

УДК 531.768

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771422021268457>М. Г. Черняк¹, к.т.н., доцент, М. П. Лесюк², бакалавр**МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ІНСТРУМЕНТАЛЬНОЇ ВІБРАЦІЙНОЇ ПОХИБКИ ДАТЧИКА КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ**

Ua Розглянуто задачу математичного опису впливу шкідливих детермінованої та ширококутової випадкової кутових вібрацій рухомого об'єкту на результат вимірювання встановленого на нього датчика кутової швидкості обертання цього об'єкту. Показано, що в таких умовах в датчика кутової швидкості виникає систематична інструментальна вібраційна похибка. Джерелом виникнення цієї похибки є нелінійність статичної функції перетворення датчика кутової швидкості та асиметрія його коефіцієнта перетворення.

Отримана математична модель цієї похибки. Ця модель дозволяє розраховувати значення вібраційної похибки в заданих вібраційних умовах для конкретного датчика кутової швидкості (пряма задача аналізу), а також вибирати датчик кутової швидкості за значеннями коефіцієнтів його функції перетворення, виходячи із забезпечення потрібної точності вимірювання кутової швидкості конкретного рухомого об'єкту за допомогою цього датчика кутової швидкості (зворотна задача синтезу).

En The problem of mathematical description of the influence of harmful deterministic and broadband random vibrations of a moving object on the measurement result of the sensor of the angular velocity of rotation of this object installed on it is considered. It is shown that under such conditions a systematic instrumental vibration error arises in the angular velocity sensor. The source of this error is the nonlinearity of the static conversion function of the angular velocity sensor and the asymmetry of its conversion coefficient.

A mathematical model of this error has been obtained. Formulas for calculating the vibrational error of the angular velocity sensor are obtained depending on the apparent angular velocity of the flight of the aircraft, the vibration parameters of the base on which the sensor is installed and the parameters of the nonlinear sensor conversion function.

This model makes it possible to calculate the value of the vibration error under specified vibration conditions for a specific angular velocity sensor (direct analysis problem), as well as to select an angular velocity sensor based on the values of its conversion function coefficients, based on ensuring the required accuracy of measuring the angular velocity of a moving object using this angular velocity sensor (inverse synthesis problem).

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

Вступ

Автономне інерціальне керування рухомими об'єктами (РО) потребує високоточного вимірювання у польоті проєкцій власної переносної кутової швидкості РО на його будівельні осі [1]. У сучасних безплатформних інерціальних навігаційних системах (БІНС) малогабаритних маневрових РО такі вимірювання забезпечують датчики кутової швидкості (ДКШ), які жорстко встановлюються у корпусі РО і вимірюють проєкції кутової швидкості корпусу на свої вимірювальні осі (ВО) (як правило суміщені із будівельними осями РО) [2].

Відомо, що під час польоту, крім вимірюваної кутової швидкості, на кожний ДКШ діють суттєві шкідливі вібраційні впливи – кутові вібрації (як детерміновані так і випадкові) корпусу РО, які мають однакові із вимірювальною величиною фізичну природу та розмірність. Це призводить до виникнення додаткової вібраційної похибки (ВП) ДКШ, яка значно (у рази) знижує точність вимірювання переносної кутової швидкості РО [2, 3].

На даний час проблема виникнення ВП в польоті ретельно розглянута лише для лінійних акселерометрів (АК) БІНС, наприклад, у працях [4, 5, 6]. Так у [5] отримано математичну модель методичної ВП АК, а у [6] – модель його інструментальної ВП. Питання виникнення та дослідження ВП у ДКШ поки що не розглянуто.

Постановка задачі

Під вібраційною похибкою ДКШ, за аналогією із ВП АК, будемо розуміти додаткову систематичну статичну похибку ДКШ, яка виникає при його використанні в умовах кутової вібрації об'єкта, на якому встановлено ДКШ. При цьому, за запропонованим у [6] підходом до визначення причин виникнення ВП у інерціальних вимірювачів, будемо вважати, що джерелом виникнення інструментальної ВП у будь якого ДКШ є нелінійність його фактичної статичної функції перетворення (ФП).

