УДК 528.563
DOI: 10.15587/2312-8372.2016.85452

Безвесільна О. М.,
Ткачук А. Г.,
Гуменюк А. А.,
Нечай С. О.

РОЗРАХУНОК ТА АНАЛІЗ СТАТИЧНИХ ПОХИБОК ДВОГІРОСКОПНОГО ЧУТЛИВОГО ЕЛЕМЕНТА

Розглянуто новий двогіроскопний чутливий елемент, який може бути використаний як у складі автоматизованих авіаційних гравіметричних систем, так і як основний вимірювальний пристрій стабілізаторів озброєння. Визначено та проаналізовано рівняння руху та статичні похибки одногіроскопного та двогіроскопного приладів. Встановлено основні переваги нового розробленого приладу над існуючими аналогами.

Ключові слова: *гіроскоп, гравіметр, авіаційна гравіметрична система, стабілізатор, чутливий елемент.*

1. Вступ

Сьогодні актуальним для реалізації задач у геодезії, геофізиці, геодинаміці є високоточне вимірювання параметрів гравітаційного поля Землі — гравітаційного прискорення g та його аномалії Δg. Інформацію про гравітаційне поле Землі також використовують у авіаційній техніці (корекція систем інерціальної навігації ракет, літаків), у військовій галузі для розробки стабілізаторів тощо.

На літаках вимірюють Δg у важкодоступних районах Землі зі швидкістю, значно більшою, ніж швидкість наземних вимірювань. З цією метою використовують авіаційні гравіметричні системи (АГС), чутливим елементом яких є гравіметр.

На сьогодні існує багато видів гравіметрів АГС, принцип роботи яких ґрунтується на різних фізичних явищах.

На кафедрі приладобудування Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського» (Україна) ведуться розробки нових типів чутливих елементів — двоканальні та трикоординатні п'єзоелементи, двогіроскопні прилади (ДГ) на основі гіроінтегратора лінійних прискорень (ГІЛП), які можуть бути використані як у складі АГС, так і у складі стабілізаторів озброєння як чутливі елементи для вимірювання прискорення.

Стабілізатор озброєння — технічний пристрій, що здійснює стабілізацію прицілювання зброї при переміщенні (русі, хитавиці) платформи, на якій цю зброю встановлено. Стабілізатор озброєння призначений для спрощення прицілювання при русі платформи і підвищення точності вогню з ходу. Широко поширений в сучасній бронетехніці і корабельній артилерії.

Технічно стабілізатор являє собою набір датчиків і обчислювальний комплекс, з'єднаний з приводом гармати. На підставі показників датчиків визначаються параметри переміщення платформи і видаються керуючі команди приводу гармати, який компенсує відхилення.

Стабілізатори озброєння застосовуються в системах управління вогнем різних бойових модулів для багатьох зразків бронетехніки. Такі стабілізатори є на всіх видах бронемашин, що сьогодні перебувають на озброєнні у війську. Принципово нові стабілізатори, які виготовляють на ПАТ «НВО «Київський завод автоматики ім. Г. І. Петровського» (Україна), можуть застосовуватися при модернізації наявних та розробці нових легко броньованих бойових машин БТР, БМП, БМД тощо. Так, розробки Київського заводу автоматики встановлюються на такі зразки бронетехніки українського виробництва, як БТР-3Е1 та БТР-4, і добре зарекомендували себе в бойових умовах.

Збурюючі впливи перехресних кутових швидкостей основи і кутової швидкості обертання Землі (тільки остання похибка становить $584 \cdot 10^{-5}$ м/с^2) суттєво впливають на точнісні характеристики чутливого елементу стабілізатора озброєння ЛБТ.

Для високоточних вимірювань параметрів руху стабілізатора озброєння легкої броньованої техніки (ЛБТ), корекції інерціальних навігаційних систем по гравітаційному полю Землі та інших прецизійних задач наявність означених вище похибок неприпустима.

Тому підвищення точності вимірювань чутливого елемента стабілізатора озброєння (СО) ЛБТ шляхом компенсації похибок від впливу перехресних кутових швидкостей основи і кутової швидкості обертання Землі (величина цих похибок значно більше $584 \cdot 10^{-5}$ м/с^2) є актуальним.

2. Об'єкт дослідження та його технологічний аудит

Об'єкт дослідження — новий двогіроскопний прилад (ДГ) на основі гіроінтегратора лінійних прискорень (ГІЛП).

Новий двогіроскопний прилад складається із тристепеневого гіроскопа, розташованого у внутрішній та зовнішній рамках, забезпеченого системами міжрамкової корекції, що містять розташований на осі внутрішньої рамки гіроскопа датчик кута (ДК) і підключений до його виходу датчик моменту (ДМ). У конструкцію додатково введено ідентичний першому тристепеневий гіроскоп, ротор якого обертається в протилежний бік від основного гіроскопа. Додатковий гіроскоп також забезпечують аналогічними системами корекції [1].

У ДГ формуються два вихідні сигнали f_z та f_x лінійного прискорення як сума сигналів з ДК двох гіроскопів.

Розглянутий ДГ забезпечує вищу точність вимірювань, ніж з одногіроскопним гравіметром завдяки компенсації похибок внаслідок перехресних кутових швидкостей та кутової швидкості обертання Землі.

3. Мета та задачі дослідження

Метою роботи є отримання рівняння руху двогіроскопного приладу на основі ГІЛП і аналіз його похибок.

Для досягнення поставленої мети необхідно виконати такі задачі:

1. Проаналізувати рівняння руху для гіроскопа.
2. Провести дослідження статичних та інструментальних похибок одногіроскопного приладу (ОГ).
3. Провести дослідження статичних та інструментальних похибок ДГ.

4. Аналіз літературних даних

Проведені дослідження показали, що великий внесок у теорію і практику чутливих елементів для вимірювання прискорення сили тяжіння, датчиків кутової швидкості, систем стабілізації було зроблено рядом вчених.

Авторами роботи [2] запропоновано використовувати метод кватерніонів для компенсації похибок гіроскопів, що є альтернативою до методу, що розглядається.

У [3] проведено аналіз рівняння руху АГС, чутливим елементом якої є гіроскопічний гравіметр. Узагальнено теорію і принципи побудови прецизійних гіроскопічних гравіметрів. Описано проведені експериментальні дослідження АГС з використанням гіроскопічного гравіметра з цифровою обробкою інформації та проаналізовано його похибки.

У роботах [4, 5] наведено результати експериментальних досліджень МЕМС-гіроскопів.

У [6] надано рекомендації щодо температурної компенсації у конструкціях гіроскопів для зменшення їх інструментальних похибок.

Автором статті [7] приведено результати моделювання роботи ГІЛП та вказано його недоліки.

У [8] авторами проаналізовано методи компенсації похибок гіроскопічного гравіметра у складі АГС.

У [9, 10] описано роботу п’єзоелектричного гіроскопа і принцип стеження за резонансною частотою. Досліджено залежність зміни резонансної частоти від впливу температури зовнішнього середовища.

5. Матеріали та методи досліджень

При дослідженні нового ДГ були задіяні наступні методи дослідження:

- аналіз науково-технічної літератури та патентних баз даних;
- аналіз принципу дії ДГ для виведення його математичної моделі;
- методи теорії випадкових процесів для аналізу точності нового ДГ;
- теоретичні дослідження ДГ із урахуванням діючих на нього параметрів зовнішнього збурення;
- теорія синтезу вимірювальних інформаційних систем для проведення математичного моделювання роботи ДГ.

