

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.003>

УДК 531.768

**М. Г. Черняк**

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Київ, Україна

## ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЗАДАНОЇ ТОЧНОСТІ ВИМІРЮВАНЬ ЛІНІЙНОГО ПРИСКОРЕННЯ ПОЛЬОТУ РАКЕТИ

*Розглянуто задачу забезпечення заданої точності вимірювання лінійного прискорення польоту ракети за допомогою навігаційного акселерометра в умовах дії на нього детермінованих вібрацій та ширококугової випадкової вібрації з боку корпусу ракети. Показано, що в цих умовах у акселерометра виникає систематична додаткова вібраційна похибка, яка є джерелом суттєвого (більш ніж на порядок) зменшення точності вимірювання прискорення польоту ракети. Джерелом виникнення цієї похибки є нелінійності статичної функції перетворення акселерометра. Отримано математичну модель цієї похибки. Ця модель дозволяє розраховувати значення цієї похибки в умовах польоту для конкретного акселерометра (пряма задача), а також вибрати акселерометр за значеннями коефіцієнтів його функції перетворення, виходячи із забезпечення заданої точності вимірювань для конкретної ракети (зворотна задача). Розглянуто два приклади вирішення зворотної задачі — для транспортної тріступеневої ракети-носія «Циклон-4» і для гіпотетичної бойової одноступеневої оперативно-тактичної ракети. Забезпечення заданої точності вимірювання прискорення польоту ракети за допомогою навігаційного акселерометра запропоновано здійснювати двома шляхами: на етапі вибору акселерометра — шляхом відповідності акселерометра сформованим у статті вимогам до коефіцієнтів його нелінійної функції перетворення; в польоті — шляхом алгоритмічної компенсації систематичних основної та додаткової вібраційної похибок акселерометра за отриманим у статті алгоритмом. Адекватність усіх отриманих математичних моделей і алгоритмів підтверджено експериментальними дослідженнями вібраційної похибки та ефективності її алгоритмічної компенсації, для сучасного навігаційного акселерометра АКС-05 виробництва Казенного підприємства спеціального приладобудування «Арсенал» (м. Київ), який відповідає усім висунутим у статті вимогам до коефіцієнтів його нелінійної статичної функції перетворення.*

**Ключові слова:** прискорення польоту, навігаційний акселерометр, вібрація, вібраційна похибка, математична модель, нелінійна функція перетворення, алгоритмічна компенсація похибки.

### ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ:

АК — навігаційний акселерометр  
АЦП — аналого-цифровий перетворювач  
АЧХ — амплітудно-частотна характеристика  
БІНС — безплатформні інерціальні навігаційні системи  
ВД — давач вібрації  
ВП — вібраційна похибка  
КП — коефіцієнт перетворення  
ЛА — літальний апарат  
ОП — основна похибка  
СВ — система вібраційного захисту

ФП — функція перетворення  
ШВВ — ширококугова випадкова вібрація  
ШСВ — ширококугова вібрація

### ВСТУП

Автономне інерціальне керування польотом ракети вимагає постійних високоточних вимірювань у польоті проєкцій уявного прискорення ракети на її будівельні осі [1]. В сучасних безплатформних інерціальних навігаційних системах (БІНС) систем керування ракет ці вимі-

© М. Г. ЧЕРНЯК, 2018

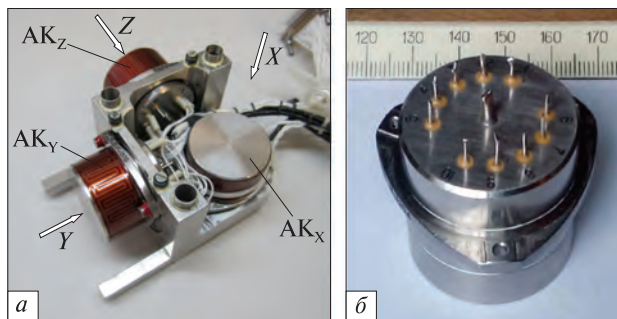


Рис. 1. Тривісний блок акселерометрів безплатформних інерціальних навігаційних систем РН «Циклон-4» (а) і навігаційний акселерометр АКС-05 (б)

рювання виконуються за допомогою тривісних блоків навігаційних акселерометрів, які жорстко встановлюються в корпусі ракети і здійснюють вимірювальне перетворення проєкцій уявного прискорення ракети на свої вимірювальні осі (суміщені з будівельними осями ракети) у вихідні електричні сигнали трьох навігаційних акселерометрів (АК) встановлених у блоці [1, 4].

Під час польоту, крім вимірюваного лінійного прискорення ракети, на кожний акселерометр діють суттєві вібраційні прискорення (як детерміновані так і випадкові), обумовлені роботою її двигуна та аеродинамічними навантаженнями на корпус літального апарата (ЛА). Це призводить до виникнення додаткової вібраційної похибки (ВП) акселерометрів, яка значно знижує точність вимірювання уявного прискорення ЛА у польоті [4, 8]. Під ВП АК розуміють додаткову систематичну статичну похибку акселерометра, яка виникає при його використанні в умовах вібрації об'єкта, на якому встановлено акселерометр.

Проблему виникнення вібраційної похибки АК розглянуто у роботах [6, 8]. В роботі [8] пропонується розділяти ВП на дві складові, відповідно до місця виникнення — методичну і інструментальну. Проблему методичної складової ВП вирішено в роботі [8], де отримано математичну модель методичної ВП АК в найбільш загальних умовах просторового коливального руху основи з довільним сполученням частот та початкових фаз детермінованих вібраційних збурень. Проблему виникнення інструментальної вібраційної похибки розглянуто в роботі [5] лише для поплавкових приладів. Для маятникових компен-

саційних АК, які використовуються в сучасних ракетних БІНС, дане питання не розглядалося. Також не розглянуто питання вимог до характеристик АК, які забезпечать задану точність вимірювання уявного прискорення ЛА в польоті, а також питання підвищення точності результату цього вимірювання шляхом розрахунку та алгоритмічної компенсації ВП АК у польоті.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Метою статті є вирішення трьох задач:

- задачі отримання загальної математичної моделі інструментальної ВП АК, яка встановлює залежність цієї похибки від коефіцієнтів його статичної функції перетворення (ФП), параметрів просторової вібрації та вимірюваного прискорення;
- задачі формування вимог до коефіцієнтів ФП АК, при виконанні яких забезпечується задана точність вимірювання уявного прискорення польоту ЛА;
- задачі підвищення точності вимірювання уявного прискорення польоту ЛА шляхом алгоритмічної компенсації складових вібраційної похибки АК у польоті.

На рис. 1, а показано тривісний блок навігаційних акселерометрів БІНС ракети-носія «Циклон-4», до складу якого входять три сучасних маятникових компенсаційних АК з пружним підвісом чутливого елемента типу АКС-05 (рис. 1, б) виробництва Казенного підприємства СПБ «Арсенал» (м. Київ) [4, 11].

У роботі [4] показано, що для успішного виконання системою керування РН «Циклон-4» задачі точного виведення на задану орбіту необхідно забезпечити, щоб вібраційна похибка кожного АК в польоті не перевищувала  $5 \cdot 10^{-4} g$ .

Вирішимо поставлені задачі для одновісного навігаційного АК схематично зображеного на рис. 2, де позначено: 1 — корпус, 2 — елементи корпусу, які визначають базову установочну поверхню А акселерометра; OXYZ — система координат, що зв'язана з базовою установочною поверхнею А, при цьому OX — вісь маятника (РА) акселерометра, OY — його вихідна вісь (ОА), OZ — його вимірювальна вісь (ІА), яка є перпендикуляром до базової установочної поверхні А.