Метою статті є вирішення двох задач:

- задачі отримання математичної моделі інструментальної ВП ДКШ, яка встановлює залежність цієї похибки від коефіцієнтів його нелінійної статичної ФП, параметрів кутової вібрації та вимірюваної кутової швидкості (задача аналізу);
- задачі формування вимог до коефіцієнтів нелінійної ФП ДКШ, у разі виконання яких забезпечується заданий допустимий рівень його ВП (задача синтезу).

Для вирішення поставлених задач використаємо, за аналогією зі статтею [6], нелінійну статичну ФП ДКШ п'ятого порядку:

ФП у одиницях вихідного сигналу

Системи та процеси керування

$$U = K_0 + K_1(1 + 0.5\delta_{1A} \text{sign} \omega_3) \omega_3 + K_2 \omega_3^2 + K_3 \omega_3^3 + K_4 \omega_3^4 + K_5 \omega_3^5 + \\ + M_1 \omega_1 + M_2 \omega_2 + M_{31} \omega_3 \omega_1 + M_{32} \omega_3 \omega_2, [Vux]; \quad (1)$$

ФП у одиницях вимірюваної кутової швидкості

$$\omega_{3\phi} = \omega_0 + \lambda(\omega) k_1 (1 + 0.5\delta_{1A} \text{sign} \omega_3) \omega_3 + k_2 \omega_3^2 + k_3 \omega_3^3 + k_4 \omega_3^4 + k_5 \omega_3^5 + \\ + m_1 \omega_1 + m_2 \omega_2 + m_{31} \omega_3 \omega_1 + m_{32} \omega_3 \omega_2, [^{\circ}/c], \quad (1)$$

де U - вихідний сигнал ДКШ;

$\omega_{3\phi} = U/K_1$ - фактична проекція кутової швидкості, що вимірюється ДКШ;

$\omega_1, \omega_2, \omega_3$ - проекції кутової швидкості основи $\vec{\omega}$ на приладові осі $ox_1x_2x_3$ ДКШ відповідно, де x_3 - вимірювальна вісь ДКШ;

K_1, k_1 - паспортні коефіцієнти перетворення (КП) ДКШ;

$\lambda(\omega)$ - коефіцієнт, який характеризує залежність КП від частоти вимірюваної кутової швидкості;

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).

Вважатимемо, що разом із вимірюваною величиною кутової швидкості, ДКШ вимірюватиме і кутові вібраційні збурення, які можуть бути як детермінованими, так і випадковими.

Приймемо наступний вигляд математичних моделей сумарної кутової швидкості, що діє на ДКШ при наявності цих вібрацій:

– модель під час дії детермінованої кутової вібрації :

$$\omega_i^D(t) = a_{Ki} + \omega_{Bi} \sin 2\pi ft; \quad (3)$$

– модель у разі дії випадкової вібрації:

$$\omega_i^B(t) = \omega_{Ki} + \overset{\circ}{\omega}_{Bi}(t); \quad (4)$$

де $i = \overline{1,3}$ – номер осі ДКШ;

ω_{Ki} - проекції кутової швидкості об'єкта на який встановлено ДКШ на його відповідні осі;

ω_{Bi} - амплітуда детермінованої вібрації, що діє навколо відповідній осі ДКШ;

f - частота детермінованої вібрації; $\overset{\circ}{\omega}_{Bi}$ - проєкції миттєвого значення випадкової вібрації навколо відповідній осі ДКШ.