6. Результати досліджень

Отримаємо рівняння руху для одного з гіроскопів ДГ [1]:

$$\begin{aligned}&\alpha(p)=\left[n_2 p\left(M_1-ml\,g_x\right)-\left(Hp+k_1\right)\left(M_2-ml\,g_z\right)\right]\times\\&\times\left[n_1 n_2 p^2-\left(Hp+k_1\right)\left(Hp+k_2\right)\right]^{-1};\\&\beta(p)=\left[n_1 p\left(M_2-ml\,g_z\right)-\left(Hp+k_2\right)\left(M_1-ml\,g_x\right)\right]\times\\&\times\left[n_1 n_2 p^2-\left(Hp+k_1\right)\left(Hp+k_2\right)\right]^{-1},\end{aligned}\qquad(1)$$

де α — кут повороту зовнішньої рамки відносно об’єкта; β — кут повороту кожуха гіроскопа відносно зовнішньої рамки; H — кінетичний момент гіроскопа; k_1, k_2 — коефіцієнти, що дорівнюють добутку передаточних коефіцієнтів відповідних ДК і ДМ каналів корекції і вимірювання відповідно.

Проведемо дослідження статичних та інструментальних похибок одногіроскопного приладу (ОГ).

Для аналізу похибок ОГ треба дотримуватись такої їх класифікації: залежно від чинників, що зумовлюють похибки, — методичні, інструментальні; за характером впливу — статичні, динамічні; залежно від повторюваності похибок — випадкові, систематичні.

Дослідимо роботу ОГ у разі, коли збурюючий вплив — це сигнал, що повільно змінюється. Це дає змогу обмежитися аналізом статичних похибок ОГ. Запишемо вираз усталеного кута $\alpha_{\text{уст}}$ повороту гіроскопа навколо осі зовнішньої рамки, скориставшись рівняннями (1):

$$\alpha_{\text{уст}}=\frac{mlg-ml\left(w_x\alpha-w_y\right)\beta-mlw_z-B\left(\dot{\omega}_x+\dot{\omega}_y\alpha\right)+H\omega_z-H\omega_y\beta\pm M_{B_2}}{k_2}.\qquad(2)$$

З виразу (2) визначимо корисний сигнал ОГ при таких параметрах [1, 2]:

$$ml=10^{-4}\ \text{кг}\cdot\text{с}^2;\quad k_2=5\cdot10^{-3}\ \text{кг}\cdot\text{м};\quad g=9{,}81\ \text{м/с}^2;$$

$$\alpha_{\text{кор}}=\frac{mlg}{k_2}=0{,}2\ \text{рад}.$$

Похибка від інерційного моменту:

$$-ml\left(w_x\sin\alpha-w_y\cos\alpha\right)\beta$$

характеризує вплив прискорень, що діють уздовж осей, перпендикулярних до осі чутливості. Абсолютне значення цієї похибки отримаємо на підставі (2) за формулою:

$$\begin{aligned}\Delta_1&=\frac{ml}{k_2}\sqrt{w_x^2+w_y^2}\,\sin\left(\alpha-\sigma_1'\right)\beta=\\&=\frac{ml}{k_2}\sqrt{w_x^2+w_y^2}\left[\cos\left(\alpha-\sigma_1'-\beta\right)-\cos\left(\alpha-\sigma_1'+\beta\right)\right],\end{aligned}$$

де $\sigma_1'=\operatorname{arctg}\dfrac{w_y}{w_x}$.

Зведена відносна похибка ОГ:

$$\delta_1=\frac{\Delta_1}{\alpha_{\text{кор}}}\cdot100\ \%.\qquad(3)$$

Визначимо похибки Δ_1 і δ_1, при таких параметрах приладу і збурень [7]:

$$ml = 10^{-4}\ \text{кг/см}^2;\quad k_2 = 5\cdot 10^{-3}\ \text{кг}\cdot\text{м};$$

$$w_x^2 + w_y^2 = 10\ \text{м}^2/c^4;$$

$$\beta = 0{,}125\times 10^{-4}\ \text{рад};\quad \sin(\alpha - \sigma_1') = 1.$$

У цьому випадку $\Delta_1 = 2{,}2\cdot 10^{-6}$ рад, $\delta_1 = 1{,}1\cdot 10^{-3}$ %. Отже, навіть за несприятливих умов аналізу вказані похибки ОГ дуже малі.

З виразу (3) видно, що похибки ОГ, спричинені перехресними горизонтальними прискореннями, можна зменшити, збільшуючи передаточний коефіцієнт k_2 каналу вимірювання, зменшуючи маятниковість ml та підвищуючи точність стабілізації осі чутливості приладу у положення вертикалі місця (коли кут β прямує до нуля).

Вказану похибку ОГ можна вважати близькою до нуля, якщо:

1) $\beta = 0 \pm \pi n$, де $n = 1, 2, \ldots$ (треба зазначити, що в разі використання ідеальної системи стабілізації кут β лишається близьким до нуля);

2) $\alpha = \sigma_1'$;

3) при вимірюваннях обчислювати середнє значення $\bar{\Delta}_1$, для періоду усереднення $\tau = 2\pi n$. У цьому разі:

$$\bar{\Delta}_1 = \frac{ml}{k_2}\frac{1}{\tau}\sqrt{\bar{w}_x^2 + \bar{w}_y^2}\times$$
$$\times\left[\overline{\cos}(\alpha - \sigma_1' - \beta) - \overline{\cos}(\alpha - \sigma_1' + \beta)\right] = 0,$$

оскільки $\cos(\alpha - \sigma_1' \pm \beta)$ є функцією, період якої 2π.

Отже, розглядуваний ОГ має нульове середнє значення статичної похибки при впливі на нього горизонтальних перехресних прискорень w_x і w_y. У цьому полягає подібність даного приладу і ГІЛП і вигідна відмінність даного приладу від ГС і ГАЛ-С, які потребують уведення у вимірювальну систему спеціальної поправки для урахування впливу горизонтальних прискорень.

Внаслідок проведеного аналізу можна зробити висновок про те, що під час вимірювань з указаним ОГ у статичних умовах і мінімальним кутом β, обравши максимально можливий коефіцієнт k_2, середнє значення похибки від перехресних горизонтальних прискорень можна вважати близьким до нуля. Отже, їх впливом на роботу приладу можна знехтувати.

Абсолютна і зведена відносна похибка ОГ від інерційного моменту $-B(\dot{\omega}_x\cos\alpha + \dot{\omega}_y\sin\alpha)$:

$$\Delta_2 = \frac{B}{k_2}\sqrt{\dot{\omega}_x^2 + \dot{\omega}_y^2}\cos(\alpha - \sigma_2'), \tag{4}$$

де:

$$\sigma_2' = \operatorname{arctg}\frac{\dot{\omega}_y}{\dot{\omega}_x};$$

$$\delta_2 = \frac{\Delta_2}{\alpha_{\text{кор}}}100\ \%. \tag{5}$$

За формулами (4), (5) визначимо можливі значення вказаних похибок для таких параметрів [2–8]:

$$B = 0{,}55\cdot 10^{-5}\ \text{кг}\cdot\text{м}\cdot\text{с}^2;\quad \dot{\omega}_x = 5\cdot 10^{-5}\ \text{с}^{-2};$$

$$\dot{\omega}_y = 10^{-5}\ \text{с}^{-2};\quad \alpha = \sigma_2';\quad k_2 = 5\cdot 10^{-3}\ \text{кг}\cdot\text{м}.$$

У цьому разі $\Delta_2 = 0{,}55\cdot 10^{-7}$ рад, $\delta_2 = 2{,}75\cdot 10^{-5}$ %, тобто є дуже малими.

