УДК 531.768

DOI: http://dx.doi.org/10.20535/2219-3804192018161210

М. Г. Черняк[1], *к.т.н., доцент*

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ НАВІГАЦІЙНОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА В УМОВАХ РАКЕТНОГО ПОЛЬОТУ

En

During the flight, the accelerometer, in addition to the aircraft accelerating, is influenced by vibration. This leads to additional static measurement errors of the 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 vibration error of the navigation accelerometer is considered in the aircraft flight conditions. It is shown that the sources of this error are the nonlinear components of the static conversion function of navigation accelerometer.

Formulas for calculating the vibration error of the navigation 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 instrumental vibration error of navigation accelerometer shows that this error includes both additive and multiplicative components. The first one depends on such parameters as asymmetry of scale factor, pair nonlinearity coefficient and cross-sensitivity coefficients, and the second one depends on the odd nonlinearity coefficients. If one knows the numeric value of these coefficients, resulting model allows us to calculate numerical assessment of vibration error for its further compensation.

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

It is proposed to increase the navigation accelerometer accuracy in a rocket flight in two ways: at the production stage of the accelerometer is to match the accelerometer to the coefficients requirements of its conversion function formed in the article; in flight is to use algorithmic compensation of the main and additional vibration errors of the accelerometer according to the algorithm obtained in the article.

Ru

Показано, что систематическая дополнительная вибрационная погрешность навигационного акселерометра, возникающая из-за вибрации ракеты в полёте, является источником снижения точности измерения ускорения полёта ракеты. Представлена математическая модель этой погрешности.

Повышение точности навигационного акселерометра в условиях ракетного полета предложено осуществлять двумя путями: на этапе производства акселерометра – путем соответствия акселерометра сформированным в статье требованиям к коэффициентам его функции

[1] *НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», кафедра систем керування літальними апаратами*

преобразования; в полёте – путем алгоритмической компенсации основной и дополнительной вибрационной погрешностей акселерометра по полученному в статье алгоритму.

Вступ

Автономне інерціальне керування польотом ракети потребує постійного високоточного вимірювання у польоті проекцій уявного прискорення ракети на її будівельні вісі [1]. У сучасних безплатформних інерціальних навігаційних системах (БІНС) систем керування (СК) ракет ці вимірювання виконуються за допомогою тривісних блоків навігаційних акселерометрів (БА), які жорстко встановлюються у корпусі ракети і здійснюють вимірювальне перетворення проекцій уявного прискорення ракети на свої вимірювальні вісі (ВВ) (суміщені із будівельними осями ракети) у вихідні електричні сигнали трьох навігаційних акселерометрів (АК) встановлених у БА [1, 2].

Під час польоту, крім лінійного прискорення ракети, яке вимірюється, на кожний акселерометр діють суттєві вібраційні прискорення (як детерміновані так і випадкові), обумовлені роботою її двигуна та аеродинамічними навантаженнями на корпус літального апарату (ЛА). Це призводить до виникнення додаткової вібраційної похибки (ВП) АК, яка значно знижує точність вимірювання уявного прискорення ЛА у польоті [2, 3].

Під ВП АК розуміють додаткову систематичну статичну похибку акселерометра, яка виникає під час його використання в умовах вібрації об’єкта, на якому встановлено акселерометр. Наприклад, у статті [2] показано, що для успішного виконання системою керування ракети-носія «Циклон-4» задачі точного виведення супутника на задану орбіту, необхідно забезпечити щоб вібраційна похибка кожного АК у польоті не перевищувала $5 \cdot 10^{-4} g$.

Проблема виникнення вібраційної похибки АК розглянута у працях [3, 4, 5]. У [5] отримана найбільш повна математична модель інструментальної ВП для маятникових компенсаційних АК із пружним підвісом чутливого елементу, які найбільш часто використовуються у сучасних ракетних БІНС [2]. У рамках цієї моделі показано, що джерелом виникнення ВП є нелінійні складові статичної функції перетворення (ФП) АК, однак не сформовані вимоги до допустимих значень цих складових, за яких забезпечується задана точність вимірювання уявного прискорення ЛА у польоті, а також не розглянути питання підвищення точності результату цього вимірювання шляхом розрахунку та алгоритмічної компенсації ВП АК у польоті.

Постановка задачі

Метою статті є вирішення двох задач:

- задачі формування вимог до величин коефіцієнтів ФП АК, під час виконання яких забезпечується задана точність вимірювання уявного прискорення польоту ЛА;
- задачі підвищення точності вимірювання уявного прискорення польоту ЛА шляхом алгоритмічної компенсації вібраційних похибок АК у польоті.

Вирішимо поставлені задачі для одновісного навігаційного АК, схематично зображеного на рис. 1 (позначення до рис.1: 1 – корпус НА; 2 - елементи корпусу, які визначають базову установочну поверхню *A* акселерометра; *0XYZ* – система координат (СК), що зв'язана із базовою установочною поверхнею *A*, тому *OX* – вісь маятника (РА) акселерометра, *OY* - його вихідна вісь (ОА), *OZ* – його вимірювальна вісь (ІА), яка є перпендикуляром до базової установочної поверхні *A* [6]), із найбільш загальною нелінійною ФП п'ятого порядку, яка має наступний вигляд [6]:

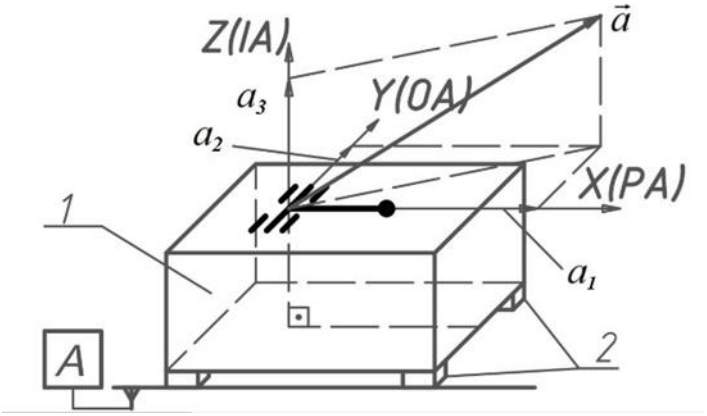


Рис. 1. Одновісний АК

- ФП у одиницях вихідного сигналу

$$U = K_0 + K_1\left(1+0,5\delta_{1A}signa_3\right)a_3 + K_2a_3^2 + K_3a_3^3 + K_4a_3^4 + K_5a_3^5 + \\ +M_1a_1 + M_2a_2 + M_{31}a_3a_1 + M_{32}a_3a_2, [\text{Вих}];$$

- ФП у одиницях вимірюваного прискорення

$$a_{3\Phi} = a_0 + \lambda(\omega)k_1\left(1+0,5\delta_{1A}signa_3\right)a_3 + k_2a_3^2 + k_3a_3^3 + k_4a_3^4 + k_5a_3^5 + \\ +m_1a_1 + m_2a_2 + m_{31}a_3a_1 + m_{32}a_3a_2, [g], \quad (1)$$

де U – вихідний сигнал акселерометра; $a_{3\Phi} = U/K_1$ – фактичне прискорення, що вимірюється АК; a_1, a_2, a_3 – проекції уявного прискорення основи $\vec{a}$ на осі *OA*, *PA* та *IA* 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).

