

УДК 621.317

О.М. Безвесільна, д.т.н., проф.
Національний технічний університет України "КПІ"
А.В. Коваль, аспір.
Житомирський державний технологічний університет

ДВОКАНАЛЬНА АВІАЦІЙНА ГРАВІМЕТРИЧНА СИСТЕМА ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ АНОМАЛІЙ ПРИСКОРЕННЯ СИЛИ ВАГИ

Запропоновано й досліджено двоканальну схему авіаційної гравіметричної системи (АГС) з двогіроскопним гравіметром, яка забезпечує вищу точність вимірювань, ніж відомі системи, за рахунок усунення похибок від перехресних кутових швидкостей основи і кутової швидкості обертання Землі (тільки остання похибка становить 584 мГл) та вимірювання повного вектора прискорення сили ваги (а не одного компонента, як у гравіметрі ГАЛ-С або ГС).

Постановка проблеми. Сьогодні найбільш відомі авіаційні гравіметри (струнний ГС та кварцовий ГАЛ-С) мають значні похибки від впливу перехресних кутових швидкостей основи і кутової швидкості обертання Землі (тільки остання похибка становить 584 мГл). Гіроскопічний однороторний гравіметр також має зазначені вище похибки.

Для високоточних вимірювань гравітаційного поля Землі, корекції інерціальних навігаційних систем по гравітаційному полю Землі та інших прецизійних задач аерокосмічної галузі наявність означених вище похибок неприпустима.

Тому проблема підвищення точності авіаційних гравіметричних вимірювань шляхом компенсації похибок від впливу перехресних кутових швидкостей основи і кутової швидкості обертання Землі (величина цих похибок значно більша 584 мГл) є актуальною.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Проведені дослідження показали, що великий внесок у теорію і практику наземних гравіметричних вимірювань було зроблено низкою видатних вчених-гравіметристів: В.О. Багрянца, Ю.Д. Буланже, К.Е. Веселова, А.М. Лозинської, А.А. Михайлова, С.А. Піддубного, Є.І. Попова, В.А. Туліна, В.В. Фединського, М.Є. Хейфеца та інших.

Велику роль у розробці гравітаційних вимірювань відіграли роботи закордонних вчених: Л.Ла-Кости, Д.Гаррисона, А.Графа, Ю.Томоди, М.Гольвані та інших.

Інтенсивно проводять гравіметричні дослідження в багатьох великих науково-технічних центрах: ННЦ "Інститут метрології" (м. Харків) під керівництвом Г.С. Сидоренка; ЦНДІ "Азимут" (м. Санкт-Петербург) під керівництвом Л.П. Несенюка, Г.Б. Вольфсона, Б.А. Блажнова; ВВІАУ ім. професора М.Є. Жуковського (м. Москва) під керівництвом А.А. Красовського, А.І. Сороки; РВ ВІАУ (м. Рига) під керівництвом А.А. Веселова.

На даний момент існує численна література в області методів і засобів вимірювання аномалій прискорення сили ваги (ПСВ) [1], яка містить як принцип дії, так і технічні характеристики сучасних приладів для вимірювання ПСВ. Велику увагу приділено одногіроскопним гравіметрам [1, 2], на яких засновано основні методи визначення прискорення. Інформація про двогіроскопні гравіметри відсутня.

Мета роботи – запропонувати й дослідити двоканальну схему авіаційної гравіметричної системи (АГС) з двогіроскопним гравіметром, яка забезпечить вищу точність вимірювань, ніж відомі системи, за рахунок усунення похибок від перехресних кутових швидкостей основи і кутової швидкості обертання Землі та вимірювання повного вектора прискорення сили ваги (а не одного компонента, як у гравіметрах ГАЛ-С, ГС та одногіроскопному).