З виразів (4), (5) видно, що для зменшення похибок Δ_3, δ_3 треба збільшити передаточний коефіцієнт k_2 каналу вимірювання, зменшити момент інерції B та збільшити точність стабілізації по всіх трьох кутових координатах. Зазначимо, що, оскільки об'єкт стабілізується по всіх трьох кутових координатах, то прирощення ω_x і ω_y спричинені тільки динамічними похибками системи стабілізації. Накопичення швидкостей ω_x та ω_y не відбувається.

З формул (4), (5) видно, що середнє значення похибки Δ_2 за інтервал усереднення $\tau = 2\pi n$ (де $n = 1, 2, \ldots$) близьке до нуля. Крім того, при $\alpha = \operatorname{arctg}\frac{\dot{\omega}_y}{\dot{\omega}_x}$ вказана похибка також дорівнює нулю. Враховуючи це, впливом інерційного моменту $B(\dot{\omega}_x\cos\alpha + \dot{\omega}_y\sin\alpha)$ на роботу ОГ у статичних умовах можна знехтувати.

Похибки від переносної, щодо приладу, кутової швидкості ω_y описують формули:

$$\Delta_3 = \frac{H}{k_2}\omega_y\beta\cos\alpha; \tag{6}$$

$$\delta_3 = \frac{\Delta_3}{\alpha_{\text{кор}}}100\ \%. \tag{7}$$

Визначимо можливі похибки ОГ, спричинені ω_yк при таких параметрах [2–8]:

$$H = 2\cdot 10^{-3}\ \text{кг}\cdot\text{м}\cdot\text{с};\quad k_2 = 5\cdot 10^{-3}\ \text{кг}\cdot\text{м};$$

$$\omega_y = 3\cdot 10^{-4}\ \text{с}^{-1};\quad \beta = 1{,}5\cdot 10^{-4}\ \text{рад};\quad \alpha = 0.$$

У цьому випадку $\Delta_3 = 1{,}7\cdot 10^{-8}$ рад, $\delta_3 = 8{,}5\cdot 10^{-6}$ %, тобто дуже малі.

Як видно з виразів (6) і (7), зменшити похибки Δ_3, δ_3 можна, збільшуючи або зменшуючи H, підвищуючи точність стабілізації осі чутливості ОГ.

Оскільки об'єкт стабілізується по всіх трьох кутових координатах, то під час всієї роботи приладу кут β утримують близьким до нуля. Крім того, як і в попередньому випадку, середнє значення похибки $\bar{\Delta}_3$ за інтервал усереднення $\tau = 2\pi n$ (де $n = 1, 2, \ldots$) близьке до нуля.

З урахуванням викладеного вище, вказаною похибкою у статичному режимі роботи ОГ можна знехтувати.

Абсолютну і зведену відносну похибки ОГ від інерційного моменту mlw_z можна визначити за формулами:

$$\Delta_4 = \frac{ml}{k_2}w_z; \tag{8}$$

$$\delta_4 = \frac{\Delta_4}{\alpha_{\text{кор}}}100\ \%. \tag{9}$$

Вертикальна складова інерційного прискорення w_z разом із прискоренням сили ваги (корисним сигналом) безпосередньо сприймається ОГ, тому вплив w_z слід враховувати.

Вертикальне прискорення w_z визначається виразом:

$$w_z = w_z' - \frac{\nu_{y\text{ш}}^2 + \nu_{x\text{ш}}^2}{r+h} - 2\omega_3 \nu_{y\text{ш}} \cos\varphi.$$

Прийнявши вертикальне прискорення літака відносно Землі w_z' рівним нулю, можна визначити:

$$w_z = w_z' - \frac{\nu_{y\text{ш}}^2 + \nu_{x\text{ш}}^2}{r+h} - 2\omega_3 \nu_{y\text{ш}} \cos\varphi. \quad (10)$$

Розглянемо рух літака на схід k = 90° з лінійною швидкістю $\nu = 200$ м/с на широті φ = 0°. Для визначення w_z висотою літака h, порівняно з геоцентричним радіусом Землі r, можна знехтувати. Приймемо, що швидкість обертання Землі $\omega_3 = 7{,}29 \cdot 10^{-5}$ с$^{-1}$.

Знайдемо $\nu_{y\text{ш}} = 200$ м/с, $\nu_{x\text{ш}} = 0$ м/с. Згідно з (10) маємо $w_z = -0{,}035$ м/с^2. За формулами (7) і (8) знаходимо: $\Delta_4 = 7 \cdot 10^{-4}$ рад, $\delta_4 = 0{,}35\,\%$.

Як видно з виразів (8), (9), вказані похибки ОГ можна зменшити збільшенням передаточного коефіцієнта k_2 каналу вимірювання і зменшенням маятниковості приладу.

Похибки від переносної (відносно приладу) кутової швидкості ω_z визначаються формулами:

$$\Delta_5 = \frac{H}{k_2}\omega_3,$$

$$\delta_5 = \frac{\Delta_5}{\alpha_{\text{кор}}} 100\,\%. \quad (11)$$

Знайдемо аналітичний вираз похибки Δ_5. Для цього врахуємо, що вертикальна складова переносної кутової швидкості осей $xOyz$, зумовлена обертанням Землі та власним рухом об'єкта:

$$\omega_z = \omega_3 \sin\varphi + \frac{\nu_{y\text{ш}}}{r}\operatorname{tg}\varphi. \quad (12)$$

Відомо, що:

$$\nu_{y\text{ш}} = r\dot{\lambda}\cos\varphi,$$

де $\dot{\lambda}$ — швидкість зміни довготи.

Тоді, з урахуванням:

$$\frac{\nu_{y\text{ш}}}{r}\operatorname{tg}\varphi = \dot{\lambda}\sin\varphi,$$

вираз (11) можна представити у вигляді:

$$\omega_z = \left(\omega_3 + \dot{\lambda}\right)\sin\varphi.$$

У загальному випадку руху об'єкт ще повертається навколо осі Oz з кутовою швидкістю $\dot{k}$, тоді:

$$\omega_z = \left(\omega_3 + \dot{\lambda}\right)\sin\varphi + \dot{k}, \quad (13)$$

де k — курсовий кут у площині горизонту, відлічуваний за рухом годинникової стрілки від напрямку на північ до поздовжньої осі об'єкта.