При цьому будемо вважати, що випадкова вібрація є широкосмуговою випадковою вібрацією (ШВВ), тобто є центрованим стаціонарним випадковим процесом із нульовим математичним сподіванням ($\overset{\circ}{\omega}_{Bi}(t) = 0$), для якого справедливі наступні співвідношення:

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

де D_{Bi} - дисперсія ШВВ;

$K_{3i}(0)$ - кореляційна функція ШВВ, що діє по різним осям НА.

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 із дисперсією і кореляційною функцією ШВВ наступними формулами [6]:

$$D_{Bi} = S_{Bi} \Delta f; \quad K_{3i}(0) = S_{B3} \Delta f. \quad (2)$$

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

Математична модель інструментальної вібраційної похибки ДКШ

Будемо вважати, що джерелом виникнення інструментальної ВП ДКШ є нелінійність його ФП (1). Для знаходження моделі похибки підставимо вирази (3) і (4) у формулу (2):

$$\begin{aligned} \omega_{3\phi}^D &= \omega_0 + \lambda_{\Sigma}(f) k_1 (1 + 0,5\delta_{1A} \text{sign} \omega_3) (\omega_{K3} + \omega_{B3} \sin \omega t) + \\ &+ \sum_{n=2}^5 k_n (\omega_{K3} + \omega_{B3} \sin \omega t)^n + \sum_{i=1}^2 m_i (\omega_{Ki} + \omega_{Bi} \sin \omega t) + \\ &+ \sum_{i=1}^2 m_{3i} (\omega_{K3} + \omega_{B3} \sin \omega t) (\omega_{Ki} + \omega_{Bi} \sin \omega t); \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \omega_{3\phi}^B &= \omega_0 + \lambda_{\Sigma}(f) k_1 (1 + 0,5\delta_{1A} \text{sign} \omega_3) (\omega_{K3} + \overset{\circ}{\omega}_{B3}(t)) + \\ &+ \sum_{n=2}^5 k_n (\omega_{K3} + \overset{\circ}{\omega}_{B3}(t))^n + \sum_{i=1}^2 m_i (\omega_{Ki} + \overset{\circ}{\omega}_{Bi}(t)) + \\ &+ \sum_{i=1}^2 m_{3i} (\omega_{K3} + \overset{\circ}{\omega}_{B3}(t)) (\omega_{Ki} + \overset{\circ}{\omega}_{Bi}(t)), \end{aligned} \quad (4)$$

де $\omega_{3\Phi}^D$ та $\omega_{3\Phi}^B$ - фактичні вимірювані ДКШ кутові швидкості у випадку дії на нього відповідно детермінованих та випадкових вібрацій;

$\lambda_{\Sigma}(f) = \lambda_{CB}(f)\lambda_{ДКШ}(f)$ - сумарний показник коливальності амплітудно-частотної характеристики (АЧХ) ДКШ, встановленого на об'єкт через систему вібраційного захисту (СВ) БІНС;

$\lambda_{CB}(f)$ - показник АЧХ СВ БІНС; $\lambda_{ДКШ}(f)$ - показник коливальності власної АЧХ ДКШ.

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 степені тригонометричних функцій. Для знаходження постійної складової виразу (7) необхідно знайти його усереднене за часом значення, а виразу (8) – його математичне сподівання:

$$\langle \omega_{3\Phi}^D \rangle = \frac{1}{T} \int_0^T \omega_{3\Phi}^D dt; \quad \langle \omega_{3\Phi}^B \rangle = \overline{\omega_{3\Phi}^B}. \quad (5)$$