Використаємо отриману у роботі [5] нелінійну функцію перетворення навігаційного АК п'ятого порядку, яка має такий вигляд:

$$\begin{aligned} \text{ФП у одиницях вихідного сигналу} - \\ U = K_0 + K_1(1 + 0.5\delta_{1A}\text{sign}a_3)a_3 + \\ + K_2a_3^2 + K_3a_3^3 + K_4a_3^4 + K_5a_3^5 + \\ + M_1a_1 + M_2a_2 + M_{31}a_3a_1 + M_{32}a_3a_2; \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \text{ФП в одиницях вимірюваного прискорення} - \\ a_{3\Phi} = a_0 + \lambda(\omega)k_1(1 + 0.5\delta_{1A}\text{sign}a_3)a_3 + \\ + k_2a_3^2 + k_3a_3^3 + k_4a_3^4 + k_5a_3^5 + \\ + m_1a_1 + m_2a_2 + m_{31}a_3a_1 + m_{32}a_3a_2, \end{aligned} \quad (2)$$

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;  $\delta_{1A}$  — коефіцієнт асиметрії КП;  $K_0, a_0$  — паспортні коефіцієнти зміщення нуля;  $K_2, k_2, K_3, k_3, K_4, k_4, K_5, k_5$  — паспортні коефіцієнти нелінійності ФП;  $M_1, m_1, M_2, m_2$  — паспортні коефіцієнти адитивної похибки від перехресної чутливості;  $M_{31}, m_{31}, M_{32}, m_{32}$  — паспортні коефіцієнти мультиплікативної похибки від перехресної чутливості.

Вважатимемо, що під час польоту на навігаційний акселерометр разом з вимірюваним уявним прискоренням  $\vec{a}$  ракети-носія діють вібраційні збурення, які можуть бути як детермінованими, так і випадковими.

Приймемо наступний вигляд математичних моделей сумарного прискорення, що діє на АК при наявності цих вібрацій:

$$\begin{aligned} \text{модель при дії детермінованої вібрації} - \\ a_i^D(t) = a_{Li} + a_{Bi} \sin 2\pi ft; \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \text{модель при дії випадкової вібрації} - \\ a_i^B(t) = a_{Li} + a_{Bi}(t), \end{aligned} \quad (4)$$

де  $i = 1, 2, 3$  — номер осі АК,  $a_{Li}$  — проекції уявного прискорення об'єкта на який встановлено акселерометр на відповідні осі АК,  $a_{Bi}$  — амплі-

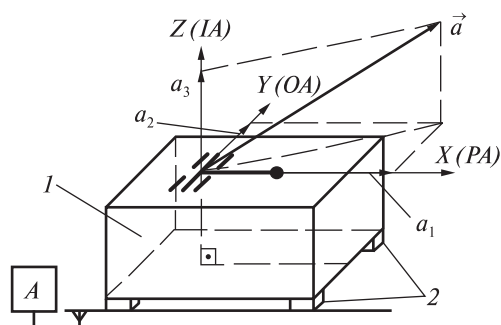


Рис. 2. Одновісний АК (див. текст)

туда детермінованої вібрації, що діє по відповідній осі АК,  $f$  — частота детермінованої вібрації,  $a_{Bi}$  — проекції миттєвого значення випадкової вібрації по осі АК. При цьому будемо вважати, що випадкова вібрація є широкосмуговою випадковою вібрацією (ШВВ), тобто є центрованим стаціонарним випадковим процесом з нульовим математичним сподіванням ( $\dot{a}_{Bi}(t) = 0$ ), для якого справедливі такі співвідношення:

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

де  $D_{Bi}$  — дисперсія ШВВ,  $K_{3i}(0)$  — кореляційна функція ШВВ, що діє по різних осях АК. У 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 такими формулами [6]:

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

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

### МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ІНСТРУМЕНТАЛЬНОЇ ВІБРАЦІЙНОЇ ПОХИБКИ АКСЕЛЕРОМЕТРІВ

Будемо вважати, що джерелами виникнення додаткової інструментальної ВП АК є нелінійності його ФП (1), тому для знаходження моделі цієї похибки підставимо вирази (3) і (4) у формулу (2):

$$a_{\Phi}^D = a_0 + \lambda_2(f)k_1(1 + 0.5\delta_{1A}\text{sign}a_3)(a_{13} + a_{B3}\sin\omega t) +$$

$$+ \sum_{n=2}^5 k_n (a_{Л3} + a_{В3} \sin \omega t)^n + \sum_{i=1}^2 m_i (a_{Лi} + a_{Вi} \sin \omega t) + \sum_{i=1}^2 m_{3i} (a_{Л3} + a_{В3} \sin \omega t) (a_{Лi} + a_{Вi} \sin \omega t), \quad (7)$$

$$a_{3Ф}^B = a_0 + \lambda_{\Sigma}(f) k_1 (1 + 0.5 \delta_{1A} \text{sign} a_3) (a_{Л3} + \dot{a}_{В3}(t)) + \sum_{n=2}^5 k_n (a_{Л3} + a_{В3}(t))^n + \sum_{i=1}^2 m_i (a_{Лi} + \dot{a}_{Вi}(t)) + \sum_{i=1}^2 m_{3i} (a_{Л3} + \dot{a}_{В3}(t)) (a_{Лi} + \dot{a}_{Вi}(t)). \quad (8)$$

У виразах (7) і (8)  $a_{3Ф}^Д$  та  $a_{3Ф}^B$  — фактичні вимірювані акселерометром прискорення у випадку дії на нього відповідно детермінованих та випадкових вібрацій;  $\lambda_{\Sigma}(f) = \lambda_{CB}(f) \lambda_{AK}(f)$  — сумарний показник коливальності амплітудно-частотної характеристики (АЧХ) АК тривісного БА, встановленого на об'єкт через систему вібраційного захисту (СВ) БІНС;  $\lambda_{CB}(f)$  — показник АЧХ СВ БІНС;  $\lambda_{AK}(f)$  — показник коливальності власної АЧХ АК.

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

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

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

$$\Delta_{\Sigma}^Д = \langle a_{3Ф}^Д \rangle - a_{Л3} = a_0 + 0.5 \lambda_{\Sigma}(f) k_1 \delta_{1A} \text{sign} a_3 a_{Л3} + 0.673 \lambda_{\Sigma}(f) k_1 \delta_{1A} a_{В3} + k_2 (a_{Л3}^2 + 0.5 a_{В3}^2) + k_3 (a_{Л3}^3 + 1.5 a_{Л3} a_{В3}^2) + k_4 (a_{Л3}^4 + 3 a_{Л3}^2 a_{В3}^2 + 0.375 a_{В3}^4) + k_5 (a_{Л3}^5 + 5 a_{Л3}^3 a_{В3}^2 + 1.875 a_{Л3} a_{В3}^4) + m_1 a_{Л1} + m_2 a_{Л2} + m_{31} (a_{Л1} a_{Л3} + 0.5 a_{В1} a_{В3}) + m_{32} (a_{Л2} a_{Л3} + 0.5 a_{В2} a_{В3}). \quad (10)$$

$$\Delta_{\Sigma}^B = \langle a_{3Ф}^B \rangle - a_{Л3} = a_0 + 0.5 \lambda_{\Sigma}(f) \delta_{1A} \text{sign} a_3 a_{Л3} + 0.5 \lambda_{\Sigma}(f) \delta_{1A} \sqrt{S_{В3} \Delta f} + k_2 (a_{Л3}^2 + S_{В3} \Delta f) + k_3 (a_{Л3}^3 + 3 a_{Л3} S_{В3} \Delta f) + k_4 (a_{Л3}^4 + 6 a_{Л3}^2 S_{В3} \Delta f + S_{В3}^2 \Delta f^2) + k_5 (a_{Л3}^5 + 10 a_{Л3} S_{В3} \Delta f + 5 a_{Л3}^3 S_{В3}^2 \Delta f^2) + m_1 a_{Л1} + m_2 a_{Л2} + m_{31} (a_{Л1} a_{Л3} + S_{В3} \Delta f) + m_{32} (a_{Л2} a_{Л3} + S_{В3} \Delta f). \quad (11)$$

Формули (10), (11) є сумами основної похибки АК ОП (при відсутності вібрацій) та його додаткової інструментальної ВП.