У якості вихідної, для вирішення поставлених задач, оберемо отримані у статті [5] математичні моделі основної (за відсутності вібрацій) похибки АК

$$\Delta_{ОП} = a_0 + 0,5\lambda(\omega)k_1\delta_{1A}signa_3a_{ЛЗ} + \sum_{n=2}^{5} k_n a_{ЛЗ}^n + \sum_{i=1}^{2} m_i a_{Лi} + \sum_{i=1}^{2} m_{3i} a_{ЛЗ} a_{Лi}\,; \qquad (2)$$

та додаткової інструментальної похибки АК, під час дії на нього з боку ЛА, відповідно, детермінованої та широкосмугової випадкової вібрації

$$\Delta_B = \Delta_{BA} + \Delta_{BM}(a_{ЛЗ}) = \sum_{p=1}^{5} \Delta_{0(p)} + \sum_{q=1}^{3} \delta_{(q)} a_{ЛЗ}^q\,, \qquad (3)$$

де: Δ_{BA} – адитивна (не залежна від прискорення, що вимірюється) складова ВП, компоненти $\Delta_{0(p)}$ якої розраховуються за формулами:

$$\begin{aligned}
&\Delta_{0(1)}(\delta_{1A}) = \lambda_\Sigma(f)\delta_{1A}(0,673k_1a_{B3} + 0,5\sigma_{B3}); \quad \Delta_{0(2)}(k_2) = k_2(0,5a_{B3}^2 + \sigma_{B3}^2);\\
&\Delta_{0(3)}(k_4) = k_4(0,375a_{B3}^4 + \sigma_{B3}^4); \quad \Delta_{0(4)}(m_{31}) = m_{31}(0,5a_{B3}a_{B1} + \sigma_{B3}^2);\\
&\Delta_{0(5)}(m_{32}) = m_{32}(0,5a_{B3}a_{B2} + \sigma_{B3}^2);
\end{aligned} \qquad (4)$$

Δ_{BM} – мультиплікативна складова ВП; $\delta_{(q)}$ – лінійний, квадратичний та кубічний коефіцієнти мультиплікативної складовій ВП, числові значення яких визначаються виразами:

$$\begin{aligned}
&\delta_{(1)} = k_3(1,5a_{B3}^2 + 3\sigma_{B3}^2) + k_5(1,875a_{B3}^4 + 5\sigma_{B3}^4); \quad \delta_{(2)} = 3k_4(a_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2);\\
&\delta_{(3)} = 5k_5(a_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2);
\end{aligned} \qquad (5)$$

$\sigma_{B3} = \frac{1}{n}\sum_{j}^{n}\sqrt{\lambda_\Sigma(f)S_{B3j}\Delta f_j}$ – середньоквадратичне значення амплітуди випадкової вібрації по осі чутливості АК за час польоту; $j = 1, ..., n$ – номер діапазону частот Δf_j, для якого визначена спектральна щільність S_{B3j} ШСВ; $a_{ЛЗ}$– середня за час польоту величина проекції уявного прискорення ЛА, на який встановлено акселерометр, на вимірювальну вісь АК.

Вимоги до коефіцієнтів функції перетворення АК

Аналіз формул (3-5) показує, що інструментальна вібраційна похибка АК в обох випадках має дві складові – адитивну і

мультиплікативну. Адитивна складова ВП залежить від асиметрії КП АК, коефіцієнтів нелінійності його ФП парної степені і коефіцієнтів мультиплікативної ПЧ. Мультиплікативна складова ВП залежить лише від коефіцієнтів нелінійності ФП акселерометра.

Ця математична модель інструментальної ВП АК дозволяє:

– на етапі проектування і виробництва АК висунути вимоги до допустимих значень коефіцієнтів його ФП виходячи із вимог до допустимої вібраційної похибки АК у польоті;
– для готових акселерометрів за відомими числовими значеннями коефіцієнтів їх ФП (1) розрахувати числові оцінки складових ВП з метою подальшої алгоритмічної компенсації цієї похибки у польоті ЛА.

Визначимо вимоги до коефіцієнтів ФП АК (1), за виконанням яких додаткова вібраційна похибка АК у польоті не перевищить допустиму ВП $\left[\Delta_B\right]$.

Слід зауважити, що складові ВП можуть мати різні знаки (визначаються знаками коефіцієнтів ФП АК), що приводить до їх часткової самокомпенсації у польоті. Тому, на підставі цього факту і центральної граничної теореми математичної статистики [7], для визначення вимог до коефіцієнтів ФП АК будемо розглядати середньоквадратичну ВП $\Delta_{B(RMS)}$, яку представимо формулою

$$\Delta_{B(RMS)} = \sqrt{\Delta^2_{BA(RMS)} + \Delta^2_{BM(RMS)}(a_{ЛЗ})}\ ,$$

$$\Delta_{BA(RMS)} = \sqrt{\sum_{p=1}^{5}\Delta^2_{0(p)}} \quad \text{і} \quad \Delta_{BM(RMS)}(a_{ЛЗ}) = \sqrt{\sum_{q=1}^{3}(\delta_{(q)}a^q_{ЛЗ})^2}$$

відповідно адитивна та мультиплікативна складові середньоквадратичної ВП акселерометра.

