. 1089-1103.*
3. *High Performance Digital Output Gyroscope ADXRS453. Datasheet // [Електронний ресурс] URL: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/datasheets/adxrs453.pdf> .*
4. *Force Rebalance Digital MEMS Accelerometer AXO315. Datasheet // [Електронний ресурс] URL: <https://media.digikey.com/pdf/Data%20Sheets/Tronics/AXO315.pdf>.*
5. *High Performance Digital MEMS Gyros GYPRO3300. Datasheet // [Електронний ресурс] URL: <https://datasheetspdf.com/pdf-file/1389884/tronics/GYPRO3300/1>.*