Для того щоб відділити додаткову вібраційну похибку, знайдемо вираз для основної похибки  $\Delta_{ОП}$ , прийнявши у формулах для сумарної похибки (10), (11) значення характеристик вібрацій рівними нулю. В результаті отримаємо

$$\Delta_{ОП} = a_0 + 0.5 \lambda(\omega) k_1 \delta_{1A} \text{sign} a_3 a_{Л3} + \sum_{n=2}^5 k_n a_{Л3}^n + \sum_{i=1}^2 m_i a_{Лi} + \sum_{i=1}^2 m_{3i} a_{Л3} a_{Лi}. \quad (12)$$

Віднявши вираз (12) від формул (10), (11), отримаємо остаточний вираз для додаткової інструментальної ВП АК при дії на нього детермінованої та широкосмугової випадкової вібрації ЛА:

$$\Delta_{В} = \Delta_{ВА} + \Delta_{ВМ}(a_{Л3}) = \sum_{p=1}^5 \Delta_{0(p)} + \sum_{q=1}^3 \delta_{(q)} a_{Л3}^q, \quad (13)$$

де  $\Delta_{ВА}$  — адитивна складова ВП, компоненти  $\Delta_{0(p)}$  якої розраховуються за формулами

$$\begin{aligned} \Delta \lambda_{0(1)}(\delta_{1A}) &= \lambda_{\Sigma}(f) \delta_{1A} (0.673 k_1 a_{В3} + 0.5 \sigma_{В3}), \\ \Delta_{0(2)}(k_2) &= k_2 (0.5 a_{В3}^2 + \sigma_{В3}^2), \\ \Delta_{0(3)}(k_4) &= k_4 (0.375 a_{В3}^4 + \sigma_{В3}^4), \\ \Delta_{0(4)}(m_{31}) &= m_{31} (0.5 a_{В3} a_{В1} + \sigma_{В3}^2), \\ \Delta_{0(5)}(m_{32}) &= m_{32} (0.5 a_{В3} a_{В2} + \sigma_{В3}^2), \end{aligned} \quad (14)$$

$\Delta_{ВМ}$  — мультиплікативна складова ВП,  $\delta_{(q)}$  — лінійний, квадратичний та кубічний коефіцієнти мультиплікативної складової ВП, числові значення яких визначаються виразами

$$\begin{aligned} \delta_{(1)} &= k_3 (1.5 a_{В3}^2 + 3 \sigma_{В3}^2) + k_5 (1.875 a_{В3}^4 + 5 \sigma_{В3}^4), \\ \delta_{(2)} &= 3 k_4 (a_{В3}^2 + 2 \sigma_{В3}^2), \end{aligned} \quad (15)$$

$$\delta_{(3)} = 5k_5(a_{\text{ВЗ}}^2 + 2\sigma_{\text{ВЗ}}^2),$$

$$\sigma_{\text{ВЗ}} = \frac{1}{n} \sum_j^n \sqrt{\lambda_{\Sigma}(f) S_{\text{ВЗ}j} \Delta f_j}$$

— середнє квадратичне значення амплітуди випадкової вібрації по осі чутливості АК за час польоту;  $j = 1, \dots, n$  — номер діапазону частот  $\Delta f_j$ , для якого визначено спектральну щільність  $S_{\text{ВЗ}j}$  ШСВ;  $a_{\text{ЛЗ}}$  — середня за час польоту величина проекції уявного прискорення ЛА, на який встановлено акселерометр, на вимірювальну вісь АК.

Формули (13)–(15) є математичною моделлю додаткової інструментальної похибки АК при дії на нього відповідно детермінованої та широкосмугової випадкової вібрації. З даних виразів видно, 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 парного степеня і коефіцієнтів мультиплікативної ПЧ. Мультиплікативна складова ВП залежить лише від коефіцієнтів нелінійності ФП акселерометра.

Отримана математична модель інструментальної ВП АК дозволяє:

- на етапі проектування і виробництва АК висунути вимоги до допустимих значень коефіцієнтів його ФП виходячи з вимог до допустимої вібраційної похибки АК у польоті;
- для готових акселерометрів з відомими числовими значеннями коефіцієнтів функції перетворення (2) розрахувати числові оцінки складових ВП з метою подальшої алгоритмічної компенсації цієї похибки у польоті ЛА.

### ВИМОГИ ДО КОЕФІЦІЄНТІВ ФУНКЦІЇ ПЕРЕТВОРЕННЯ АКСЕЛЕРОМЕТРІВ

Визначимо вимоги до коефіцієнтів функції перетворення АК (2), при виконанні яких додаткова вібраційна похибка АК у польоті не перевищить допустиму ВП  $[\Delta_B]$ .

Аналіз виразів (13)–(15) показує, що складові ВП можуть мати різні знаки (визначаються знаками коефіцієнтів ФП АК), що приводить до їхньої часткової самокомпенсації в польоті. Тому

на підставі цього факту і центральної граничної теореми математичної статистики [5] для визначення вимог до коефіцієнтів ФП АК будемо розглядати середню квадратичну ВП  $\Delta_{\text{B(RMS)}}$ , яку представимо формулою

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

де

$$\Delta_{\text{BA(RMS)}} = \sqrt{\sum_{p=1}^5 \Delta_{0(p)}^2}$$

і

$$\Delta_{\text{BM(RMS)}}(a_{\text{ЛЗ}}) = \sqrt{\sum_{q=1}^3 (\delta_{(q)} a_{\text{ЛЗ}}^q)^2}$$

— відповідно адитивна та мультиплікативна складові середньої квадратичної ВП акселерометра.