Умову забезпечення заданої точності вимірювання уявного прискорення польоту ЛА за допомогою навігаційного акселерометра сформулюємо так

$$\Delta_{B(RMS)} \le \left[\Delta_B\right] \tag{7}$$

Приймемо, що складові ВП співвідносяться між собою таким чином

$$\left|\Delta_{BA(RMS)}\right| \approx 1{,}5\left|\Delta_{BM(RMS)}\right| \approx 1{,}5\Delta\,, \tag{8}$$

тоді нерівність (7) може бути записана так

$$\Delta_{B(RMS)} \approx 1{,}8\Delta \le \left[\Delta_B\right]. \tag{9}$$

Із (8) та (9) отримаємо наступні вимоги до допустимих величин модулів складових середньоквадратичної ВП акселерометра

$$\left|\Delta_{BA(RMS)}\right| \le 0{,}83\left[\Delta_B\right] \quad \text{та} \quad \left|\Delta_{BM(RMS)}\right| \le 0{,}55\left[\Delta_B\right]. \tag{10}$$

Спочатку розглянемо виконання першої умови (10). Для цього приймемо наступні співвідношення між величинами складових адитивної середньоквадратичної ВП АК (6)

$$\left|\Delta_{0(1)}\right| \approx \left|\Delta_{0(2)}\right| \approx \left|\Delta_{0(3)}\right| \approx \Delta_0, \quad \left|\Delta_{0(4)}\right| \approx \left|\Delta_{0(5)}\right| \approx 0{,}5\Delta_0. \tag{11}$$

Запишемо, із урахуванням (6) та (11), першу умову (10) у розгорнутому вигляді

$$\left|\Delta_{0(1)}\right| \approx \left|\Delta_{0(2)}\right| \approx \left|\Delta_{0(3)}\right| \le 0{,}44\left[\Delta_B\right], \quad \left|\Delta_{0(4)}\right| \approx \left|\Delta_{0(5)}\right| \le 0{,}22\left[\Delta_B\right]. \tag{12}$$

Сумісний розгляд формул (4) та (12) дозволяє отримати вимоги до коефіцієнтів ФП АК (1), за яких виконується перша умова (10):

$$\left|\delta_{1A}\right| \le \left[\delta_{1A}\right] = \frac{0{,}44\left[\Delta_B\right]}{0{,}673a_{B3} + 0{,}125\sigma_{B3}}; \quad \left|k_2\right| \le \left[k_2\right] = \frac{0{,}44\left[\Delta_B\right]}{0{,}5a_{B3}^2 + \sigma_{B3}^2};$$
$$\left|k_4\right| \le \left[k_4\right]_{(A)} = \frac{0{,}44\left[\Delta_B\right]}{0{,}375a_{B3}^4 + \sigma_{B3}^4}; \tag{13}$$

$$\left|m_{31}\right| \le \left[m_{31}\right] = \frac{0{,}22\left[\Delta_B\right]}{0{,}5a_{B3}a_{B1} + \sigma_{B3}^2}; \quad \left|m_{32}\right| \le \left[m_{32}\right] = \frac{0{,}22\left[\Delta_B\right]}{0{,}5a_{B3}a_{B2} + \sigma_{B3}^2},$$

де $\left[\delta_{1A}\right]$, $\left[k_2\right]$, $\left[k_4\right]_{(A)}$, $\left[m_{31}\right]$, $\left[m_{32}\right]$ – допустимі значення модулів відповідних коефіцієнтів ФП АК (1), за яких ще виконується перша умова (10).

Далі розглянемо виконання другої умови (10) при наступних співвідношеннях між величинами складових мультиплікативної ВП АК (6)

$$\left|\delta_{(2)}\left\langle a_{Л3}\right\rangle^2\right| \approx \left|\delta_{(3)}\left\langle a_{Л3}\right\rangle^3\right| \approx 0{,}5\left|\delta_{(1)}\left\langle a_{Л3}\right\rangle\right|,$$

де $\left\langle a_{Л3}\right\rangle$ – середнє за час польоту значення вимірюваної проекції уявного прискорення об’єкта, на який встановлено акселерометр, на вимірювальну вісь АК.

Друга умова (10) буде виконана, якщо лінійний $\delta_{(1)}$, квадратичний $\delta_{(2)}$ та кубічний $\delta_{(3)}$ коефіцієнти складових мультиплікативної ВП АК (6) будуть задовольняти вимогам

$$\left|\delta_{(1)}\right| \le \frac{0{,}49\left[\Delta_B\right]}{\left\langle a_{Л3}\right\rangle}, \quad \left|\delta_{(2)}\right| \le \frac{0{,}24\left[\Delta_B\right]}{\left\langle a_{Л3}\right\rangle^2}, \quad \left|\delta_{(3)}\right| \le \frac{0{,}24\left[\Delta_B\right]}{\left\langle a_{Л3}\right\rangle^3}. \tag{14}$$

Із (5) отримаємо додаткові вимоги до коефіцієнтів ФП АК (1) за виконання яких забезпечуються умови (14), а відповідно, і виконується друга умова (10):

$$|k_3| \le [k_3] = \frac{0,35[\Delta_B]}{\langle a_{Л3}\rangle (1,5a_{B3}^2 + 3\sigma_{B3}^2)}; \quad |k_5| \le [k_5]_{(M1)} = \frac{0,35[\Delta_B]}{\langle a_{Л3}\rangle (1,875a_{B3}^4 + 5\sigma_{B3}^4)}$$

;

$$|k_4| \le [k_4]_{(M)} = \frac{0,24[\Delta_B]}{3\langle a_{Л3}\rangle^2 (a_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2)}; \quad |k_5| \le [k_5]_{(M2)} = \frac{0,24[\Delta_B]}{5\langle a_{Л3}\rangle^3 (a_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2)}, \tag{15}$$

де $[k_3]$, $[k_4]$, $[k_5]_{(M1)}$, $[k_5]_{(M2)}$ – допустимі значення модулів відповідних коефіцієнтів ФП АК (2), за яких ще виконується друга умова (10).

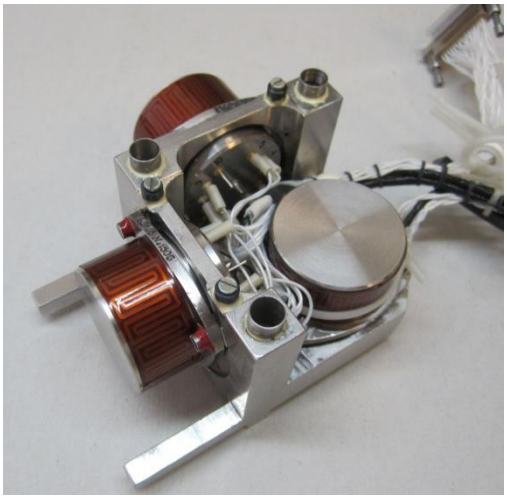
Сумісне виконання вимог (13) та (15) до коефіцієнтів ФП АК (1) на етапах його проектування і виробництва забезпечить визначену умовою (7) точність вимірювання уявного прискорення польоту ЛА за допомогою навігаційних АК. Фактичні значення коефіцієнтів ФП АК (1) визначаються на етапі його приймально–здавальних випробувань, наприклад, за методом розглянутим в статті [8].