Знайдемо вирази для сумарної статичної похибки ДКШ, віднявши від виразів (9) значення проекції вимірюваної кутової швидкості на його вимірювальну вісь:

$$\begin{aligned} \Delta_{\Sigma}^D = \langle \omega_{3\Phi}^D \rangle - \omega_{K3} = & \omega_0 + 0,5\lambda_{\Sigma}(f)k_1\delta_{1A}sign\omega_3\omega_{K3} + \\ & + 0,673\lambda_{\Sigma}(f)k_1\delta_{1A}\omega_{B3} + k_2(\omega_{K3}^2 + 0,5\omega_{B3}^2) + k_3(\omega_{K3}^3 + 1,5\omega_{K3}\omega_{B3}^2) + \\ & + k_4(\omega_{K3}^4 + 3\omega_{K3}^2\omega_{B3}^2 + 0,375\omega_{B3}^4) + \\ & + k_5(\omega_{K3}^5 + 5\omega_{K3}^3\omega_{B3}^2 + 1,875\omega_{K3}\omega_{B3}^4) + \\ & + m_1\omega_{K1} + m_2\omega_{K2} + m_{31}(\omega_{K1}\omega_{K3} + 0,5\omega_{B1}\omega_{B3}) + \\ & + m_{32}(\omega_{K2}\omega_{K3} + 0,5\omega_{B2}\omega_{B3}); \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \Delta_{\Sigma}^B = \langle \omega_{3\Phi}^B \rangle - \omega_{J3} = & \omega_0 + 0,5\lambda_{\Sigma}(f)\delta_{1A}sign\omega_3\omega_{K3} + \\ & + 0,5\lambda_{\Sigma}(f)\delta_{1A}\sqrt{S_{B3}\Delta f} + k_2(\omega_{K3}^2 + S_{B3}\Delta f) + \\ & + k_3(\omega_{K3}^3 + 3\omega_{K3}S_{B3}\Delta f) + k_4(\omega_{K3}^4 + 6\omega_{K3}^2S_{B3}\Delta f + S_{B3}^2\Delta f^2) + \\ & + k_5(\omega_{K3}^5 + 10\omega_{K3}^3S_{B3}\Delta f + 5\omega_{K3}S_{B3}^2\Delta f^2) + m_1\omega_{K1} + m_2\omega_{K2} + \\ & + m_{31}(\omega_{K3}\omega_{K1} + S_{B3}\Delta f) + m_{32}(\omega_{K3}\omega_{K2} + S_{B3}\Delta f). \end{aligned} \quad (11)$$

Формули (10 - 11) є сумами основної похибки ДКШ (у разі відсутності вібрацій) та його додаткової інструментальної ВП.

Для того, щоб відділити додаткову вібраційну похибку, знайдемо вираз для основної похибки ДКШ, прийнявши у формулах для сумарної

похибки (10 - 11) значення характеристик вібрацій рівними нулю. У результаті отримаємо

$$\Delta_{OP} = \omega_0 + 0,5\lambda(f)k_1\delta_{1A}sign\omega_3\omega_{K3} + \sum_{n=2}^5 k_n\omega_{K3}^n + \sum_{i=1}^2 m_i\omega_{Ki} + \sum_{i=1}^2 m_{3i}\omega_{K3}\omega_{Ki}. \quad (12)$$

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

$$\Delta_B = \Delta_{BA} + \Delta_{BM}(\omega_{K3}) = \sum_{p=1}^5 \Delta_{0(p)} + \sum_{q=1}^3 \delta_{(q)}\omega_{K3}^q, \quad (13)$$

де Δ_{BA} - адитивна складова ВП, компоненти $\Delta_{0(p)}$ якої розраховуються за формулами:

$$\begin{aligned} \Delta_{0(1)}(\delta_{1A}) &= \lambda_{\Sigma}(f)\delta_{1A}(0,673k_1\omega_{B3} + 0,5\sigma_{B3}); \\ \Delta_{0(2)}(k_2) &= k_2(0,5\omega_{B3}^2 + \sigma_{B3}^2); \\ \Delta_{0(3)}(k_4) &= k_4(0,375\omega_{B3}^4 + \sigma_{B3}^4); \\ \Delta_{0(4)}(m_{31}) &= m_{31}(0,5\omega_{B3}\omega_{B1} + \sigma_{B3}^2); \\ \Delta_{0(5)}(m_{32}) &= m_{32}(0,5\omega_{B3}\omega_{B2} + \sigma_{B3}^2); \end{aligned} \quad (14)$$