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

$$|\Delta_{\text{B(RMS)}}| < [\Delta_B]. \quad (17)$$

Приймемо, що складові ВП співвідносяться між собою таким чином:

$$|\Delta_{\text{BA(RMS)}}| \approx 1.5 [\Delta_{\text{BM(RMS)}}] \approx 1.5\Delta, \quad (18)$$

тоді нерівність (17) може бути записана у вигляді

$$|\Delta_{\text{B(RMS)}}| \approx 1.8\Delta < [\Delta_B]. \quad (19)$$

З виразів (18) і (19) отримаємо вимоги до допустимих величин модулів складових середньої квадратичної ВП акселерометра:

$$|\Delta_{\text{BA(RMS)}}| < 0.83 [\Delta_B], \quad (20)$$

$$|\Delta_{\text{BM(RMS)}}| < 0.55 [\Delta_B].$$

Спочатку розглянемо виконання першої умови (20). Для цього приймемо такі співвідношення між величинами складових адитивної середньої квадратичної ВП АК (16):

$$|\Delta_{0(1)}| \approx |\Delta_{0(2)}| \approx |\Delta_{0(3)}| \approx \Delta_0, \quad (21)$$

$$|\Delta_{0(4)}| \approx |\Delta_{0(5)}| \approx 0.5\Delta_0.$$

З урахуванням (16) і (21) запишемо першу умову (20) в розгорнутому вигляді:

$$|\Delta_{0(1)}| \approx |\Delta_{0(2)}| \approx |\Delta_{0(3)}| \leq 0.44[\Delta_B],$$

$$|\Delta_{0(4)}| \approx |\Delta_{0(5)}| \leq 0.22[\Delta_B]. \quad (22)$$

Спільний розгляд формул (14) і (22) дозволяє отримати вимоги до коефіцієнтів функції перетворення АК (2), при яких виконується перша умова (20):

$$|\delta_{1A}| \leq [\delta_{1A}] = \frac{0.44[\Delta_B]}{0.673a_{B3} + 0.125\sigma_{B3}},$$

$$|k_2| \leq [k_2] = \frac{0.44[\Delta_B]}{0.5a_{B3}^2 + \sigma_{B3}^2},$$

$$|k_4| \leq [k_4]_{(A)} = \frac{0.44[\Delta_B]}{0.375a_{B3}^4 + \sigma_{B3}^4}, \quad (23)$$

$$|m_{31}| \leq [m_{31}] = \frac{0.22[\Delta_B]}{0.5a_{B3}a_{B1} + \sigma_{B3}^2},$$

$$|m_{32}| \leq [m_{32}] = \frac{0.22[\Delta_B]}{0.5a_{B3}a_{B2} + \sigma_{B3}^2},$$

де  $[\delta_{1A}]$ ,  $[k_2]$ ,  $[k_4]_{(A)}$ ,  $[m_{31}]$ ,  $[m_{32}]$  — допустимі значення модулів відповідних коефіцієнтів ФП АК (2), при яких ще виконується перша умова (20).

Далі розглянемо виконання другої умови (20) при таких співвідношеннях між величинами складових мультиплікативної ВП АК (16):

$$|\delta_{(2)}\langle a_{ЛЗ} \rangle^2| \approx |\delta_{(3)}\langle a_{ЛЗ} \rangle^3| \approx 0.5|\delta_{(1)}\langle a_{ЛЗ} \rangle|,$$

де  $\langle a_{ЛЗ} \rangle$  — середнє за час польоту значення вимірюваної проекції уявного прискорення об'єкта, на який встановлено акселерометр, на вимірювальну вісь АК.

Другу умову (20) буде виконано, якщо лінійний  $\delta_{(1)}$ , квадратичний  $\delta_{(2)}$  та кубічний  $\delta_{(3)}$  коефіцієнти складових мультиплікативної ВП АК (16) будуть задовольняти вимоги

$$|\delta_{(1)}| \leq \frac{0.49[\Delta_B]}{\langle a_{ЛЗ} \rangle},$$

$$|\delta_{(2)}| \leq \frac{0.24[\Delta_B]}{\langle a_{ЛЗ} \rangle^2}, \quad (24)$$

$$|\delta_{(3)}| \leq \frac{0.24[\Delta_B]}{\langle a_{ЛЗ} \rangle^3}.$$

З виразу (15) отримаємо додаткові вимоги до коефіцієнтів ФП АК (2), при виконанні яких за-

безпечуються умови (24), а відповідно і виконуються друга умова (20):

$$|k_3| \leq [k_3] = \frac{0.35[\Delta_B]}{\langle a_{ЛЗ} \rangle (1.5a_{B3}^2 + 3\sigma_{B3}^2)},$$

$$|k_5| \leq [k_5]_{(M1)} = \frac{0.35[\Delta_B]}{\langle a_{ЛЗ} \rangle (1.875a_{B3}^4 + 5\sigma_{B3}^4)}, \quad (25)$$

$$|k_4| \leq [k_4]_{(M)} = \frac{0.24[\Delta_B]}{3\langle a_{ЛЗ} \rangle^2 (a_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2)},$$

$$|k_5| \leq [k_5]_{(M2)} = \frac{0.24[\Delta_B]}{5\langle a_{ЛЗ} \rangle^3 (a_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2)},$$

де  $[k_3]$ ,  $[k_4]$ ,  $[k_5]_{(M1)}$ ,  $[k_5]_{(M2)}$  — допустимі значення модулів відповідних коефіцієнтів ФП АК (2), при яких ще виконується друга умова (20).

Спільне виконання вимог (23) і (25) до коефіцієнтів ФП АК (2) на етапах його проектування і виробництва забезпечить визначену умовою (17) точність вимірювання уявного прискорення польоту ЛА за допомогою навігаційних АК. Фактичні значення коефіцієнтів ФП АК (2) визначаються на етапі його приймально-здавальних випробувань, наприклад за методом [10].

За формулами (23) і (25) можуть бути розраховані допустимі значення модулів коефіцієнтів ФП АК (2) для вимірювання прискорень польоту різних типів ракет. Нижче наведено два приклади таких розрахунків.

**Приклад 1. Транспортна тріступенева РН «Циклон-4».** Вихідні дані для розрахунку:  $[\Delta_B] = 5 \cdot 10^{-4}$  g [4]; профіль поздовжнього перевантаження  $a_{ЛЗ}(t)$  за час польоту ракети-носія  $t_{П} \approx 600$  с — з рис. 3,  $a$  [3];  $\lambda_{СВ}(f)$  — показники коливальності АЧХ СВ БІНС  $\lambda_{СВ}(f)$  і власної АЧХ АК  $\lambda_{АК}(f)$  в залежності від частоти вібрації ЛА — з рис. 4 [4, 11]; параметри детермінованої вібрації (3): амплітуди  $a_{B3} = 0.5$  g,  $a_{B1} = a_{B2} = 1.2$  g; частоти  $f = 8...16$  Гц [1, 4]; параметри ШВВ — з табл. 1 [1, 4].

Результати розрахунків: розрахункові параметри ШВВ, що входять до моделей (23) і (25) представлено в табл. 1;  $a_{ЛЗ} \approx 2$  g; розрахункові допустимі значення модулів коефіцієнтів ФП АК (2) наведено в табл. 2.

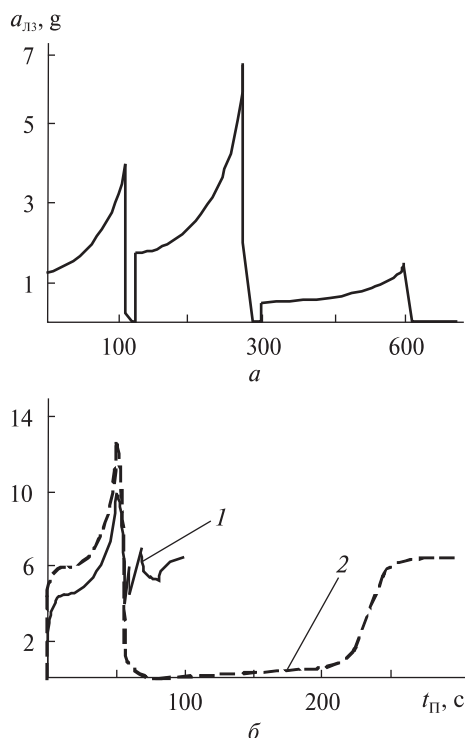


Рис. 3. Профілі поздовжнього перевантаження  $a_{ЛЗ}$  ( $t$ ) за час польоту РН «Циклон-4» ( $a$ ) і гіпотетичної бойової ракети оперативно-тактичного класу ( $b$ ): 1 — маневровий політ на середню дальність ( $t_{П} \approx 100$  с), 2 — політ на максимальну дальність ( $t_{П} \approx 300$  с)