Основна частина. Для вимірювання аномалій прискорення сили ваги запропоновано авіаційну гравіметричну систему (рис. 1), яка має більшу точність і швидкодію, ніж відомі, та складається з триступеневого гіроскопа 1, розташованого у внутрішній 2 та зовнішній 3 рамках, забезпеченого системами міжрамкової корекції, що містять розташований на осі 4 внутрішньої рамки гіроскопа 1 датчик кута (ДК) 5 і підключений до його виходу датчик моменту (ДМ) 6, розташований на осі 7 зовнішньої рамки 3. До виходу ДК 8 підключено ДМ 9, розташований на осі 4 внутрішньої рамки 2. У розглядуваній АГС уведено додатковий, ідентичний першому, триступеневий гіроскоп 1, ротор якого обертається в протилежний бік від основного гіроскопа 1. Додатковий гіроскоп АГС також забезпечують аналогічними системами корекції, які складаються з ДК 5, розташованого на осі 4 внутрішньої рамки 2, і підключеного до його виходу ДМ 6, розташованого на осі 7 зовнішньої рамки 3, ДК 8, розташовано на осі 7 зовнішньої рамки 3, до виходу якого підключено ДМ 9, розташований на осі 4 внутрішньої рамки 2. Центри ваги двох однакових (основного і додаткового) гіроскопів 1 зміщені на однакову відстань l в один бік уздовж осей 10 обертання роторів гіроскопів 1 відносно осей 7 зовнішніх рамок 3. Вектори кінетичних моментів двох гіроскопів протилежно спрямовані.

У двогіроскопному гравіметрі формуються два вихідні сигнали f_z, f_x лінійного прискорення як сума сигналів з ДК 8 двох гіроскопів відносно однієї осі z і як сума сигналів з ДК 5 двох гіроскопів відносно другої осі x . Вихідні сигнали f_z, f_x подаються у БхМ. Обидва гіроскопи гірогравіметра системи встановлюють на платформі 11, кутовим положенням якої керує двигун (ДВ) 12, встановлений на осі x , і ДВ 13 – на осі z . Сигнал лінійного прискорення f_z надходить на ДВ 12, а сигнал f_x – на ДВ 13. Обидва двигуни керують кутовим положенням платформи 11 за сигналами f_x, f_z . У БЦОМ надходять також сигнали від системи визначення навігаційних параметрів і від вимірювача висоти.