З урахуванням (13), запишемо вираз (11) у вигляді:

$$\Delta_5 = \frac{H}{k_2}\left[\left(\omega_3 + \dot{\lambda}\right)\sin\varphi + \dot{k}\right]. \quad (14)$$

Відповідне середнє значення абсолютної похибки $\overline{\Delta}_5$ становить:

$$\begin{aligned}(t_2 - t_1)\overline{\Delta}_5 = {} & \frac{H}{k_2}\left[k(t_2) - k(t_1)\right] + \\ & + \frac{H}{k_2}\int_{t_1}^{t_2} \omega \; \sin\varphi(t)dt + \frac{H}{k_2}\int_{t_1}^{t_2} \dot{\lambda}(t)\sin\varphi(t)dt,\end{aligned} \quad (15)$$

де $t_2 - t_1 = \tau$ — інтервал усереднення.

Знайдемо числові значення членів виразу (14) при таких параметрах:

$$H = 2 \cdot 10^{-3} \text{ кг} \cdot \text{м} \cdot \text{с}; \quad k_2 = 5 \cdot 10^{-3} \text{ кг} \cdot \text{м};$$

$$\omega_y = 7{,}29 \cdot 10^{-5} \text{ с}^{-1}.$$

Максимальне значення члена $\frac{H\omega_3 \sin\varphi}{k_2}$, яке відповідає φ = 90°, становить $2{,}92 \cdot 10^{-5}$ рад.

Очевидно, що при сталому значенні ω_3 і заданому $\frac{H}{k_2}$ похибка обчислення вказаного члена залежить від похибки визначення φ. Вважаючи, що похибка обчислення $\frac{H\omega_3 \sin\varphi}{k_2}$ має бути не більшою за $0{,}01\,\% = 2{,}92 \cdot 10^{-7}$ рад, легко підрахувати, що похибка визначення широти має не перевищувати 0,5°.

Похибка визначення широти менша за 0,5°, якщо замінити $\int_{t_1}^{t_2} \sin\phi(t)dt$ середнім значенням $\overline{\sin\varphi}$ для інтервалу усереднення $(t_2 - t_1)$. Крім того, оскільки польоти відбуваються зі сталою швидкістю, то середнє значення $\overline{\varphi}$ відповідає середині інтервалу (t_2, t_1) і $\overline{\sin\varphi}$ несуттєво відрізняється $\sin\overline{\varphi}$, тому:

$$\frac{H}{k_2}\int_{t_1}^{t_2} \omega_3 \sin\varphi dt = \frac{H}{k_2}\omega_3 \sin\overline{\varphi}(t_2 - t_1).$$

Як було встановлено раніше, чутливість вимірювальної системи до похибок вимірювання широти максимальна під час руху літака в середніх широтах. Тому визначимо член $\dot{\lambda}\sin\varphi$ при φ = 65° і $\nu_{y\text{ш}} = 234$ м/с, $r = 6{,}4 \cdot 10^6$ м:

$$\dot{\lambda}\sin\varphi = 7{,}3 \cdot 10^{-5} \text{ с}^{-1}.$$

Отже, $\dot{\lambda}\sin\varphi$ при заданих параметрах руху дорівнює кутовій швидкості обертання Землі. Максимальне значення члена $\frac{H\omega_3 \sin\varphi}{k_2}$ становить $2{,}92 \cdot 10^{-5}$ рад.

Якщо брати інтеграл від $\dot{\lambda}(t)$ для коротких інтервалів часу, які можна вважати сталими, то можна скористатися рівнянням:

$$\frac{H}{k_2}\int_{t_1}^{t_2}\dot{\lambda}(t)\sin\varphi(t)dt = \frac{H}{k_2}\left[\lambda(t_2)-\lambda(t_1)\right]\sin\bar{\varphi},$$

де φ — добирається як середина інтервалу усереднення.

Як було встановлено [1]: під час випробувальної програми слід обирати маршрут польоту або вздовж паралелі (у цьому випадку широта — майже стала, тому при розрахунках можна використовувати задане φ), або вздовж меридіана (в цьому разі можна застосовувати розкладення у ряд для відносно грубої апроксимації $\sin\bar{\varphi}$). При зведенні польотних даних для обчислення $\bar{\varphi}$ слід використовувати середню точку інтервалу (t_2, t_1).

Запишемо вираз (15) в остаточному вигляді:

$$\Delta_5 = \frac{H}{k_2}\left[\frac{k(t_2)-k(t_1)}{t_2-t_1} + \omega_3\sin\bar{\varphi} + \frac{\lambda(t_2)-\lambda(t_1)}{t_2-t_1}\sin\bar{\varphi}\right]. \quad (16)$$

Обчислимо $\bar{\Delta}_5$, $\bar{\delta}_5$, коли $\dot{k}=0$, для наведених вище параметрів. У цьому разі $\bar{\Delta}_5 = 5{,}8\cdot10^{-5}$ рад $= 584$ мГл та $\bar{\delta}_5 = 2{,}92\cdot10^{-2}$ %.

Отже, похибка ОГ, спричинена ω_z велика порівняно з іншими статичними похибками, її треба враховувати введенням поправки в рівняння руху ІВС.

З виразу (16) видно: для того щоб зменшити похибку від переносної кутової швидкості навколо осі зовнішньої рамки, треба зменшити кінетичний момент H гіроскопа або збільшити передаточний коефіцієнт каналу вимірювань k_2. Останнє є більш бажаним, оскільки в цьому разі не треба змінювати конструкцію приладу та модифікувати ланцюг живлення гіромотора.

Порівняємо вказану похибку ОГ з аналогічною похибкою приладу типу ГІЛП, в якому:

$$\Delta_{5\text{ГІЛП}} = \frac{H}{ml}\left[\left(\omega_3+\dot{\lambda}\right)\sin\varphi + \dot{k}\right].$$

Тому зменшити вказану похибку можна за рахунок зміни або конструкції (збільшення маятниковості ml), або ланцюга живлення гідромотора (зменшення H).

6.1. Похибки одногіроскопного приладу. Як видно з виразу (2), абсолютна і відносна похибки ОГ, зумовлені залишковим моментом сил сухого тертя по осі підвісу кожуха гіроскопа, визначаються рівностями:

$$\Delta_6 = \frac{M_{m2}}{k_2}; \quad (17)$$

$$\delta_6 = \frac{\Delta_6}{\alpha_{\text{кор}}}100\ \%, \quad (18)$$

де вважаємо $M_{2m}sign\dot{\beta} = M_{m2} = 1$.

Як видно з виразів (17), (18), вказані похибки можна зробити як завгодно малими шляхом збільшення передаточного коефіцієнта каналу вимірювання. Враховуючи також поплавковий тип приладу, можна зробити висновок, що похибка від залишкового моменту сил сухого тертя дуже мала, тому в подальшому нею будемо нехтувати.

Абсолютна похибка ОГ, спричинена нестабільністю передаточного коефіцієнта, визначається формулою:

$$\Delta_7 = \Delta s,$$

де Δs — абсолютне відхилення передаточного коефіцієнта від його номінального значення.

За відомим правилом повного диференціала:

$$\Delta s = \frac{\partial s}{\partial l}\Delta l, \quad (19)$$

де Δl — максимально допустиме відхилення l від її номінального значення.