**Приклад 2. Гіпотетична бойова одноступенева ракета оперативно-тактичного класу.** Вихідні дані для розрахунку:  $[\Delta_B] = 2 \cdot 10^{-4} g$  [7]; профіль поздовжнього перевантаження ракети  $a_{ЛЗ}(t)$  за час польоту  $t_{П} \approx 600$  с — з рис. 3,  $b$  [7];  $\lambda_{СВ}(f)$  — показники коливальності АЧХ СВ БІНС  $\lambda_{СВ}(f)$  і власної АЧХ АК  $\lambda_{АК}(f)$  в залежності від частоти вібрації ЛА — з рис. 4 [4, 11]; параметри детермінованої вібрації (3): амплітуди автоколивань

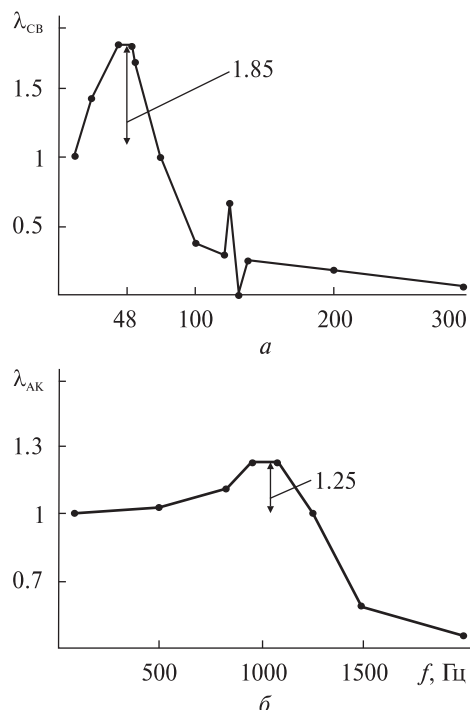


Рис. 4. Показники коливальності АЧХ СВ БІНС  $\lambda_{СВ}(f)$  ( $a$ ) і власної АЧХ АК  $\lambda_{АК}(f)$  ( $b$ )

корпусу ЛА в зоні приладового відсіку  $a_{В1} \approx a_{В2} \approx a_{В3} \approx 2g$ ; частоти автоколивань  $f = 10 \dots 25$  Гц [7]; параметри ШВВ (група апаратури № 4.8) — середнє квадратичне значення амплітуди випадкової вібрації ЛА за час польоту  $\sigma_{ЛА} = 5g$  в діапазоні частот  $f = 20 \dots 2000$  Гц [2].

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 в табл. 2.

Таблиця 1. Параметри випадкових вібрацій РН «Циклон-4» у польоті

$j$	$(f_H - f_B)_j$ , Гц	$S_{В3j}$ , $g^2/Гц$	Розрахункові параметри		
			$\lambda_{\Sigma j}(f)$	$\lambda_{\Sigma j}(f) S_{В3j} \Delta f_j$ , $g^2$	$\sigma_{В3}$ , $g$
1	20 — 40	0.016 — 0.017	1.6	0.72	1.4
2	40 — 80	0.017 — 0.020	1.8	1.17	
3	80 — 160	0.020 — 0.070	0.4	1.26	
4	160 — 320	0.070 — 0.120	0.1	1.26	
5	320 — 640	0.120	0.05	1.39	

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

**ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ВІБРАЦІЙНОЇ ПОХИБКИ АКСЕЛЕРОМЕТРА (НА ПРИКЛАДІ АК АКС-05)**

Всі вказані в табл. 2 вимоги до коефіцієнтів функції перетворення реалізовано при проектуванні і виробництві навігаційного акселерометра АКС-05 (рис. 1, б). В табл. 2 наведені числові значення модулів коефіцієнтів ФП партії АК АКС-05 (призначені для використання у складі БІНС РН «Циклон-4»), визначені при їхніх статичних випробуваннях за методом [10].

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

Для перевірки цього твердження було виконано експериментальне визначення вібраційної похибки акселерометрів АКС-05 з цієї партії при їхніх динамічних випробуваннях на стенді, показаному на рис. 5. До складу стенду входять: вібростенд 1 типу В&К4809, кантувач 2 з встановленими у нього еталонним п'єзоелектричним віброакселерометром 3 типу В&К 8503 і акселерометром 4, що випробу-

ється (акселерометр АКС-05), ПЗ — перетворювач заряду типу В&К2647В, ВК — віброконтролер типу VR8500-2, ПП — підсилювач потужності типу В&К2718, ПК — персональний комп'ютер з програмним забезпеченням для керування ВК.

При випробуваннях кантувач 2 з акселерометрами встановлюється на вібростенд 1 таким чином, щоб вимірювальна вісь акселерометра АКС-05 і вісь його вібрації були розташовані вздовж вектора сили тяжіння  $\vec{g}$ . При такому розташуванні АК вимірює корисне уявне прискорення  $a_{ЛЗ} \approx 1$  g при дії вздовж його вимірювальної осі шкідливої вібрації з боку вібростенду, який керується віброконтроллером.

Віброконтролер під керуванням програмного забезпечення ПК формує керівний сигнал на вібростенд 1, який відтворює параметри ШВВ, вказаної в табл. 1 з спектральною щільністю  $\lambda_{СВj}(f)S_{Взj} \Delta f_j^2$  g<sup>2</sup>/Гц. Параметри заданої вібрації  $\dot{a}_{Вз}(t)$  контролюються еталонним п'єзоелектричним віброакселерометром 3, вихідний електричний сигнал якого  $U_{ВА}(t)$  вимірюється вбудованим багатоканальним аналого-цифровим перетворювачем (АЦП) віброконтролера.

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

Вібраційна похибка акселерометра визначається за наступною методикою.

**Таблиця 2. Розрахункові та фактичні (для акселерометрів АКС-05) допустимі значення модулів коефіцієнтів функції перетворення АК (2)**

Тип ЛА (АК)	$[\delta_{1A}], 10^{-6}$	$[k_2], 10^{-6}/g$	$[k_3], 10^{-6}/g^2$	$[k_4], 10^{-6}/g^3$	$[k_5], 10^{-6}/g^4$	$[m], 10^{-6}/g$
РН «Циклон-4»	445	10	37	24	1	48
Гіпотетична бойова ракета *	$\frac{36}{36}$	$\frac{1}{1}$	$\frac{0.4}{0.4}$	$\frac{0.01}{0.01}$	$\frac{0.001}{0.0004}$	$\frac{0.5}{0.5}$
АКС-05	15—25	0.5—3	1—5	≤0.03	≤0.5	2—4

Примітка:  $[m] = [m_{31}] = [m_{32}]$ , \* — значення в чисельнику — для польоту на мінімальну дальність, в знаменнику — для польоту на максимальну дальність; для  $[k_4]$  і  $[k_5]$  вказано мінімальні розрахункові значення; для АКС-05 вказано діапазон, в якому знаходяться фактичні значення модулів відповідних коефіцієнтів