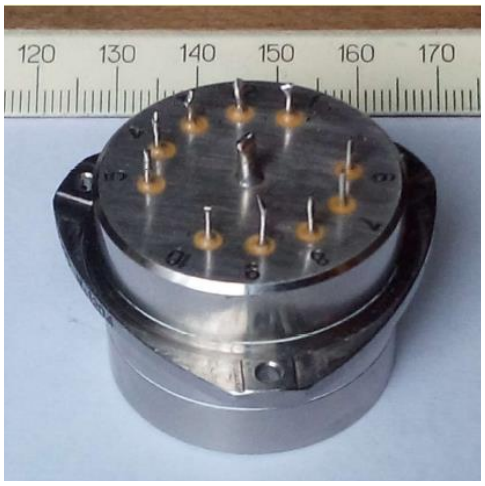
За формулами (13) і (15) можуть бути розраховані допустимі значення модулів коефіцієнтів ФП АК (1) для вимірювання прискорень польоту різних типів ракет. Нижче наведені два приклади таких розрахунків.

Приклад 1 – *транспортна триступенева ракета-носій* «*Циклон*-4».

На рис. 2, *а* показано тривісний блок навігаційних акселерометрів БІНС ракети-носія (РН) «Циклон-4», до складу якого входять три сучасних маятникових компенсаційних АК з пружним підвісом чутливого елементу типу АКС-05 (рис. 2, *б*) виробництва казенного підприємства спеціального приладобудування «Арсенал» (м. Київ) [2, 6].

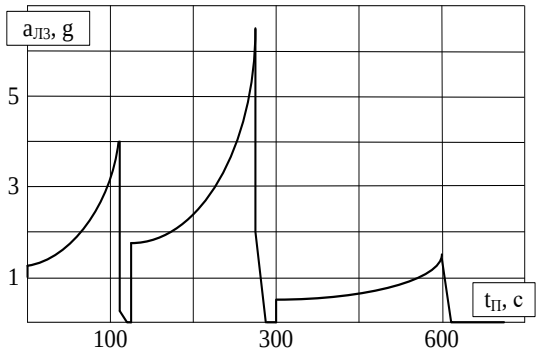
Вихідні данні для розрахунку: $[\Delta_B] = 5 \cdot 10^{-4} g$ [2]; профіль поздовжнього перевантаження (прискорення в одиницях [g]) РН $a_{Л3}(t)$ за час польоту $t_П \approx 600c$ – із рис. 3, *а* [9]; $\lambda_{СВ}(f)$ – показники коливальності АЧХ СВ БІНС $\lambda_{СВ}(f)$ і власної АЧХ АК $\lambda_{АК}(f)$ у залежності від частоти вібрації ЛА – із рис. 4 [2, 6]; параметри детермінованої вібрації (3): амплітуди $a_{B3} = 0,5g$, $a_{B1} = a_{B2} = 1,2g$; частоти $f = 8...16$Гц [1, 2]; параметри ШВВ – із табл. 1 [1, 2].

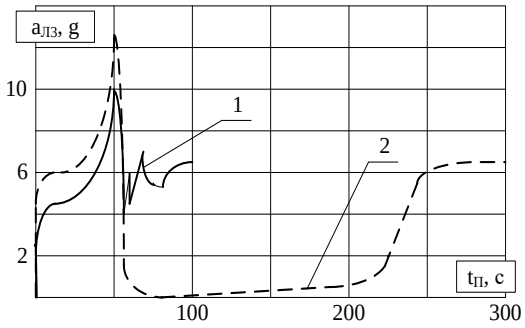




а) *б*)

Рис. 2. Тривісний блок акселерометрів БІНС РН «Циклон-4» (*а*) і навігаційний акселерометр АКС-05 (*б*)





а) *б*)

Рис. 3. Профілі поздовжнього перевантаження $a_{ЛЗ}(t)$ за час польоту РН «Циклон-4» (*а*) і гіпотетичної бойової ракети оперативно-тактичного класу (*б*):

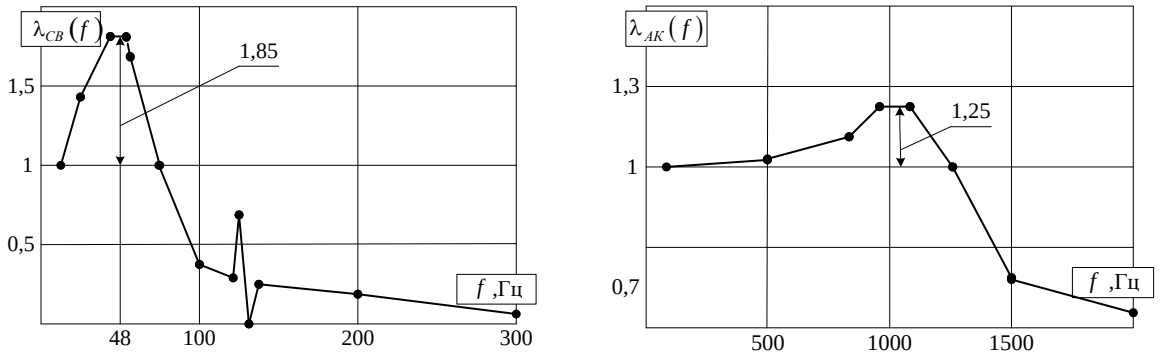
1– маневровий політ на середню дальність ($t_П \approx 100c$);

2 – політ на максимальну дальність ($t_П \approx 300c$)

***Таблиця* 1.**

Параметри випадкових вібрацій РН «Циклон-4» у польоті

j	$(f_H - f_B)_j$, [Гц]	$S_{ВЗj}$,[g²/Гц]	Розрахункові параметри		
			$\lambda_{\Sigma j}(f)$	$\lambda_{\Sigma j}(f)S_{ВЗj}\Delta f_j$, [g²]	$\sigma_{ВЗ}$, [g]
1	20 – 40	0,016 – 0,017	1,6	0,72	
2	40 – 80	0,017 – 0,020	1,8	1,17	
3	80 – 160	0,020 – 0,070	0,4	1,26	1,4
4	160 – 320	0,070 – 0,120	0,1	1,26	
5	320 – 640	0,120	0,05	1,39	



а) *б*)

Рис. 4. Показники коливальності АЧХ СВ БІНС $\lambda_{CB}(f)$ (*а*) і власної АЧХ АК $\lambda_{AK}(f)$ (*б*)

Результати розрахунків: розрахункові параметри ШВВ, що входять до моделей (13) і (15) представлено у табл. 1; $a_{ЛЗ} \approx 2g$; розрахункові допустимі значення модулів коефіцієнтів ФП АК (1) наведено у табл. 2.