Враховуючи, що $\frac{\partial s}{\partial l} = \frac{m}{k_2}$ дістанемо вираз (19) у вигляді:

$$\Delta_7 = \Delta s = \frac{m}{k_2}\Delta l. \quad (20)$$

Зведена відносна похибка ОГ:

$$\delta_7 = \frac{\Delta_7}{\alpha_{\text{кор}}}100\ \%. \quad (21)$$

За допустимим відхиленням Δs можна знайти відповідне допустиме значення Δl і навпаки. Наприклад, визначимо Δ_7 і δ_7 для таких параметрів:

$$m = 10^{-2}\ \text{кг}\cdot\text{с}^2/\text{м};\quad k_2 = 5\cdot10^{-3}\ \text{кг}\cdot\text{м};\quad \Delta l = 1\cdot10^{-7}\ \text{м}.$$

Тоді $\Delta_7 = 2\cdot10^{-7}$ рад, $\delta_7 = 1\cdot10^{-4}$ %.

Як видно з виразів (20), (21), вказані похибки ОГ можна зменшити збільшенням передаточного коефіцієнта k_2 каналу вимірювання зменшенням маси гіровузла, підвищенням точності балансування гіровузла.

Однією з переваг досліджуваного ОГ є те, що передаточний коефіцієнт його $s = \frac{ml}{k_2}$ не залежить від кінетичного моменту гіроскопа, і отже, нестабільність останнього не впливає на точність роботи ОГ. Нестабільність передаточного коефіцієнта ОГ пов'язана лише з нестабільністю зміщення l центра ваги гіромотора.

Порівняємо розглянуту вище похибку ОГ з аналогічною похибкою приладу типу ГІЛП. Похибка від нестабільності передаточного коефіцієнта в ГІЛП є основною інструментальною похибкою, оскільки може досягати порівняно великих значень. Передаточний коефіцієнт ГІЛП:

$$s' = \frac{ml}{H} = \frac{ml}{J\dot{\gamma}}, \quad (22)$$

де J — осьовий момент інерції ротора.

Абсолютна похибка внаслідок нестабільності передаточного коефіцієнта приладу типу ГІЛП:

$$\Delta_7' = \Delta s' = \frac{\partial s}{\partial l}\Delta l + \frac{\partial s}{\partial J}\Delta J + \frac{\partial s}{\partial\dot{\gamma}}\Delta\dot{\gamma}, \quad (23)$$

де Δl, ΔJ, $\Delta\dot{\gamma}$ — максимально допустимі відхилення l, J, $\dot{\gamma}$ від їхніх номінальних значень.

Під час вимірювань іноді виникає потреба за відомим допустимим значенням нестабільності передаточного коефіцієнта $\Delta s'$ знайти максимальні допустимі відхилення параметрів, що визначають цю нестабільність.

ISSN 2226-3780

Оцінимо допустимі максимальні відхилення параметрів ГІЛП від власних номінальних значень при таких параметрах:

$$H = 3\cdot 10^{-3} \text{ кг}\cdot\text{м}\cdot\text{с}; \quad \dot{\gamma} = 400 \text{ с}^{-1};$$

$$J = \frac{H}{\dot{\gamma}} = 0{,}78\cdot 10^{-5} \text{ кг}\cdot\text{м}\cdot\text{с}^2; \quad ml = 2{,}25\cdot 10^{-4} \text{ кг}\cdot\text{с}^2/\text{м};$$

$$s = 0{,}75 \text{ с/м}; \quad \Delta s = 2\cdot 10^{-2}\ \% = 1{,}5\cdot 10^{-4} \text{ с/м}.$$

Зведемо добуті значення:

Коефіцієнти впливу параметрів на інструментальну похибку:

$$\left|\frac{\partial s}{\partial l}\right| = \frac{m}{J\dot{\gamma}} = 7{,}2 \text{ с/м}^2;$$

$$\left|\frac{\partial s}{\partial J}\right| = \frac{m}{J^2\dot{\gamma}} = 9{,}25\cdot 10^3 \left(\text{кг}\cdot\text{м}^2\cdot\text{с}\right)^{-1};$$

$$\left|\frac{\partial s}{\partial \dot{\gamma}}\right| = \frac{m}{J^2\dot{\gamma}^2} = 23{,}2 \text{ с}^2/\text{м}.$$

За цими даними визначимо максимальні допустимі відхилення параметрів від номінальних значень, що визначають інструментальну похибку Δ_7' ГІЛП:

— $|l| = 0{,}209\cdot 10^{-4}$ м — зміщення центра ваги гіромотора вздовж осі власного обертання гіроскопа;

— $|J| = 1{,}625\cdot 10^{-8}$ кг·м·с^2 — осьовий момент інерції ротора гіромотора;

— $|\dot{\gamma}| = 0{,}646\cdot 10^{-4}$ с$^{-1}$ — кутова швидкість власного обертання гіроскопа.

З виразів (22), (23) випливає: для зменшення вказаної похибки в ГІЛП можна зменшувати маятниковість (це пов'язане зі зміною конструкції приладу) або збільшувати кінетичний момент (через модифікацію ланцюга живлення гіромотора). Бачимо, що вимоги до підтримки стабільності осьового моменту інерції J та кутової швидкості власного обертання $\dot{\gamma}$ дуже жорсткі.

У досліджуваного ОГ інструментальна похибка, спричинена нестабільністю передаточного коефіцієнта, залежить тільки від нестабільності зміщення центра ваги гіромотора, в той час як у ГІЛП вказана похибка залежить ще й від нестабільності кінетичного моменту, а звідси — від можливих змін осьового моменту інерції J ротора і, особливо, кутової швидкості $\dot{\gamma}$ власного обертання гіроскопа.

Інші типи інструментальних похибок ОГ можна визначити методами, застосовуваними для обчислення відповідних інструментальних похибок ГІЛП.

Проаналізуємо роботу розглядуваного ОГ з огляду на результати дослідження його статичних й інструментальних похибок (табл. 1) (знаками «↓», «↑» позначено відповідно зменшення, збільшення параметрів).