Δ_{BM} - мультиплікативна складова ВП;

$\delta_{(q)}$ - лінійний, квадратичний та кубічний коефіцієнти мультиплікативної складовій ВП, числові значення яких визначаються виразами:

$$\begin{aligned} \delta_{(1)} &= k_3(1,5\omega_{B3}^2 + 3\sigma_{B3}^2) + k_5(1,875\omega_{B3}^4 + 5\sigma_{B3}^4); \\ \delta_{(2)} &= 3k_4(\omega_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2); \\ \delta_{(3)} &= 5k_5(\omega_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2); \end{aligned} \quad (15)$$

$\sigma_{B3} = \frac{1}{n} \sum_j^n \sqrt{\lambda_{\Sigma}(f)S_{B3j}\Delta f_j}$ - середньоквадратичне значення амплітуди

випадкової вібрації навколо осі чутливості ДКШ за час польоту;

$j = 1, \dots, n$ - номер діапазону частот Δf_j , для якого визначена спектральна щільність S_{B3j} ШСВ;

ω_{K3} - середня за час польоту величина проекції кутової швидкості ЛА, на який встановлено ДКШ, на вимірювальну вісь гіроскопа.

Формули (13 - 15) є математичною моделлю додаткової інструментальної похибки ДКШ під час дії на нього відповідно детермінованої та широкосмугової випадкової кутової вібрації. Із даних виразів видно, що інструментальна вібраційна похибка ДКШ в обох випадках має дві складові – адитивну і мультиплікативну. Адитивна складова ВП залежить від асиметрії коефіцієнта перетворення ДКШ, коефіцієнтів нелінійності його ФП парної степені і коефіцієнтів мультиплікативної перехресної чутливості. Мультиплікативна складова ВП залежить лише від коефіцієнтів нелінійності ФП датчика.

Отримана математична модель інструментальної ВП ДКШ дозволяє:

- на етапі проектування і виробництва ДКШ висунути вимоги до допустимих значень коефіцієнтів його ФП виходячи із вимог до допустимої вібраційної похибки ДКШ у польоті;
- для існуючих гіроскопів із відомими, за результатами їх статичних випробувань, числовими значеннями коефіцієнтів їх ФП (2) розрахувати числові оцінки складових ВП із метою подальшої алгоритмічної компенсації цієї похибки у польоті ЛА.

Для розрахунку інструментальної ВП ДКШ за моделлю (13 - 15) необхідно знати числові значення коефіцієнтів його ФП (2), характеристик вібрації та вимірюваної кутової швидкості, що входять в моделі (3 - 6).

Вимоги до коефіцієнтів функції перетворення ДКШ

Визначимо вимоги до коефіцієнтів ФП ДКШ (2), за виконанням яких додаткова вібраційна похибка цього ДКШ у польоті не перевищить допустиму ВП $[\Delta_B]$.

Аналіз виразів (13 - 15) показує, що складові ВП можуть мати різні знаки (визначаються знаками коефіцієнтів ФП ДКШ), 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 ДКШ будемо розглядати середньоквадратичну ВП $\Delta_{B(RMS)}$, яку представимо формулою

$$\Delta_{B(RMS)} = \sqrt{\Delta_{BA(RMS)}^2 + \Delta_{BM(RMS)}^2(a_{J3})},$$

$$\text{де } \Delta_{BA(RMS)} = \sqrt{\sum_{p=1}^5 \Delta_{0(p)}^2} \quad \text{і} \quad \Delta_{BM(RMS)}(a_{J3}) = \sqrt{\sum_{q=1}^3 (\delta_{(q)} a_{J3}^q)^2} \quad (16)$$

відповідно адитивна та мультиплікативна складові середньоквадратичної ВП гіроскопа.