***Таблиця* 2.**

Розрахункові та фактичні (для АК АКС-05) допустимі значення модулів коефіцієнтів ФП АК (2)

Тип ЛА (АК)	$[\delta_{1A}]$, [ppm]	$[k_2]$, [ppm/g]	$[k_3]$, [ppm/g^2]	$[k_4]$, [ppm/g^3]	$[k_5]$, [ppm/g^4]	$[m]$, [ppm/g]
РН «Циклон-4»	445	10	37	24	1	48
Гіпотетична бойова ракета[1)]	<u>36</u> 36	<u>1</u> 1	<u>0,4</u> 0,4	<u>0,01</u> 0,01	<u>0,001</u> 0,0004	<u>0,5</u> 0,5
АК АКС-05	15 – 25	0,5 – 3	1 – 5	≤0,03	≤0,5	2 – 4

Примітки: $[m]=[m_{31}]=[m_{32}]$; 1) – значення у чисельнику – для польоту на мінімальну дальність, у знаменнику – для польоту на максимальну дальність; для $[k_4]$ і $[k_5]$ вказано мінімальні розрахункові значення; для АК АКС-05 вказано діапазон, у якому знаходяться фактичні значення модулів відповідних коефіцієнтів.

Приклад 2 *– гіпотетична бойова одноступенева ракета оперативно-тактичного класу.*

Вихідні данні для розрахунку: $\left[\Delta_B\right]=2\cdot10^{-4}g$ [10]; профіль поздовжнього перевантаження ракети $a_{ЛЗ}(t)$ за час польоту $t_П \approx 600c$ – із рис. 3, *б* [10]; $\lambda_{CB}(f)$ – показники коливальності АЧХ СВ БІНС $\lambda_{CB}(f)$ і

власної АЧХ АК $\lambda_{АК}(f)$ у залежності від частоти вібрації ЛА – із рис. 4 [2, 6]; параметри детермінованої вібрації (3): амплітуди автоколивань корпусу ЛА у зоні приладового відсіку $a_{В1} \approx a_{В2} \approx a_{В3} \approx 2g$; частоти автоколивань $f = 10...25 Гц$ [10]; параметри ШВВ (група апаратури №4.8) – середньоквадратичне значення амплітуди випадкової вібрації ЛА за час польоту $\sigma_{ЛА} = 5g$ у діапазоні частот $f = 20...2000$ Гц [11].

Результати розрахунків: $\sigma_{В3} = \lambda_{\Sigma}(f)_{\max}\sigma_{ЛА} = 9g$; $a_{ЛЗ} \approx 5,1g$ (політ на мінімальну дальність), $a_{ЛЗ} \approx 2,2g$ (політ на максимальну дальність); розрахункові допустимі значення модулів коефіцієнтів ФП АК наведено у табл. 2.

Виконання вказаних у табл. 2 вимог до коефіцієнтів ФП (1) навігаційного АК на етапах його розробки і виробництва є необхідним для забезпечення заданої точності вимірювання лінійного прискорення польоту цих ракет.

Експериментальне визначення ВП АК (на прикладі акселерометра АКС-05)

Всі вказані у табл. 2 вимоги до коефіцієнтів ФП реалізовано під час проектування і виробництві навігаційного акселерометра АКС-05 (рис. 2, *б*).

У табл. 2 (четверта рядок) наведені числові значення модулів коефіцієнтів ФП партії АК АКС-05 (призначені для використання у складі БІНС РН «Циклон-4»), визначені при їх статичних випробуваннях за методом статті [8].

Практично всі визначені значення коефіцієнтів задовольняють вимогам табл. 2, це означає, що додаткова інструментальна вібраційна похибка АК АКС-05 не повинна перевищувати допустиме для вимірювання лінійних прискорень польоту РН значення $\left[\Delta_B\right] = 5 \cdot 10^{-4} g$.

Для перевірки цього ствердження було виконано експериментальне визначення вібраційної похибки акселерометрів АКС-05 із цієї партії у разі їх динамічних випробуваннь на стенді, показаному на рис. 5. До складу стенду входять: 1 – вібростенд типу *B&K*4809; 2 – кантувач із встановленими у нього еталонним п'єзоелектричним віброакселерометром 3 типу *B&K* 8503 і акселерометром що випробується 4 (акселерометр АКС-05); ПЗ - перетворювач заряду типу *B&K*2647*B*; ВК – віброконтроллер типу *VR*8500-2; ПП – підсилювач потужності типу *B&K*2718; ПК – персональний комп'ютер з програмним забезпеченням для керування ВК.

Під час випробувань кантувач 2 із акселерометрами встановлюється на вібростенд 1 таким чином, щоб вимірювальна вісь акселерометра АКС-05 і вісь його вібрації були розташовані вздовж вектора сили

тяжіння $\vec{g}$. За такого розташування АК вимірює корисне уявне прискорення $a_{ЛЗ} \approx 1g$ у разі дії вздовж його вимірювальної осі шкідливої вібрації із боку вібростенду, який керується віброконтроллером.

Віброконтроллер, під керівництвом програмного забезпечення ПК, формує керуючий сигнал на вібростенд 1, який відтворює параметри ШВВ вказаної у табл. 1 із спектральною щільністю $\lambda_{СВj}(f)S_{ВЗj}\Delta f_j$,[g^2/Гц]. Параметри заданої вібрації $\overset{\circ}{a}_{ВЗ}(t)$, контролюються еталонним п'єзоелектричним віброакселерометром 3, вихідний електричний сигнал якого $U_{ВА}(t)$ вимірюється вбудованим багатоканальним аналого-цифровим перетворювачем (АЦП) віброконтроллера.