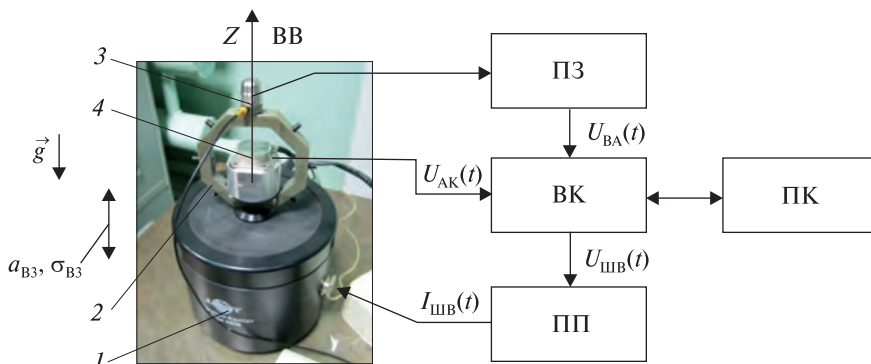


Рис. 5. Стенд для динамічних випробувань АК (див. текст)

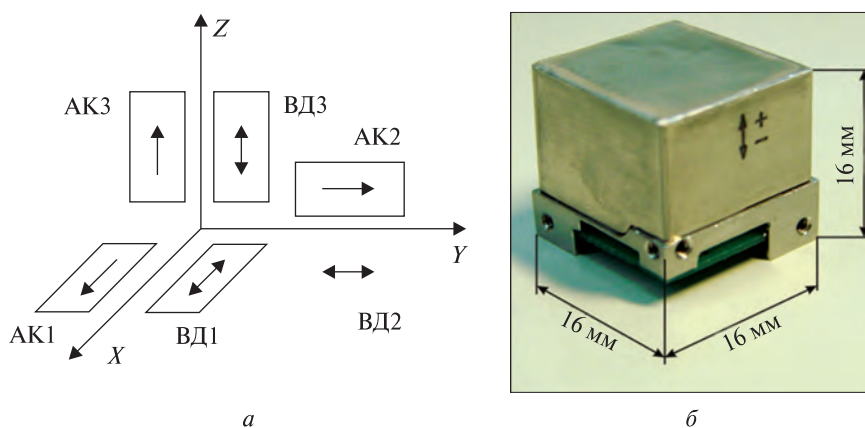


Рис. 6. Розташування додаткових ВД у складі блоку (а) і навігаційний акселерометр АЛ-1М (б)

1. До початку дії вібрації АЦП віброконтролера вимірюється протягом п'яти хвилин і записується у файл вихідна напруга  $U_{AK1}(t)$  нерухомого АК. За допомогою ПК розраховується математичне очікування  $\langle U_{AK1} \rangle$  цієї напруги.

2. При дії вібрації АЦП віброконтролера вимірюється протягом п'яти хвилин і записується у файл вихідна напруга  $U_{AK2}(t)$  АК, що вібрує. За допомогою ПК розраховується математичне очікування  $\langle U_{AK2} \rangle$  цієї напруги.

3. Після дії вібрації АЦП віброконтролера знову вимірюється протягом п'яти хвилин і записується у файл вихідна напруга  $U_{AK3}(t)$  нерухомого АК. За допомогою ПК розраховується математичне очікування  $\langle U_{AK3} \rangle$  цієї напруги.

4. Вібраційна похибка АК визначається за результатами вимірювань з виразу

$$\hat{\Delta}_B = \frac{\langle U_{AK2} \rangle - 0.5(\langle U_{AK1} \rangle + \langle U_{AK3} \rangle)}{K_1}. \quad (26)$$

Результати розрахунку ВП для партії АК АКС-05 наведено в табл. 3.

Перед розрахунком ВП за формулою (26) для кожного АК перевіряється незмінність положення його вимірювальної осі відносно вектора  $\vec{g}$  до і після дії вібрації. Відхилення  $\Delta\alpha$  положення вимірювальної осі АК відносно вектора  $\vec{g}$  після дії вібрації від її положення до дії вібрації, що визначається за наступною формулою, повинно задовольняти умову

$$|\Delta\alpha| \approx \frac{\langle U_{AK1} \rangle - \langle U_{AK3} \rangle}{K_1} \leq 10^{-4} \text{ рад.}$$

При виконанні цієї умови похибка визначення вібраційної похибки АК за формулою (26) не перевищує  $\pm 10^{-4}g$ .

Наведені у табл. 3 результати показують, що вітчизняний навігаційний акселерометр АКС-05 здатен забезпечити задані точності вимірювання

лінійного прискорення польоту транспортної ракети-носія «Циклон-4» та перспективних гіпотетичних бойових ракет.

**ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ НАВІГАЦІЙНОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА У ПОЛЬОТІ**

Розглянемо задачу підвищення точності вимірювання навігаційним АК лінійного прискорення ЛА у польоті шляхом математичного усунення з результату вимірювання АК його основної (12) та додаткової вібраційної (13) похибок. Це можливо, оскільки вказані похибки є систематичними і є їхні математичні моделі (12) і (13), за якими вони можуть бути розраховані у реальному часі при виконанні вимірювань і усунені з результату вимірювань шляхом віднімання їх від результату вимірювань.

Для вимірювання параметрів вібрацій, які діють на АК в польоті і необхідні для розрахунку складових додаткової ВП за моделлю (13), необхідно додатково встановити у блок три п'єзоелектричних давачі вібрації (ВД), як показано на рис. 6, а (вимірювальні осі ВД спрямовані уздовж вимірювальних осей відповідних АК).

За результатами вимірювань вихідних електричних сигналів ВД  $U_{ВД}$  за відповідними алгоритмами вібродіагностики [12] в обчислювальному пристрої блока, або БІНС, розраховуються оцінки амплітуд детермінованих вібрацій корпусу блока ( $\hat{a}_{В1}, \hat{a}_{В2}, \hat{a}_{В3}$ ) та СКЗ амплітуд ШВВ ( $\hat{\sigma}_{В1}, \hat{\sigma}_{В2}, \hat{\sigma}_{В3}$ ) у визначеному діапазоні дії ШВВ.

Усунення (компенсація) основної та додаткової ВП АК з результату вимірювань (2) здійснюється, наприклад для АКЗ (рис. 6, а), за таким алгоритмом:

1. Вимірюються вихідні сигнали АК  $\hat{U}_i$  і розраховуються їхні математичні очікування МО  $\langle \hat{U}_i \rangle$ . Розраховуються перші наближення результатів вимірювань АК за формулами

$$\hat{a}_{i(1)} = \frac{\langle \hat{U}_i \rangle - a_{0i}}{k_{1i}}, \quad (27)$$

де  $a_{0i}, k_{1i}$  — паспортні коефіцієнти зміщення нуля і перетворення функції (2)  $i$ -го АК.