Умову забезпечення заданої точності вимірювання кутової швидкості обертання ЛА за допомогою ДКШ сформулюємо так

$$\Delta_{B(RMS)} \leq [\Delta_B]. \quad (17)$$

Прийmemo, що складові ВП співвідносяться між собою таким чином

$$|\Delta_{BA(RMS)}| \approx 1,5 |\Delta_{BM(RMS)}| \approx 1,5\Delta, \quad (18)$$

тоді нерівність (17) може бути записана так

$$\Delta_{B(RMS)} \approx 1,8\Delta \leq [\Delta_B]. \quad (19)$$

Із (18) і (19) отримаємо наступні вимоги до допустимих величин модулів складових середньоквадратичної ВП гіроскопа $\Delta_{B(RMS)} \approx 1,8\Delta \leq [\Delta_B]$

$$|\Delta_{BA(RMS)}| \leq 0,83 [\Delta_B], \text{ і } |\Delta_{BM(RMS)}| \leq 0,55 [\Delta_B]. \quad (20)$$

Спочатку розглянемо виконання першої умови (20). Для цього прийmemo наступні співвідношення між величинами складових адитивної середньоквадратичної ВП гіроскопа (16)

$$|\Delta_{0(1)}| \approx |\Delta_{0(2)}| \approx |\Delta_{0(3)}| \approx \Delta_0, \quad |\Delta_{0(4)}| \approx |\Delta_{0(5)}| \approx 0,5\Delta_0. \quad (21)$$

Напишемо, із урахуванням (16) і (21), першу умову (20) у розгорнутому вигляді

$$|\Delta_{0(1)}| \approx |\Delta_{0(2)}| \approx |\Delta_{0(3)}| \leq 0,44 [\Delta_B], \quad |\Delta_{0(4)}| \approx |\Delta_{0(5)}| \leq 0,22 [\Delta_B]. \quad (22)$$

Сумісний розгляд формул (14) і (22) дозволяє отримати вимоги до коефіцієнтів функції перетворення ДКШ (2), за яких виконується перша умова (20):

$$|\delta_{1A}| \leq [\delta_{1A}] = \frac{0,44 [\Delta_B]}{0,673\omega_{B3} + 0,125\sigma_{B3}}; \quad |k_2| \leq [k_2] = \frac{0,44 [\Delta_B]}{0,5\omega_{B3}^2 + \sigma_{B3}^2};$$

$$|k_4| \leq [k_4]_{(A)} = \frac{0,44 [\Delta_B]}{0,375\omega_{B3}^4 + \sigma_{B3}^4}; \quad (23)$$

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

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

Далі розглянемо виконання другої умови (20) у разі наступних співвідношеннях між величинами складових мультиплікативної ВП ДКШ (16)

$$\left| \delta_{(2)} \langle \omega_{K3} \rangle^2 \right| \approx \left| \delta_{(3)} \langle \omega_{K3} \rangle^3 \right| \approx 0,5 \left| \delta_{(1)} \langle \omega_{K3} \rangle \right|,$$

де $\langle \omega_{K3} \rangle$ - середнє за час польоту значення вимірюваної проекції кутової швидкості обертання об'єкта, на який встановлено ДКШ, на вимірювальну вісь гіроскопа.

Друга умова (20) буде виконана, якщо лінійний $\delta_{(1)}$, квадратичний $\delta_{(2)}$ та кубічний $\delta_{(3)}$ коефіцієнти складових мультиплікативної ВП ДКШ (16) будуть задовольняти вимогам

$$\left| \delta_{(1)} \right| \leq \frac{0,49[\Delta_B]}{\langle \omega_{K3} \rangle}, \quad \left| \delta_{(2)} \right| \leq \frac{0,24[\Delta_B]}{\langle \omega_{K3} \rangle^2}, \quad \left| \delta_{(3)} \right| \leq \frac{0,24[\Delta_B]}{\langle \omega_{K3} \rangle^3}. \quad (24)$$