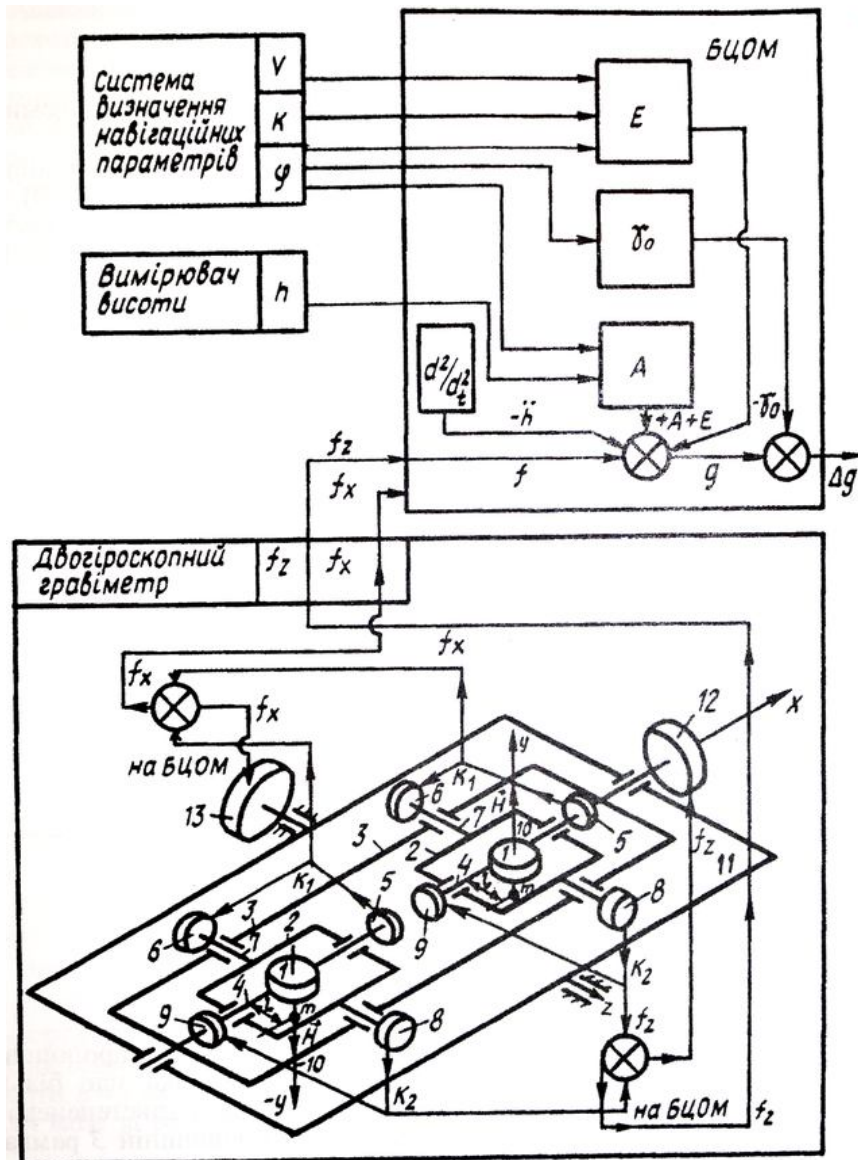


Рис. 1. Авіаційна гравіметрична система з двогіроскопним гравіметром

За наявності складової g_x лінійного прискорення вздовж осей 4 внутрішніх рамок 2 гіроскопів, рамки починають обертатися навколо осей 4 внутрішніх рамок 2 під дією маятникового моменту $ml g_x$ (ml – маятниковість), спрямованого по осях 7 зовнішніх рамок 3. Повертання гіроскопів під дією цього моменту спричиняє появу електричних сигналів з двох однакових ДК 5, розташованих на осях 4 внутрішніх рамок 2, виходи яких з'єднані з обмотками керування двох однакових ДМ 6, розташованих на осях 7 зовнішніх рамок 3. Два ДМ 6 створюють моменти, які компенсують маятникові моменти $ml g_x$, по осях 7 зовнішніх рамок 3. Під дією маятникового моменту $ml g_z$, зумовленого складовою лінійного прискорення g_z уздовж осей 7 зовнішніх рамок і напрямленого вздовж осей 4 внутрішніх рамок 2

гіроскопів, два триступеневих гіроскопи починають обертатися навколо осей 7 зовнішніх рамок 3. Обертання двох гіроскопів під дією моменту $ml \mathbf{g}_z$ спричиняє появу електричних сигналів з двох однакових ДК 8, розташованих на осях 7 зовнішніх рамок 3, виходи яких з'єднані з обмотками керування двох однакових ДМ 9, розташованих на осях 4 внутрішніх рамок 2. Два однакових ДМ 9 створюють моменти, що компенсують маятникові моменти $ml \mathbf{g}_z$, які діють по осях 4 внутрішніх рамок 2 гіроскопів. У двогіроскопному гравіметрі формуються вихідні сигнали f_z і f_x лінійного прискорення, як сума сигналів з ДК 8 двох гіроскопів на одній осі z і як сума сигналів з ДК 5 двох гіроскопів по другій осі x . Вихідні сигнали f_z, f_x подаються у БЦОМ. Сигнали лінійного прискорення f_z, f_x надходять на ДВ 12, 13, встановлені по осях x, z . Обидва двигуни керують кутовим положенням платформи 11, на якій встановлюють прилад. У БЦОМ подаються також вихідні сигнали v, k, φ від системи визначення навігаційних параметрів і вихідний сигнал h від вимірювача висоти. БЦОМ обчислює аномалії прискорення сили ваги.

Для пояснення принципу дії АГС наведемо систему прецизійних рівнянь руху одного з двох однакових гіроскопів гравіметра системи:

$$\begin{cases} H\dot{\beta} + k_1\beta + n_1\dot{\alpha} = ml w_x - ml \mathbf{g}_x - H(\omega_x + \omega_y \alpha) - A\dot{\omega}_z - H\omega_3 \cos \varphi, \\ H\dot{\alpha} + k_2\alpha + n_2\dot{\beta} = ml w_z - ml \mathbf{g}_z - ml(w_x \alpha - w_y \beta) - B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y \alpha) - \\ - H\omega_y \beta - H\omega_3 \sin \varphi, \end{cases} \quad (1)$$

де H – кінетичний момент гіроскопа; α, β – кути повороту зовнішньої рамки відносно об'єкта і кожуха гіроскопа відносно зовнішньої рамки; k_1, k_2 – коефіцієнти, що дорівнюють добутку передаточних коефіцієнтів відповідних ДК і ДМ двох каналів корекції; n_1, n_2 – коефіцієнти сил в'язкого тертя відносно відповідних осей; w_x, w_y, w_z – проекції прискорення поступального руху літака на осі Ox, Oy, Oz опорної системи координат $xOyz$, зв'язаної з літаком (початок її O збігається з центром мас рухомої частини приладу; вісь Ox напрямлена паралельно поздовжній осі об'єкта, вісь Oy – паралельно поперечній; вісь Oz – паралельно нормальній осі); $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції кутової швидкості об'єкта на осі, зв'язані з ним; A – зведений до осі обертання зовнішньої рамки момент інерції системи “гіроскоп у кардановому підвісі”; B – момент інерції “ротор і внутрішня рамка гіроскопа”; $\mathbf{g}_z, \mathbf{g}_x$ – вертикальна і горизонтальна складові прискорення сили ваги, що діють на гіроскоп; ω_3 – кутова швидкість обертання Землі; φ – широта.