2. Виконується компенсація основної похибки АК, для чого від отриманої оцінки  $\hat{a}_{3(1)}$  віднімається розрахункове значення його основної похибки  $\hat{\Delta}_{30}$

$$\hat{a}_{3(2)} = \hat{a}_{3(1)} - \hat{\Delta}_{30}, \quad (28)$$

де

$$\hat{\Delta}_{30} = 0.5\lambda_{\Sigma}(f)k_{1A}\delta_{1A}\text{sign}a_3\hat{a}_{3(1)} + \sum_{n=2}^5 k_n \hat{a}_{3(1)}^n + \sum_{i=1}^2 m_i \hat{a}_{(1)} + \sum_{i=1}^2 m_3 \hat{a}_{3(1)} \hat{a}_{(1)}.$$

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

$$\hat{a}_{3(3)} = \hat{a}_{3(2)} - \hat{\Delta}_{3В(В)}, \quad (29)$$

де

$$\hat{\Delta}_{3В(В)} = 0.673\lambda_{\Sigma}(f)k_{1A}\delta_{1A}\hat{a}_{В3} + 0.5k_2\hat{a}_{В3}^2 + 1.5k_3\hat{a}_{3(1)}\hat{a}_{В3}^2 + k_4(3a_{3(1)}^2\hat{a}_{В3}^2 + 0.375\hat{a}_{В3}^4) + k_5(5\hat{a}_{3(1)}^3\hat{a}_{В3}^2 + 1.185\hat{a}_{3(1)}\hat{a}_{В3}^4) + 0.5m_{31} + \hat{a}_{В3}\hat{a}_{В1} + 0.5m_{32} + \hat{a}_{В3}\hat{a}_{В2}.$$

4. Виконується математичне усунення складової ВП від дії випадкової вібрації  $\hat{\Delta}_{3В(В)}$ :

$$\hat{a}_{3(4)} = \hat{a}_{3(3)} - \hat{\Delta}_{3В(В)}, \quad (30)$$

де

$$\hat{\Delta}_{3В(В)} = 0.125\lambda_{\Sigma}(f)\delta_{1A}\hat{\sigma}_{В3} + k_2\hat{\sigma}_{В3}^2 + 3k_3\hat{a}_{3(1)}\hat{\sigma}_{В3}^2 + k_4(6\hat{a}_{3(1)}^2\hat{\sigma}_{В3}^2 + \hat{\sigma}_{В3}^4) + 10k_5\hat{a}_{3(1)}\hat{\sigma}_{В3}^2 + (m_{31} + m_{32})\hat{\sigma}_{В3}^2.$$

Експериментальну перевірку наведеного алгоритму було проведено на стенді, показаному

Таблиця 3. Числові значення вібраційної похибки партії акселерометрів АКС-05

Номер акселерометра	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$\hat{\Delta}_В, 10^{-4}g$	2.2	1.8	0.5	1.0	0.6	1.2	2.0	2.5	0.7	0.2	2.0	2.3

Таблиця 4. Паспортні значення коефіцієнтів функції перетворення (2) акселерометра

Тип акселерометра	$a_0, 10^{-3} g$	$\delta_{1A}, 10^{-6}$	$k_2, 10^{-6}/g$	$k_3, 10^{-6}/g^2$	$k_4, 10^{-6}/g^3$	$k_5, 10^{-6}/g^4$
АКС-05	0.5	15	2	7	0.02	0.3
АЛ-1М	1.2	25	105	87	10	0.9

Таблиця 5. Результати вимірювань  $\hat{a}_{3(j)}$  та похибки вимірювання  $\Delta_{(j)}$  акселерометрами прискорення вільного падіння

Тип акселерометра	$\hat{a}_{3(1)}, g$	$\Delta_{(1)}, 10^{-4} g$	$\hat{a}_{3(2)}, g$	$\Delta_{(2)}, 10^{-4} g$	$\hat{a}_{3(3)}, g$	$\Delta_{(3)}, 10^{-4} g$
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

на рис. 5, для прецизійного навігаційного акселерометра типу АКС-05 і навігаційного акселерометра середньої точності типу АЛ-1М (рис. 6, б) [9]. Паспортні значення коефіцієнтів ФП (2) цих акселерометрів, що визначені при їхніх приймально-здавальних випробуваннях за методом [10] і використовуються в розрахунках за формулами (27) — (29), наведені в табл. 4.

Експериментально перевірялось усунення за запропонованим алгоритмом з результату вимірювань акселерометрів їхньої основної та додаткової вібраційної похибок  $\hat{\Delta}_{3O}$ ,  $\hat{\Delta}_{3B(D)}$  відповідно.

Під час випробування вимірюваною акселерометрами величиною, відповідно до рис. 4, є прискорення вільного падіння  $a_{ЛЗ} \approx 1g$ . Вимірювання здійснювалось при дії вздовж вимірювальних осей АК шкідливої детермінованої вібрації виду (3) з боку вібростенду з параметрами  $a_{ВЗ} = 2g$ ,  $f = 30$  Гц. Параметри діючої детермінованої вібрації вимірювались віброакселерометром 3 (рис. 5). Вимірювання при дії ШВВ не виконувались.

Результатом вимірювання при експериментальній перевірці алгоритму вважається значення, розраховане за формулами (27) (без компенсації похибок), (28) (після компенсації основної похибки), (29) (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 в табл. 5.

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

## ВИСНОВКИ

Математична модель (13)—(15) додаткової інструментальної вібраційної похибки АК при дії на нього детермінованої та широкосмугової випадкової вібрації з боку ЛА дозволяє розраховувати величину цієї похибки в умовах польоту для конкретного АК (пряма задача), а також і вибрати навігаційний АК за значеннями коефіцієнтів його функції перетворення виду (2), виходячи із забезпечення заданої точності вимірювання уявного прискорення польоту конкретного ЛА за допомогою цього АК (зворотна задача).

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

Алгоритм компенсації в реальному часі у польоті основної похибки та додаткової вібраційної похибки навігаційного АК, при умові, що є можливість виміряти вібрації ЛА за допомогою

вібродавачів, забезпечує підвищення точності вимірювання лінійного прискорення ЛА цим АК більш ніж на порядок. Тому його можна рекомендувати (разом з методом попереднього експериментального визначення необхідних для роботи алгоритму значень коефіцієнтів його ФП, викладеним в роботі [10]) для вимірювань лінійного прискорення польоту ракети.

#### ЛІТЕРАТУРА

1. Алексеев Ю. С., Балабей Ю. Е., Барышникова Т. А. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 1. Проектирование систем управления ракет-носителей: Учебник под общей ред. Ю. С. Алексеева. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», НЛП «Хартрон-Аркос», 2012. — 578 с.
2. *Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Требования стойкости к внешним возмущающим факторам: ГОСТ РВ 20.39.304-98.* — [Введен в действие от 1999-01-01]. — М.: Изд-во стандартов, 1999. — 55 с.
3. Голубек О. В., Лебедь А. Р. Основы навигации та орієнтації ракет-носіїв: Навч. посібник. — Д.: ЛІРА, 2015. — 136 с.
4. Златкин Ю. М., Калногуз А. Н., Воронченко В. Г. и др. Лазерная БИНС для ракеты-носителя «Циклон-4» // Сб. матер. ІХХ С-Пб. междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. — С-Пб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2012. — С. 68—77.
5. Кобзарь А. И. Прикладная математическая статистика для научных работников и инженеров. — М.: Физматлит, 2006. — 816 с.
6. Коновалов С. Ф. Теория виброустойчивости акселерометров. — М.: Машиностроение, 1993. — 272 с.
7. Солунин В. Л., Гурский Б. Г., Лющанов М. А., Спириин 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.
8. Черняк М. Г. Математична модель методичних вібраційних похибок маятникового компенсаційного акселерометра з пружним підвісом чутливого елемента // *Наук. вісті НТУУ «КПІ»*. — 2008. — № 2. — С. 81—88.
9. Черняк Н. Г. Развитие навигационных акселерометров в Украине и повышение их точности // 36. доп. Х міжнар. наук.-техн. конф. «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки». — Київ, 2015. — С. 569—577.
10. Черняк Н. Г., Хазинедарлу Э. Калибровка навигационного маятникового акселерометра методом тестовых поворотов в гравитационном поле Земли // *Механіка*

гіроскопічних систем: *Наук.-техн. зб.* — Київ, 2009. — Вип. 20. — С. 81—91.