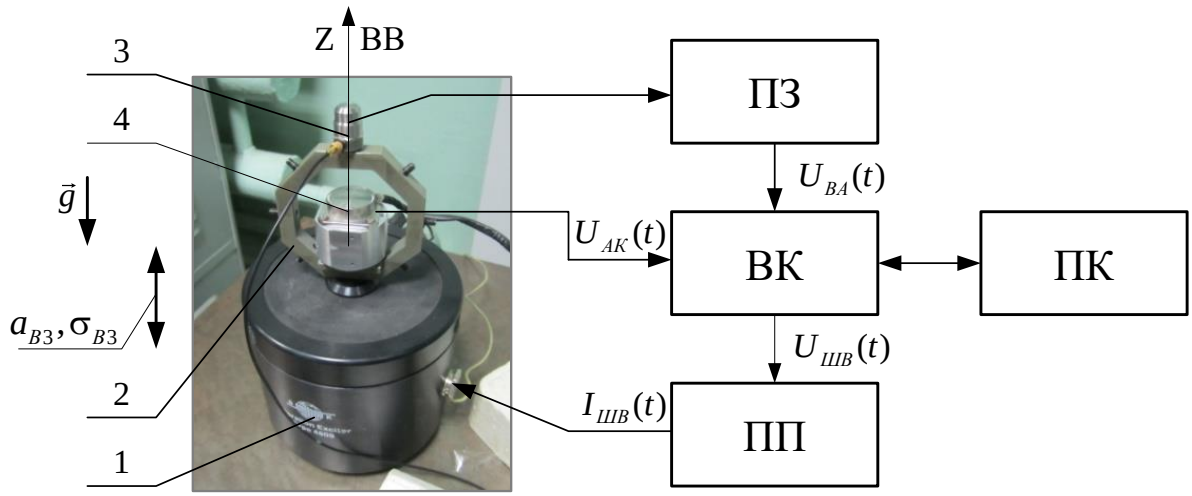


Рис. 5. Стенд для динамічних випробувань АК

Під час випробувань вбудований АЦП МК одночасно вимірює вихідний електричний сигнал $U_{АК}(t)$ акселерометра 4 що досліджується, та вібродатчика $U_{ВА}(t)$ 3. Обробка цих результатів вимірювань $U_{ВА}(t)$, $U_{АК}(t)$ і розрахунок ВП здійснюються за допомогою ПК.

Вібраційна похибка АК визначається за наступною методикою:

До початку дії вібрації АЦП віброконтроллера вимірюється протягом п'яти хвилин і записується у файл вихідна напруга $U_{АК1}(t)$ нерухомого АК. За допомогою ПК розраховується математичне очікування (МО) $\langle U_{АК1} \rangle$ цієї напруги.

Під час дії вібрації АЦП віброконтроллера вимірюється протягом п'яти хвилин і записується у файл вихідна напруга $U_{АК2}(t)$ АК що вібрує. За допомогою ПК розраховується математичне очікування $\langle U_{АК2} \rangle$ цієї напруги.

Після дії вібрації АЦП віброконтроллера знову вимірюється протягом п'яти хвилин і записується у файл вихідна напруга $U_{АК3}(t)$

нерухомого АК. За допомогою ПК розраховується математичне очікування $\langle U_{AK3} \rangle$ цієї напруги.

Вібраційна похибка АК визначається за результатами вимірювань з виразу

$$\hat{\Delta}_B = \frac{\langle U_{AK2} \rangle - 0{,}5\left(\langle U_{AK1} \rangle + \langle U_{AK3} \rangle\right)}{K_1}. \qquad (16)$$

Результати розрахунку ВП для партії АК АКС-05 наведені у табл. 3.

***Таблиця* 3.**

Числові значення ВП партії АК АКС-05

№ АК	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$\hat{\Delta}_B$, $\cdot 10^{-4}$g	2,2	1,8	0,5	1,0	0,6	1,2	2,0	2,5	0,7	0,2	2,0	2,3

Перед розрахунком ВП за формулою (16) для кожного АК перевіряється незмінність положення його вимірювальної осі відносно вектора $\vec{g}$ до і після дії вібрації. Відхилення $\Delta\alpha$ положення ВВ АК відносно вектору $\vec{g}$ після дії вібрації від її положення до дії вібрації, що визначається за наступною формулою, повинно задовольняти умові

$$\left|\Delta\alpha\right| \approx \frac{\langle U_{AK1} \rangle - \langle U_{AK3} \rangle}{K_1} \le 1 \cdot 10^{-4}\ рад.$$

За виконання цієї умови похибка визначення ВП АК за формулою (16) не перевищує $\pm 1 \cdot 10^{-4} g$.

Наведені у табл. 3 результати показують, що вітчизняний навігаційний акселерометр АКС-05 здатен забезпечити задані точності вимірювання лінійного прискорення польоту існуючої транспортної ракети-носія «Циклон-4» та перспективних гіпотетичних бойових ракет.

Підвищення точності навігаційного АК у польоті

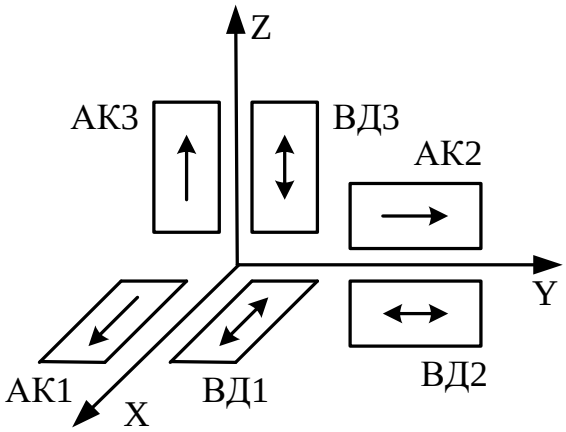
Розглянемо задачу підвищення точності вимірювання навігаційним АК лінійного прискорення ЛА у польоті шляхом математичного усунення із результату вимірювання АК його основної (2) та додаткової вібраційної (3) похибок. Це можливо, оскільки вказані похибки є систематичними і існують їх математичні моделі (2) та (3), за якими вони можуть бути розраховані у реальному часі під час виконання вимірювань і усунення із результату вимірювань шляхом віднімання.