Позначивши збурюючі моменти перешкод відносно осей підвісу рамок гіроскопа

$$\begin{aligned} M_1 &= ml w_x - H(\omega_x + \omega_y \alpha) - A\dot{\omega}_z - H\omega_3 \cos \varphi, \\ M_2 &= ml w_z - ml(w_x \alpha - w_y \beta) - B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y \alpha) - H\omega_y \beta - H\omega_3 \sin \varphi, \end{aligned}$$

перепишемо систему (1) у вигляді

$$\begin{cases} H\dot{\beta} + k_1\beta + n_1\dot{\alpha} = M_1 - ml \mathbf{g}_x, \\ H\dot{\alpha} + k_2\alpha + n_2\dot{\beta} = M_2 - ml \mathbf{g}_z. \end{cases} \quad (2)$$

Знайдемо розв'язання рівнянь (2):

$$\alpha(p) = [n_2 p (M_1 - ml \mathbf{g}_x) - (Hp + k_1)(M_2 - ml \mathbf{g}_z)] \times [n_1 n_2 p^2 - (Hp + k_1)(Hp + k_2)]^{-1}; \quad (3)$$

$$\beta(p) = [n_1 p (M_2 - ml \mathbf{g}_z) - (Hp + k_2)(M_1 - ml \mathbf{g}_x)] \times [n_1 n_2 p^2 - (Hp + k_1)(Hp + k_2)]^{-1}. \quad (4)$$

Запишемо вирази усталених значень кутів повороту одного з гіроскопів, скориставшись (3), (4):

$$\begin{aligned} \alpha_{ycm} &= k_2^{-1} [-ml \mathbf{g}_z + ml w_z - ml(w_x \alpha - w_y \beta) - B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y \alpha) - \\ &- H\omega_y \beta - H\omega_3 \sin \varphi]; \\ \beta_{ycm} &= k_1^{-1} [-ml \mathbf{g}_x + ml w_x - H(\omega_x + \omega_y \alpha)\beta - A\dot{\omega}_z - H\omega_3 \cos \varphi]. \end{aligned}$$

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:

$$\alpha_{1ycm} = k_2^{-1} [-ml \mathbf{g}_z + ml w_z - ml(w_x \alpha - w_y \beta) - B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y \alpha) -$$

$$\begin{aligned}
 & -H\omega_y\beta - H\omega_3 \sin\varphi], \\
 \alpha_{2ycm} &= k_2^{-1}[-mlg_z + mlw_z - ml(w_x\alpha - w_y)\beta - B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y\alpha) + \\
 & + H\omega_y\beta + H\omega_3 \sin\varphi]; \\
 \beta_{1ycm} &= k_1^{-1}[-mlg_x + mlw_x - H(w_x + w_y\alpha)\beta - A\dot{\omega}_z - H\omega_3 \cos\varphi], \\
 \beta_{2ycm} &= k_1^{-1}[-mlg_x + mlw_x + H(w_x + w_y\alpha) - A\dot{\omega}_z + H\omega_3 \cos\varphi].
 \end{aligned}$$

Знайдемо два вихідні сигнали двогіроскопного гравіметра:

$$f_z = \alpha_{1ycm} + \alpha_{2ycm} = k_2^{-1}[-2mlg_z + 2mlw_z - 2ml(w_x\alpha - w_y)\beta - 2B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y\alpha)]; \quad (5)$$

$$f_x = \beta_{1ycm} + \beta_{2ycm} = k_1^{-1}[-2mlg_x + 2mlw_x - 2A\dot{\omega}_z]. \quad (6)$$

З виразів (5) і (6) вихідних сигналів АГС видно:

- складові корисного сигналу $-2mlg_z$, $-2mlg_x$ подвоюються;
- двогіроскопний гравіметр АГС 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 двогіроскопного гравіметра АГС. Для цього вихідні сигнали $f_z \equiv 2g_z$ і $f_x \equiv 2g_x$ (вирази (5) і (6)) двогіроскопного гравіметра використовують для керування двома додатковими двигунами додатково введеної платформи, на якій встановлюють основний і додатковий гіроскопи;