11. Черняк М. Г., Юр'єв Ю. Ю., Ніконов І. В. Навігаційні акселерометри виробництва КП СПБ «Арсенал» // 36. доп. Х міжнар. наук.-техн. конф. «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки». — Київ, 2015. — С. 564—568.
12. Broch J. *Mechanical Vibration and Shock Measurements.* — Denmark: Bruel and Kjer, 1984. — 370 p.

*Стаття надійшла до редакції 01.10.2018*

#### REFERENCES

1. Alekseev Y. S., Balabay Y. E., Baryshnikov T.A. Designing control systems for rocket and space equipment. V. 1. Kharkiv: National Aerospace University named after Zhukovsky N. E. «Kharkiv Aviation Institute», NLP «Hartron-Arcos», 578 p. (2012) [in Russian].
2. Military equipment, devices, devices and equipment. Requirements for resistance to external factors. HOST RV 20.39.304-98 from 01<sup>th</sup> January 1999. *M.: Publishing house of standards*, 55 p. (1999) [in Russian].
3. Golubek O. V., Lebed A. R. Basics of navigation and targeting of carrier rockets: Tutorial. *D.: LIRA*, 136 p. (2015) [in Ukrainian].
4. Zlatkin Y. M., Kalnoguz A. N., Voronchenko V.G., et al. Laser SINS for the Cyclone-4 launch vehicle. Proceedings of the IX<sup>th</sup> International Conference of integrated navigation systems. St. Petersburg: Central Research Institute «Elektroprigor», 68—77 (2012) [in Russian].
5. Kobzar A. I. Applied mathematical statistics for scientists and engineers. *M.: Fizmatlit*, 816 p. (2006) [in Russian].
6. Konovalov S. F. Theory of vibration resistance of accelerometers. *M. Mashinostroenie*, 272 p. (1993) [in Russian].
7. Solunin V. L., Gursky B. G., Lyuschanov M. A., Spirin V. L. Fundamentals of the theory of control systems for high-accuracy land-based missile systems. *M.: Publishing house MGTU. N. E. Bauman*, 328 p. (2001) [in Russian].
8. Chernyak M. G. Mathematical model of methodical vibrational errors of a pendulum compensating accelerometer with an elastic suspension of a sensitive element. *Scientific news of NTUU «KPI»*, N 2, 81—88 (2008) [in Ukrainian].
9. Chernyak N. G. Development of navigation accelerometers in Ukraine and increasing their accuracy. Proceedings of the X<sup>th</sup> International Conference «Gyrotechnology, Navigation, Motion Control and Aerospace Engineering». Kiev, 569—577 (2015) [in Russian].
10. Chernyak N. G., Hazinedarlu E. Calibration of the navigation pendulum accelerometer by the method of test rotations in the Earth's gravitational field. *Mechanics of gyroscopic systems*. N 20, 81—91 (2009) [in Russian].

11. Chernyak M. G., Yuriev Y. Y., Nikonov I. V. Navigation accelerometers manufactured by KP SPB «Arsenal». *Proceedings of the Xrd International Conference «Gyrotechnology, Navigation, Motion Control and Aerospace Engineering»*. Kiev, 564—568 (2015) [in Ukrainian].
12. Broch J. *Mechanical Vibration and Shock Measurements. Denmark: Bruel and Kjer*, 370 p. (1984).

Received 01.10.2018

*Н. Г. Черняк*

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт им. Игоря Сикорского», Киев, Украина

#### ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАДАННОЙ ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ ЛИНЕЙНОГО УСКОРЕНИЯ ПОЛЕТА РАКЕТЫ

Рассмотрена задача обеспечения заданной точности измерения линейного ускорения полета ракеты с помощью навигационного акселерометра в условиях действия на него детерминированных вибраций и широкополосной случайной вибрации со стороны корпуса ракеты. Показано, что в этих условиях у акселерометра возникает систематическая дополнительная вибрационная погрешность, которая является источником существенного (более чем на порядок) снижения точности измерения ускорения полета ракеты. Источником возникновения этой погрешности есть нелинейности статической функции преобразования акселерометра. Получена математическая модель этой погрешности. Модель позволяет рассчитать значение этой погрешности в полете для конкретного акселерометра (прямая задача), а также выбрать акселерометр по значениям коэффициентов его функции преобразования, исходя из обеспечения заданной точности измерений для конкретной ракеты (обратная задача). Рассмотрены два примера решения обратной задачи — для транспортной трехступенчатой ракеты-носителя «Циклон-4» и для гипотетической боевой одноступенчатой оперативно-тактической ракеты. Обеспечение заданной точности измерения ускорения полета ракеты с помощью навигационного акселерометра предложено осуществлять двумя путями: на этапе выбора акселерометра — путем соответствия акселерометра сформированным в статье требованиям к коэффициентам его функции преобразования; в полете — путем алгоритмической компенсации основной и дополнительной вибрационной погрешностей акселерометра по полученному в статье алгоритму. Адекватность всех полученных математических моделей и алгоритмов подтверждена экспериментальными исследованиями вибрационной погрешности и эффективности её алгоритмической компенсации, для современного навигационного акселерометра АКС-05 производства Казенного предприятия специального приборостроения «Арсенал»

(г. Киев), который соответствует всем предъявленным в статье требованиям к коэффициентам его нелинейной статической функции преобразования.

**Ключевые слова:** ускорение полета, навигационный акселерометр, вибрация, вибрационная погрешность, математическая модель, нелинейная функция преобразования, алгоритмическая компенсация погрешности.

*N. G. Chernyak*

National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, Ukraine

#### ENSURING THE SPECIFIED MEASUREMENT ACCURACY OF LINEAR ACCELERATION OF A MISSILE FLIGHT

The problem of providing a given accuracy in measuring the linear acceleration of a rocket flight with the help of a navigation accelerometer under the influence of deterministic and broadband random vibrations from the rocket body is considered. It is shown that in these conditions, the accelerometer has a systematic additional vibration error, which is a source of significant (more than an order of magnitude) reduction in acceleration measurement accuracy of the rocket flight. The source of this error is the nonlinearity of the static function of accelerometer conversion. A mathematical model of this error is obtained. The model allows you to calculate the value of this error in flight for a specific accelerometer, so-called direct problem. It also provides the choice of an accelerometer according to the values of the coefficients of its conversion function, based on ensuring a specified measurement accuracy of the linear acceleration of the flight for a specific rocket (an inverse problem). Two cases of solving the inverse problem are considered: for a transport three-stage «Cyclone-4» carrier rocket and for a hypothetical single-stage combat tactical missile. The specified accuracy of rocket flight acceleration measurements using a navigation accelerometer is proposed to ensure in two ways. The first one is at the stage of accelerometer selection by matching the accelerometer with the requirements for the coefficients of its conversion function formulated in the article. The second way is in flight by algorithmic compensation of the main and additional vibrational errors of the accelerometer according to the algorithm obtained in the article. The adequacy of all mathematical models and algorithms obtained in the article is confirmed by experimental studies of the vibration error and the efficiency of its algorithmic compensation for the modern navigation accelerometer AKS-05 produced by the State Enterprise of Special Instrumentation «Arsenal» (Kyiv). The accelerometer corresponds to all the requirements for coefficients of its nonlinear static conversion function presented in the article.

**Keywords:** flight acceleration; navigation accelerometer; vibration; vibration error; mathematical model; nonlinear transformation function; algorithmic error compensation.