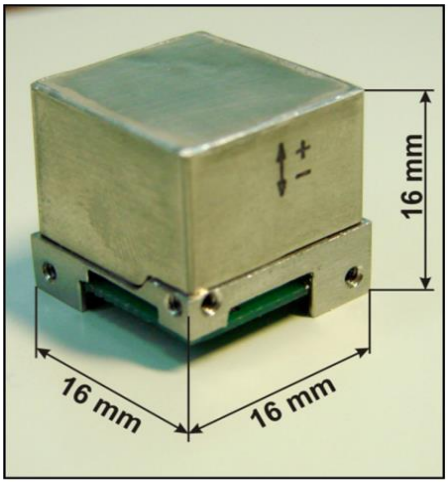
Для вимірювання параметрів вібрацій, які діють на АК у польоті і необхідні для розрахунку складових додаткової ВП за моделлю (3), необхідно додатково встановити у БА три п’єзоелектричних датчика

вібрації, як показано на рис. 6, *а* (вимірювальні вісі ВД спрямовані уздовж вимірювальних осей відповідних АК).

За результатами вимірювань вихідних електричних сигналів ВД $\hat{U}_{ВДi}$ за відповідними алгоритмами вібродіагностики [12] у обчислювальному пристрої БА, або БІНС, розраховуються оцінки амплітуд детермінованих вібрацій корпусу БА ($\hat{a}_{B1}, \hat{a}_{B2}, \hat{a}_{B3},$) та СКЗ амплітуд ШВВ ($\hat{\sigma}_{B1}, \hat{\sigma}_{B2}, \hat{\sigma}_{B3}$) у визначеному діапазоні дії ШВВ.

Усунення (компенсація) ОП та додаткової ВП АК із його результату вимірювань (1) здійснюється, наприклад для АК3 (рис. 6, *а*), за наступним алгоритмом:





а) *б*)

Рис. 6. Розташування додаткових ВД у складі БА (*а*) і навігаційний акселерометр АЛ-1М (*б*)

Вимірюються вихідні сигнали АК $\hat{U}_i$ і розраховуються їх МО $\left\langle \hat{U}_i \right\rangle$. Розраховуються перші наближення результатів вимірювань АК за формулами

$$\hat{a}_{i(1)} = \frac{\left\langle \hat{U}_i \right\rangle - a_{0i}}{k_{1i}}\ , \qquad (17)$$

де a_{0i}, k_{1i} – паспортні ЗН і КП функції перетворення (1) i - го АК;

Виконується компенсація основної похибки АК, для чого від отриманої оцінки $\hat{a}_{3(1)}$ віднімається розрахункове значення його ОП $\hat{\Delta}_{3O}$

$$\hat{a}_{3(2)} = \hat{a}_{3(1)} - \hat{\Delta}_{3O}\ , \qquad (18)$$

де $\hat{\Delta}_{3O} = 0,5\lambda_{\Sigma}(f)k_1\delta_{1A}\mathrm{sign}a_3\hat{a}_{3(1)} + \sum_{n=2}^{5} k_n\hat{a}^n_{3(1)} + \sum_{i=1}^{2} m_i\hat{a}_{i(1)} + \sum_{i=1}^{2} m_{3i}\hat{a}_{3(1)}\hat{a}_{i(1)}$;

Компенсується складова ВП від дії детермінованої вібрації $\hat{\Delta}_{3B(Д)}$ за формулою

$$\hat{a}_{3(3)} = \hat{a}_{3(2)} - \hat{\Delta}_{3B(Д)} , \qquad (19)$$

де

$$\hat{\Delta}_{3B(Д)} = 0,673\lambda_{\Sigma}(f)k_1\delta_{1A}\hat{a}_{B3} + 0,5k_2\hat{a}_{B3}^2 + 1,5k_3\hat{a}_{3(1)}\hat{a}_{B3}^2 +$$
$$+k_4(3\hat{a}_{3(1)}^2\hat{a}_{B3}^2 + 0,375\hat{a}_{B3}^4) + k_5(5\hat{a}_{3(1)}^3\hat{a}_{B3}^2 + 1,185\hat{a}_{3(1)}\hat{a}_{B3}^4) +$$
$$+0,5m_{31}\hat{a}_{B3}\hat{a}_{B1} + 0,5m_{32}\hat{a}_{B3}\hat{a}_{B2} ;$$

Виконується математичне усунення складової ВП від дії випадкової вібрації $\hat{\Delta}_{3B(B)}$

$$\hat{a}_{3(4)} = \hat{a}_{3(3)} - \hat{\Delta}_{3B(B)} , \qquad (20)$$

де

$$\hat{\Delta}_{3B(B)} = 0,125\lambda_{\Sigma}(f)\delta_{1A}\hat{\sigma}_{B3} + k_2\hat{\sigma}_{B3}^2 + 3k_3\hat{a}_{3(1)}\hat{\sigma}_{B3}^2 + k_4(6\hat{a}_{3(1)}^2\hat{\sigma}_{B3}^2 + \hat{\sigma}_{B3}^4) +$$
$$+10k_5\hat{a}_{3(1)}^3\hat{\sigma}_{B3}^2 + (m_{31} + m_{32})\hat{\sigma}_{B3}^2$$

Експериментальна перевірка наведеного алгоритму проведена на стенді, що показан на рис. 5 для прецизійного навігаційного акселерометра типу АКС-05 і навігаційного акселерометра середньої точності типу АЛ-1М (рис. 6, *б*) [13]. Паспортні значення коефіцієнтів ФП (1) цих акселерометрів, що визначені під час їх приймально-здавальних випробувань за методом статті [8] і використовуються у розрахунках за формулами (17, …, 19), наведені у табл. 4.

***Таблиця* 4.**

Паспортні значення коефіцієнтів ФП (2) АК

Тип АК	a_0, [mg]	δ_{1A}, [ppm]	k_2, [ppm/g]	k_3, [ppm/g^2]	k_4, [ppm/g^3]	k_5, [ppm/g^4]
АКС-05	0,5	15	2	7	0,02	0,3
АЛ-1М	1,2	25	105	87	10	0,9

Експериментально перевірялось усунення за запропонованим алгоритмом із результату вимірювань акселерометрів їх основної $\hat{\Delta}_{3O}$ та додаткової вібраційної $\hat{\Delta}_{3B(Д)}$ похибок.