- деякі моменти-перешкоди внаслідок перехресних лінійних і кутових прискорень подвоюються $[2mlw_z - 2ml(w_x\alpha - w_y)\beta - 2B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y\alpha); 2mlw_x - 2A\dot{\omega}_z]$. Тут можна враховувати тільки вплив моментів $-2mlw_z$, $-2mlw_x$. Тому можна вважати, що

$$f_z \cong k_2^{-1}(-2mlg_z + 2mlw_z),$$

$$f_x \cong k_1^{-1}(-2mlg_x + 2mlw_x).$$

Зауважимо, що вказані вище моменти-перешкоди (в сумі з моментами-перешкодами, вплив яких у двогіроскопному гравіметрі виключається) впливають рівною мірою і на роботу одногіроскопного гравіметра АГС;

- усуваються похибки, спричинені гіроскопічними моментами-перешкодами від перехресних кутових швидкостей $[H\omega_y\beta, H(\omega_x + \omega_y\alpha)]$ і від кутової швидкості обертання Землі $(H\omega_3 \sin\varphi, H\omega_3 \cos\varphi)$, які можуть бути значними (а саме, останні – 584 мГл).

Висновки. Запропонована нова АГС має певні переваги порівняно з іншими відомими системами, а також порівняно з АГС із одногіроскопним гравіметром:

1. Розглянута АГС з двогіроскопним гравіметром забезпечує вищу точність вимірювань, ніж з одногіроскопним гравіметром завдяки компенсації похибок внаслідок перехресних кутових швидкостей і кутової швидкості обертання Землі.

2. В АГС з двогіроскопним гравіметром складові корисного сигналу подвоюються.

3. Двогіроскопний гравіметр АГС може вимірювати підсумковий напрямок і модуль прискорення сили ваги, що забезпечує вищу точність як безпосередньо вимірювань Δg , так і виставлення двогіроскопного гравіметра системи завдяки застосуванню двох додаткових двигунів і додаткової платформи.

ЛІТЕРАТУРА:

1. Безвесільна О.М. Вимірювання прискорень : підручник. – К. : Либідь, 2001. – 254 с.
2. Безвесільна О.М. Авіаційні гравіметричні системи та гравіметри : монографія. – Житомир : ЖДТУ, 2007. – 604 с.

БЕЗВЕСІЛЬНА Олена Миколаївна – Заслужений діяч науки і техніки України, доктор технічних наук, професор кафедри приладобудування Національного технічного університету України “КПІ”.

Наукові інтереси:

- гравіметричні системи та гравіметри;
- гіроскопічні прилади та системи;

- методи та прилади вимірювання механічних величин.

КОВАЛЬ Антон Валерійович – аспірант кафедри автоматизації і комп'ютеризованих технологій Житомирського державного технологічного університету.

Наукові інтереси:

- гравіметричні системи та гравіметри;
- математичне моделювання;
- системи автоматизації.

Подано 23.10.2009

Безвесільна О.М., Коваль А.В. Авіаційна гравіметрична система для вимірювання аномалій прискорення сили ваги з двогіроскопним гравіметром.

Безвесильная Е.Н., Коваль А.В. Авиационная гравиметрическая система для измерения аномалий ускорения силы тяжести с двогирископным гравиметром.

Bezvesilna O.M., Koval A.V. Aviation gravimetric system for measuring anomalies of gravitational acceleration with two gyroscope gravimeter.

УДК 621.317

Авиационная гравиметрическая система для измерения аномалий ускорения силы тяжести с двогирископным гравиметром / Е.Н. Безвесильная, А.В. Коваль

Предложена и исследована двоканальная схема авиационной гравиметрической системы (АГС) с двогирископным гравиметром, которая обеспечивает более высокую точность измерений, чем известные гравиметры, за счет устранения погрешностей от перекрестных угловых скоростей основания и угловой скорости вращения Земли (только последняя погрешность составляет 584 мГл) и измерения полного вектора ускорения силы тяжести (а не одного компонента, как в гравиметрах ГАЛ-С или ГС).

УДК 621.317

Aviation gravimetric system for measuring anomalies of gravitational acceleration with two gyroscope gravimeter / O.M. Bezvesilna, A.V. Koval

Offered and investigated the two-way circuit air gravity system (AGS) with two gyroscope gravimeter, which provides higher measurement accuracy than known systems by eliminating errors from cross-angular velocities and angular velocity of the Earth rotation (only the last error is 584 mg/l) and measuring the full vector of gravitational acceleration (but not a single component, as in gravimeter GAL-S or GS).