Таблиця 1

Статичні похибки одногіроскопного приладу

Джерело статичної похибки	Похибка: абсолютна Δ_i $(i = 1,\ldots,7)$, рад	Похибка: відносна $\delta_i = \dfrac{\Delta_i}{\alpha_{\text{кор}}}\cdot 100\ \%$ $(i = 1,\ldots,7)$	Спосіб зменшення статичної похибки	Примітки
Інерційний момент $ml(w_x\sin\alpha - w_y\cos\alpha)\beta$	$\Delta_1 = \dfrac{ml}{k_2}\sqrt{w_x^2 + w_y^2}\times\sin(\alpha - \sigma_1')\beta = 2{,}2\cdot 10^{-6}$ (де $\sigma_1' = \operatorname{arctg}\dfrac{w_y}{w_x}$)	$\delta_1 = 1{,}1\cdot 10^{-3}$	↓ ml; ↑ k_2; ↑ точність стабілізації осі чутливості	Можна знехтувати Δ_1 оскільки $\beta \approx 0$; Δ_1 — періодична функція, її середнє значення $\bar{\Delta}_1 \approx 0$ при $\tau = 2\pi n$, де $n = 1, 2,\ldots$
Інерційний момент $B(\dot{\omega}_x\cos\alpha + \dot{\omega}_y\sin\alpha)$	$\Delta_2 = \dfrac{B}{k_2}\sqrt{\dot{\omega}_x^2 + \dot{\omega}_y^2}\times\cos(\alpha - \sigma_2') = 0{,}55\cdot 10^{-7}$ (де $\sigma_2' = \operatorname{arctg}\dfrac{\dot{\omega}_y}{\dot{\omega}_x}$)	$\delta_2 = 2{,}75\cdot 10^{-5}$	↓ B; ↑ k_2; ↑ точність стабілізації по всіх трьох кутових координатах	Можна знехтувати Δ_2, оскільки $\dot{\omega}_x \approx \dot{\omega}_y \approx 0$ завдяки застосуванню стабілізації по всіх трьох кутових координатах; $\bar{\Delta}_2 \approx 0$ при $\tau = 2\pi n$, де $n = 1, 2,\ldots$
Гіроскопічний момент $H\omega_y\beta\cos\alpha$	$\Delta_3 = \dfrac{H}{k_2}\omega_y\beta\cos\alpha = 1{,}7\cdot 10^{-8}$	$\delta_3 = 8{,}5\cdot 10^{-6}$	↓ H; ↑ k_2; ↑ точність стабілізації осі чутливості	Можна знехтувати Δ_3, оскільки $\beta \approx 0$
Інерційний момент mlw_z	$\Delta_4 = \dfrac{ml}{k_2}w_z = 7\cdot 10^{-4}$	$\delta_4 = 0{,}35$	↓ ml; ↑ k_2	Треба враховувати
Гіроскопічний момент $H\omega_z$	$\Delta_5 = \dfrac{H}{k_2}\omega_3 = 5{,}8\cdot 10^{-5}$	$\delta_5 = 2{,}9\cdot 10^{-2}$	↓ H; ↑ k_2	Те саме
Момент сил сухого тертя M_{m2}	$\Delta_6 = \dfrac{M_{m2}}{k_2} \approx 0$	$\delta_6 \approx 0$	↑ k_2	Можна знехтувати Δ_6, оскільки прилад поплавкового типу
Нестабільність передаточного коефіцієнта	$\Delta_7 = \Delta s = \dfrac{m}{k_2}\Delta l = 2\cdot 10^{-7}$	$\delta_7 = 1\cdot 10^{-4}$	↓ m; ↑ k_2; ↑ точність балансування	Можна знехтувати Δ_7, оскільки $\Delta l \approx 0$

З наведеного аналізу статичних і інструментальних похибок ОГ можна зробити висновок, що з усіх джерел, які призводять до розглядуваних похибок приладу, треба враховувати вплив найсуттєвіших: інерційного моменту mlw_z і гіроскопічного моменту $H\omega_z$, тоді вихідний сигнал ОГ:

$$\alpha = \frac{ml}{k_2}(g + w_z) - \frac{H}{k_2}\omega_z. \tag{24}$$

Оскільки напрямок радіуса-вектора r, який визначає місцеположення рухомого об'єкту, збігається з напрямком осі Oz географічної системи координат, то можна вважати справедливою рівність:

$$\ddot{r} \approx w_z. \tag{25}$$

Перепишемо вираз (24) з урахуванням (25):

$$\alpha = \frac{ml}{k_2}(g + \ddot{r}) - \frac{H}{k_2}\omega_z.$$

Вираз (24) представимо у вигляді:

$$\frac{k_2}{ml}\left(\alpha + \frac{H}{k_2}\omega_z\right) = g + \ddot{r}.$$

Оскільки компонент питомої сили вздовж осі чутливості ОГ, що лежить уздовж географічної вертикалі, пропорційний куту повороту α ротора гіроскопа відносно інерційного простору, то:

$$f_z = \frac{1}{s}\left(\alpha + \frac{H}{k_2}\omega_z\right),$$

де $s = \frac{ml}{k_2}$ — передаточний коефіцієнт ОГ.

Відповідне середнє значення вертикального компонента питомої сили:

$$\bar{f}_z = \frac{1}{s}\left[\frac{\alpha(t_2) - \alpha(t_1)}{t_2 - t_1} + \frac{H}{k_2}\bar{\omega}_z\right],$$

або, з урахуванням виразу (16),

$$\bar{f}_z = \frac{1}{s}\left\{\begin{aligned} &\frac{\alpha(t_2) - \alpha(t_1)}{t_2 - t_1} + \\ &+ \frac{H}{k_2}\left[\frac{k(t_2) - k(t_1)}{t_2 - t_1} + \frac{\lambda(t_2) - \lambda(t_1)}{t_2 - t_1}\sin\bar{\varphi} + \omega\ \ \sin\bar{\varphi}\right]\end{aligned}\right\}. \tag{26}$$

Як було встановлено, середнє значення аномалії прискорення сили ваги Δg можна обчислити за формулою:

$$\overline{\Delta g} = \bar{f} + \bar{E} + \bar{A} - \bar{\ddot{h}} - \bar{\gamma}_0. \tag{27}$$

Перепишемо рівність (27) з урахуванням (26):

$$\overline{\Delta g} = \frac{1}{s}\left\{\frac{\alpha(t_2) - \alpha(t_1)}{t_2 - t_1} + \frac{H}{k_2}\left[\frac{k(t_2) - k(t_1)}{t_2 - t_1} + \frac{\lambda(t_2) - \lambda(t_1)}{t_2 - t_1}\sin\bar{\varphi} + \omega_3 \sin\overline{}\right]\right\} +$$
$$+ \frac{\bar{\nu}^2}{r}\left\{1 - 2e\left[1 - 2\cos^2\varphi\left(1 - \frac{\sin^2\bar{k}}{2}\right)\right]\right\} + 2\bar{\nu}\omega_3 \sin\bar{k}\cos\bar{\varphi} -$$
$$-2\dot{h}\frac{e}{r}\bar{\nu}\cos\bar{k}\sin\overline{2\varphi} + 2\frac{\bar{\gamma}_0\bar{h}}{r} + \omega_3^2\bar{h}\cos^2\bar{\varphi} - \bar{\ddot{h}} - \bar{\gamma}_0.$$

Отже, на підставі аналізу статичних похибок ОГ в рівняння руху АГС уведено додаткову поправку, що враховує вплив складової ω_z.

6.2. Похибки двогіроскопного приладу. Сформуємо сигнали, пропорційні сумі кутів повороту двох гіроскопів. Для цього використаємо два однакових гіроскопи з протилежно спрямованими векторами кінетичних моментів. Сигнали двох гіроскопів мають вигляд відповідно:

$$\alpha_{1уст} = k_2^{-1}\begin{bmatrix} -ml\,g_z + ml\,w_z - ml(w_x\alpha - w_y)\beta - \\ -B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y\alpha) - H\omega_y\beta - H\omega_3\sin\varphi \end{bmatrix},$$

$$\alpha_{2уст} = k_2^{-1}\begin{bmatrix} -ml\,g_z + mlw_z - ml(w_x\alpha - w_y)\beta - \\ -B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y\alpha) + H\omega_y\beta + H\omega_3\sin\varphi \end{bmatrix},$$

$$\beta_{1уст} = k_1^{-1}\begin{bmatrix} -ml\,g_x + ml\,w_x - H(w_x + w_y\alpha)\beta - \\ -A\dot{\omega}_z - H\omega_3\cos\varphi \end{bmatrix},$$

$$\beta_{2уст} = k_1^{-1}\begin{bmatrix} -ml\,g_x + ml\,w_x + H(w_x + w_y\alpha) - \\ -A\dot{\omega}_z + H\omega_3\cos\varphi \end{bmatrix}.$$