Під час випробування вимірювальною акселерометрами величиною, відповідно до рис. 4, є прискорення сили тяжіння, яке дорівнює $a_{ЛЗ} \approx 1g$. Вимірювання здійснювалось під час дії вздовж вимірювальних осей АК шкідливої детермінованої вібрації виду

$$a_i^{Д}(t) = a_{Лi} + a_{Bi}\sin 2\pi ft$$

з боку вібростенду із параметрами $a_{B3} = 2g$, $f = 30\text{Гц}$. Параметри діючої детермінованої вібрації вимірювались віброакселерометром 3 (рис. 5). Вимірювання у разі дії ШВВ не виконувались.

Результатом вимірювання, під час експериментальної перевірки алгоритму, вважається значення, розраховане за формулами (17) (без компен-сації похибок), (18) (після компенсації ОП) та (19) (після компенсації додаткової ВП від дії детермінованої вібрації). Ці результати вимірювань $\hat{a}_{3(j)}$, $(j = 1,2,3)$ та величини не усунених за запропонованим алгоритмом похибок вимірювання $\Delta_{(j)} = \hat{a}_{3(j)} - 1g$ наведено у табл. 5.

Аналіз цих результатів показує, що використання запропонованого алгоритму у польоті дозволяє зменшити похибку вимірювання навігаційним АК лінійного прискорення ЛА більш ніж на порядок. Тому цей алгоритм може бути рекомендовано для використання у складі алгоритмічного забезпечення БІНС системи керування ракети.

***Таблиця* 5.**

Результати вимірювань $\hat{a}_{3(j)}$ та похибки вимірювання $\Delta_{(j)}$ акселерометрами прискорення сили тяжіння

Тип АК	$\hat{a}_{3(1)}$, [g]	$\Delta_{(1)}$, [$\cdot 10^{-4}$g]	$\hat{a}_{3(2)}$, [g]	$\Delta_{(2)}$, [$\cdot 10^{-4}$g]	$\hat{a}_{3(3)}$, [g]	$\Delta_{(3)}$, [$\cdot 10^{-4}$g]
АКС-05	1,000100	1,0	1,000083	0,83	1,000006	0,06
АЛ-1М	1,001303	13,03	1,001088	10,88	1,000110	1,1

Висновки

Виконання вимог (13) та (15) до коефіцієнтів статичної ФП навігаційного АК (1) на етапах його проектування і виробництва забезпечує визначену умовою (7) точність вимірювання уявного прискорення польоту ЛА за допомогою цього АК.

Методика експериментального визначення ВП АК під час його динамічних випробувань дозволяє провести перевірку вібраційної похибки навігаційного АК перед його використанням для вимірювання прискорення польоту ЛА. Похибка цієї перевірки не перевищує $\pm 1\cdot 10^{-4} g$.

Алгоритм компенсації у реальному часі у польоті ОП та додаткової ВП навігаційного АК, за умовою, що є можливість виміряти вібрації ЛА за допомогою вібродатчиків, забезпечує підвищення точності вимірювання лінійного прискорення ЛА цим АК більш ніж на порядок і може бути рекомендовано (разом із методом попереднього експериментального визначення необхідних для роботи алгоритму значень коефіцієнтів його

ФП, викладеним в [8]) до застосування при вимірюванні лінійного прискорення польоту ракети.

Список використаної літератури

1. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 1. Проектирование систем управления ракет-носителей [Текст]: Учебник / Ю. С. Алексеев, Ю. Е. Балабей, Т. А. Барышникова и др.; под общей ред. Ю. С. Алексеева, Ю. М. Златкина, В. С. Кривцова, А. С. Кулика, В. И. Чумаченко. - Х.: Нац. аэрокосм, ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», НЛП «Хартрон-Аркос», 2012. – 578 с.
2. *Златкин Ю. М.* Лазерная БИНС для ракеты-носителя «Циклон-4» /Ю. М. Златкин, А. Н. Калногуз, В. Г. Воронченко и др. //Сборник материалов IXX С-Пб. международной конф. по интегрированным навигационным системам. – С-Пб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2012 – С. 68-77.
3. *Черняк М. Г.* Математична модель методичних вібраційних похибок маятникового компенсаційного акселерометра з пружним підвісом чутливого елемента / М. Г. Черняк // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – №2, 2008. – с. 81-88.
4. *Коновалов С. Ф.* Теория виброустойчивости акселерометров / С. Ф. Коновалов – М.: Машиностроение,1993. – 272 с.
5. *Черняк М.* Г. Математична модель вібраційної похибки навігаційного акселерометра / *Н. Г. Черняк* // Механіка гіроскопічних систем. - наук.-техн. збірник. – Київ, 2018. – Вип. 36. – С.81-91.
6. *Черняк М. Г.* Навігаційні акселерометри виробництва КП СПБ «Арсенал» / Н.Г. Черняк, Ю.Ю.Юр'єв, І.В. Ніконов // Збірн. допов. X міжнародної н.-т. конф. "Гіротехнології,навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки". - Київ, 2015 - С. 564-568.
7. *Кобзарь А. И.* Прикладная математическая статистика для научных работников и инженеров/ А. И. Кобзарь. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 816 с.
8. *Черняк Н. Г.* Калибровка навигационного маятникового акселерометра методом тестовых поворотов в гравитационном поле Земли / Н. Г. Черняк, Э. Хазинедарлу // Механіка гіроскопічних систем. – научн.-техн. збірник.– Київ, 2009.– Вип. 20.– С.81-91.
9. *Голубек О. В.* Основи навігації та орієнтації ракет-носіїв: Навчальний посібник/ О. В. Голубек, А. Р. Лебедь – Д.: ЛІРА, 2015. – 136 с.
10. *Солунин В. Л., Гурский Б. Г., Люцанов М. А., Спирин В. Л.* Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов сухопутных войск / под ред. В. Л. Солунина. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2001. 328 с.

11. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Требования стойкости к внешним воздействующим факторам: ГОСТ РВ 20.39.304-98. – [Введен в действие от 1999-01-01]. М. Издательство стандартов, 1999. – 55с.
12. *Broch J.* Mechanical Vibration and Shock Measurements/ J. Broch – Denmark.: Bruel and Kjer, 1984. – 370p.
13. *Черняк Н. Г.* Развитие навигационных акселерометров в Украине и повышение их точности/Н. Г. Черняк // Збірн. допов. X міжнародної н.-т. конф. ”Гіротехнології,навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки”. – Київ, 2015 – С. 569-577.