Із (15) отримаємо додаткові вимоги до коефіцієнтів ФП ДКШ (2) у разі виконання яких забезпечуються умови (24), а відповідно, і виконується друга умова (20):

$$\begin{aligned} |k_3| \leq [k_3] &= \frac{0,35[\Delta_B]}{\langle \omega_{K3} \rangle (1,5\omega_{B3}^2 + 3\sigma_{B3}^2)}; \\ |k_5| \leq [k_5]_{(M1)} &= \frac{0,35[\Delta_B]}{\langle \omega_{K3} \rangle (1,875\omega_{B3}^4 + 5\sigma_{B3}^4)}; \\ |k_4| \leq [k_4]_{(M)} &= \frac{0,24[\Delta_B]}{3\langle \omega_{K3} \rangle^2 (\omega_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2)}; \\ |k_5| \leq [k_5]_{(M2)} &= \frac{0,24[\Delta_B]}{5\langle \omega_{K3} \rangle^3 (\omega_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2)}, \end{aligned} \quad (25)$$

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

Сумісне виконання вимог (23) і (25) до коефіцієнтів ФП ДКШ (2) на етапах його проектування і виробництва забезпечить визначену умовою (17) точність вимірювання кутової швидкості обертання ЛА за допомогою ДКШ.

Фактичні значення коефіцієнтів ФП ДКШ (2) визначаються на етапі його приймально-сдавальних випробувань, наприклад, за методом викладеним у [8] для експериментального визначення аналогічних коефіцієнтів ФП акселерометрів.

Висновки

Математична модель (13 - 15) додаткової інструментальної ВП датчика кутової швидкості під час дії на нього детермінованої та ширококутової випадкової кутової вібрації із боку ЛА дозволяє як розраховувати величину цієї похибки в умовах польоту для конкретного ДКШ (пряма задача аналізу), так і вибирати, із існуючих на ринку, ДКШ за значеннями коефіцієнтів його функції перетворення виду (2), виходячи із забезпечення заданої точності вимірювання кутової швидкості обертання конкретного ЛА за допомогою цього ДКШ (зворотна задача синтезу).

Виконання вимог (23) і (25) до коефіцієнтів статичної ФП (1) ДКШ на етапах його проектування і виробництва забезпечує визначену умовою (7) точність вимірювання кутової швидкості обертання конкретного ЛА за допомогою цього ДКШ.

Подальші дослідження ВП датчиків кутової швидкості доцільно спрямувати на:

- розробку математичних моделей методичної ВП цих датчиків, враховуючі особливості принципу їх дії і кінематичних схемами (КС) їх побудови. Це дозволить, разом із викладеними у статті результатами, отримати повну математичну модель сумарної ВП конкретних (побудованих за відповідними принципами дії і КС) ДКШ у реальних умовах польоту ЛА;
- створення ефективних методів та стендового обладнання для експериментального визначення, як коефіцієнтів нелінійної ФП (2) ДКШ, із метою подальшого розрахунку значення інструментальної ВП цього ДКШ за формулами (13 - 15), так і результуючого значення сумарної ВП ДКШ в умовах вібраційних впливів на ДКШ, адекватних вібраціям ЛА у польоті.

Список використаної літератури

1. Солунин В. Л. Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов сухопутных войск / В. Л. Солунин. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2001. 328 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 ІХХ С-Пб. международной конф. по интегрированным навигационным системам. – С-Пб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2012 – С. 68-77.
3. 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. – 55 с.

4. Коновалов С. Ф. Теория виброустойчивости акселерометров / С. Ф. Коновалов – М.: Машиностроение, 1993. – 272 с.
5. 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.
6. Черняк М. Г. Підвищення точності навігаційного акселерометра в умовах ракетного польоту / М. Г. Черняк // Інформаційні системи, механіка та керування.- научн.-техн. збірник.- Київ, 2018.- Вип. 19.– С. 5-21.
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.