Знайдемо два вихідні сигнали ДГ:

$$f_z = \alpha_{1уст} + \alpha_{2уст} =$$
$$= k_2^{-1}\left[-2ml\,g_z + 2ml\,w_z - 2ml(w_x\alpha - w_y)\beta - 2B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y\alpha)\right], \tag{28}$$

$$f_x = \beta_{1уст} + \beta_{2уст} = k_1^{-1}\left[-2ml\,g_x + 2ml\,w_x - 2A\dot{\omega}_z\right]. \tag{29}$$

З виразів (28) і (29) вихідних сигналів АГС видно:
— складові корисного сигналу $-2ml\,g_z$, $-2ml\,g_x$ подвоюються;
— двогіроскопний прилад може вимірювати підсумковий напрямок і модуль прискорення сили ваги за формулами:

$$\vec{g} = \vec{g}_z + \vec{g}_x, \quad |g| = \sqrt{g_z^2 + g_x^2},$$

що забезпечує вищу точність вимірювань і виставлення ДГ АГС. Для цього вихідні сигнали $f_z \equiv 2g_z$ і $f_x \equiv 2g_x$ (вирази (28) і (29)) ДГ використовують для керування двома додатковими двигунами додатково введеної платформи, на якій встановлюють основний і додатковий гіроскопи;
— деякі моменти-перешкод внаслідок перехресних лінійних і кутових прискорень подвоюються:

$$\left[2ml\,w_z - 2ml(w_x\alpha - w_y)\beta - 2B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y\alpha);\, 2ml\,w_x - 2A\dot{\omega}_z\right].$$

 ISSN 2226-3780

Тут можна враховувати тільки вплив моментів $-2ml\,w_z$, $-2ml\,w_x$. Тому можна вважати, що:

$$f_z \cong k_2^{-1}\left(-2ml\,g_z + 2ml\,w_z\right),$$

$$f_x \cong k_1^{-1}\left(-2ml\,g_x + 2ml\,w_x\right).$$

Зауважимо, що вказані вище моменти-перешкоди (в сумі з моментами-перешкодами, вплив яких у двогіроскопному приладі виключається) впливають рівною мірою і на роботу одногіроскопного приладу АГС;
— усуваються похибки, спричинені гіроскопічними моментами-перешкодами від перехресних кутових швидкостей $\left[H\omega_y\beta,\, H\left(\omega_x + \omega_y\alpha\right)\right]$ і від кутової швидкості обертання Землі $\left(H\omega_З \sin\varphi, H\omega_З\cos\varphi\right)$, які можуть бути значними (а саме, останні — $584\cdot10^{-5}$ м/с^2).

З рівнянь вихідних сигналів ДГ (28) і (29) бачимо, що в вихідних сигналах ДГ залишаються подвоєні сигнали похибок від впливу w_x, w_y, w_z, $\dot{\omega}_x$, $\dot{\omega}_y$.

Користуючись аналізом похибок для ОГ, зведеним у табл. 1, сформуємо відповідну табл. 2 для ДГ.

З наведеного аналізу статичних і інструментальних похибок ДГ можна зробити висновок, що найсуттєвішу похибку створює інерційний момент mlw_z.

— скасування впливу складових кутової швидкості обертання Землі;
— скасування впливу горизонтальних перехресних прискорень;
— відсутність необхідності вимірювати ДГ з великою точністю основне збурююче вертикальне прискорення, яке значно перевищує корисний сигнал.

Новий ДГ має достатньо великі габарити як для чутливого елемента системи стабілізації або гравіметричної системи. Також потребує використання додаткових фільтрів та підсилювачів.

Перспективи подальших досліджень:
— використання апарату штучних нейронних мереж для прогнозування та компенсації інструментальних та випадкових похибок ДГ та всієї інформаційно-вимірювальної системи;
— проведення аналізу альтернативних засобів вимірювання, що мають меншу собівартість та схожу точність;
— вивчити можливість використання МЕМС-технологій у конструкціях ДГ для зменшення його габаритів.

Сьогодні в Україні подібні аналоги широко використовуються в оборонній промисловості, проте вони мають нижчу точність, ніж новий ДГ.

Таблиця 2

Статичні похибки двогіроскопного приладу

Джерело статичної похибки	Похибка: абсолютна $\Delta_i\ \left(i = 1,\ldots,7\right)$, рад	Похибка: відносна $\delta_i = \dfrac{\Delta_i}{\alpha_{кор}}\cdot 100\ \%$ $\left(i = 1,\ldots,7\right)$	Спосіб зменшення статичної похибки	Примітки
Інерційний момент $ml\left(w_x\sin\alpha - -w_y\cos\alpha\right)\beta$	$\Delta_1 = 2\cdot\dfrac{ml}{k_2}\sqrt{w_x^2 + w_y^2}\times$ $\times\sin\left(\alpha - \sigma_1'\right)\beta = 4{,}4\cdot10^{-6}$ (де $\sigma_1' = \mathrm{arctg}\dfrac{w_y}{w_x}$)	$\delta_1 = 2{,}2\cdot10^{-3}$	$\downarrow\ ml$; $\uparrow\ k_2$; $\uparrow$ точність стабілізації осі чутливості	Можна знехтувати Δ_1, оскільки $\beta\approx 0$; Δ_1 — періодична функція, її середнє значення $\bar{\Delta}_1 \approx 0$ при $\tau = 2\pi n$, де $n = 1, 2, \ldots$
Інерційний момент $B\left(\dot{\omega}_x\cos\alpha + +\dot{\omega}_y\sin\alpha\right)$	$\Delta_2 = 2\cdot\dfrac{B}{k_2}\sqrt{\dot{\omega}_x^2 + \dot{\omega}_y^2}\times$ $\times\cos\left(\alpha - \sigma_2'\right) = 1{,}1\cdot10^{-7}$ (де $\sigma_2' = \mathrm{arctg}\dfrac{\dot{\omega}_y}{\dot{\omega}_x}$)	$\delta_2 = 5{,}5\cdot10^{-5}$	$\downarrow\ B$; $\uparrow\ k_2$; $\uparrow$ точність стабілізації по всіх трьох кутових координатах	Можна знехтувати Δ_2, оскільки $\dot{\omega}_x \approx \dot{\omega}_y \approx 0$ завдяки застосуванню стабілізації по всіх трьох кутових координатах; $\bar{\Delta}_2 \approx 0$ при $\tau = 2\pi n$, де $n = 1, 2, \ldots$
Інерційний момент mlw_z	$\Delta_4 = 2\cdot\dfrac{ml}{k_2}w_z = 14\cdot10^{-4}$	$\delta_4 = 0{,}7$	$\downarrow\ ml$; $\uparrow\ k_2$	Треба враховувати

7. SWOT-аналіз результатів досліджень

Уперше розроблено і досліджено новий ДГ на основі використання двох однакових вимірювачів лінійних прискорень з протилежно спрямованими векторами кінетичних моментів більшої точності (0,1 мГал) від відомих гравіметрів (1–8 мГал) шляхом формування сумарного сигналу двох вихідних сигналів з цих гіроскопів.

Цим забезпечено:
— подвоєння корисного сигналу;
— можливість вимірювати повний вектор і модуль гравітаційного прискорення по двом складовим, а не за однієї складової, як у відомих гравіметрів;

8. Висновки

1. Проаналізовано рівняння руху для одного з гіроскопів ДГ:

$$\alpha\left(p\right) = \left[n_2 p\left(M_1 - ml\,g_x\right) - \left(Hp + k_1\right)\left(M_2 - ml\,g_z\right)\right]\times$$
$$\times\left[n_1 n_2 p^2 - \left(Hp + k_1\right)\left(Hp + k_2\right)\right]^{-1};$$
$$\beta\left(p\right) = \left[n_1 p\left(M_2 - ml\,g_z\right) - \left(Hp + k_2\right)\left(M_1 - ml\,g_x\right)\right]\times$$
$$\times\left[n_1 n_2 p^2 - \left(Hp + k_1\right)\left(Hp + k_2\right)\right]^{-1}.$$

Виявлено основні його складові: кут повороту зовнішньої рамки відносно об'єкта; кут повороту кожуха гіроскопа відносно зовнішньої рамки; кінетичний момент гіроскопа; коефіцієнти, що дорівнюють добутку передаточних коефіцієнтів відповідних ДК і ДМ каналів корекції.

2. Встановлено, що похибки ОГ, спричинені перехресними горизонтальними прискореннями, можна зменшити, збільшуючи передаточний коефіцієнт каналу вимірювання, зменшуючи маятниковість ml і підвищуючи точність стабілізації осі чутливості приладу у положення вертикалі місця (коли кут прямує до нуля).

Розраховано максимальні допустимі відхилення параметрів від номінальних значень, що визначають інструментальну похибку ГІЛП:

– $|l| = 0{,}209 \cdot 10^{-4}$ м – зміщення центра ваги гіромотора вздовж осі власного обертання гіроскопа;

– $|J| = 1{,}625 \cdot 10^{-8}$ кг·м·с^2 – осьовий момент інерції ротора гіромотора;

– $|\dot{\gamma}| = 0{,}646 \cdot 10^{-4}$ с$^{-1}$ – кутова швидкість власного обертання гіроскопа.

3. Проведено аналіз статичних і інструментальних похибок ДГ та встановлено, що найсуттєвішу похибку створює інерційний момент mlw_z.

Література

1. Безвесільна, О. М. Двогіроскопний гравіметр автоматизованої авіаційної гравіметричної системи [Текст]: монографія / О. М. Безвесільна, А. В. Коваль. – Житомир: ЖДТУ, 2013. – 252 с.
2. Tadano, S. Three Dimensional Gait Analysis Using Wearable Acceleration and Gyro Sensors Based on Quaternion Calculations [Text] / S. Tadano, R. Takeda, H. Miyagawa // Sensors. – 2013. – Vol. 13, № 7. – P. 9321–9343. doi:10.3390/s130709321
3. Bezvesilnaya, E. N. Corrected gyrocompass synthesis as a system with changeable structure for aviation gravimetric system with piezoelectric gravimeter [Text] / E. N. Bezvesilnaya, A. H. Tkachuk // Aviation. – 2014. – Vol. 18, № 3. – P. 134–140. doi:10.3846/16487788.2014.969878
4. Xia, D. The Development of Micromachined Gyroscope Structure and Circuitry Technology [Text] / D. Xia, C. Yu, L. Kong // Sensors. – 2014. – Vol. 14, № 1. – P. 1394–1473. doi:10.3390/s140101394
5. Singh, A. K. Piezoelectric Gyro Sensor Technology [Text] / A. K. Singh // Defence Science Journal. – 2007. – Vol. 57, № 1. – P. 95–103. doi:10.14429/dsj.57.1735
6. Shiratori, N. Temperature Characteristic Compensation of a Miniature Bi-Axial Gyro-Sensor Using a Disk-Type Resonator [Text] / N. Shiratori, M. Hatakeyama, S. Okada // Japanese Journal of Applied Physics. – 1999. – Vol. 38, Part 1, № 9B. – P. 5586–5591. doi:10.1143/jjap.38.5586
7. Koval', A. V. Simulation of gravimetric measurements by gyroscopic integrator of linear accelerations [Text] / A. V. Koval' // Gyroscopy and Navigation. – 2015. – Vol. 6, № 4. – P. 344–347. doi:10.1134/s2075108715040070
8. Korobiichuk, I. Aviation gravimetric system [Text] / I. Korobiichuk, O. Bezvesilna, A. Tkachuk, M. Nowicki, R. Szewczyk, V. Shadura // International Journal of Scientific & Engineering Research. – 2015. – Vol. 6, № 7. – P. 1122–1126.
9. Ткачев, Л. И. Системы инерциальной ориентировки [Текст]. Ч. 1. Основные положения теории / Л. И. Ткачев. – М.: МЭИ, 1993. – 213 с.
10. Wilmoth, E. D. An investigation of methods for determining gravity anomalies from an aircraft [Text]: Sc. D. Thesis / E. D. Wilmoth. – Mass. Inst. of Tech., 1989. – 76 p.

РАСЧЕТ И АНАЛИЗ СТАТИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ДВУХГИРОСКОПИЧЕСКОГО ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА

Рассмотрен новый двухгироскопический чувствительный элемент, который может быть использован в составе автоматизированных авиационных гравиметрических систем и как основной измерительный прибор стабилизаторов вооружения. Определены и проанализированы уравнения движения и статические погрешности одногироскопического и двухгироскопического приборов. Установлены основные преимущества нового разработанного прибора над существующими аналогами.

Ключевые слова: гироскоп, гравиметр, авиационная гравиметрическая система, стабилизатор, чувствительный элемент.

Безвесільна Олена Миколаївна, *доктор технічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України, кафедра приладобудування, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Україна.*

Ткачук Андрій Геннадійович, *кандидат технічних наук, докторант, кафедра автоматизації та комп'ютерно-інтегрованих технологій ім. проф. Б. Б. Самотокіна, Житомирський державний технологічний університет, Україна,* ***e-mail: andrew_tkachuk@i.ua****.*

Гуменюк Анна Анатоліївна, *кандидат технічних наук, доцент, кафедра автоматизації та комп'ютерно-інтегрованих технологій ім. проф. Б. Б. Самотокіна, Житомирський державний технологічний університет, Україна.*

Нечай Сергій Олексійович, *кандидат технічних наук, доцент, кафедра приладобудування, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Україна.*

Безвесильная Елена Николаевна, *доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки и техники Украины, кафедра приборостроения, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт им. Игоря Сикорского», Украина.*

Ткачук Андрей Геннадьевич, *кандидат технических наук, докторант, кафедра автоматизации и компьютерно-интегрированных технологий им. проф. Б. Б. Самотокина, Житомирский государственный технологический университет, Украина.*

Гуменюк Анна Анатолиевна, *кандидат технических наук, доцент, кафедра автоматизации и компьютерно-интегрированных технологий им. проф. Б. Б. Самотокина, Житомирский государственный технологический университет, Украина.*

Нечай Сергей Алексеевич, *кандидат технических наук, доцент, кафедра приборостроения, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт им. Игоря Сикорского», Украина.*

Bezvesilna Olena, *National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute», Ukraine.*

Tkachuk Andriy, *Zhytomyr State Technological University, Ukraine,* ***e-mail: andrew_tkachuk@i.ua****.*

Gumenyuk Anna, *Zhytomyr State Technological University, Ukraine.*

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