

## ПРИЛАДИ. РАДІОТЕХНІКА ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЇ

УДК 531.383

О.М. Безвесільна, д.т.н., проф.

Національний технічний університет України "КПІ"

## АВТОМАТИЗОВАНА АЕРОГРАВИМЕТРИЧНА СИСТЕМА

*У статті запропоновано використовувати замість відомого одногіроскопного гравіметра авіаційної гравіметричної системи – двогіроскопний. Запропоновано схему такого гравіметра. Показано, що запропонований двогіроскопний гравіметр має значні переваги перед одногіроскопним.*

**Актуальність задачі.** Ефективність роботи авіаційної гравіметричної системи (АГС) для вимірювань гравітаційних аномалій, інформація про які необхідна в аерокосмічній галузі для корекції інерціальних навігаційних систем та в інших галузях, значною мірою залежить від вибору гравіметра. Останнім часом одними з найбільш перспективних вважаються гіроскопічні гравіметри на основі триступеневого маятникового гіроскопа. Але такі гравіметри мають похибки через перехресні кутові швидкостей та кутову швидкість обертання Землі. Горизонтальні перехресні прискорення також впливають на їх точність роботи. Тому актуальною є задача підвищення точності роботи триступеневого гравіметра за рахунок компенсації похибок від впливу вказаних збурень.

**Аналіз публікацій.** В авіаційній гравіметрії найбільш відомими є: гравіметри струнні НІГеофізики типу ГС – м. Москва, кварцові гравіметри типу ГАЛ-С – Інституту Фізики Землі м. Москва, та гіроскопічні гравіметри на основі маятникового триступеневого гіроскопа 1, 2 – НТУУ "КПІ". Однак на точність струнних гравіметрів значною мірою впливають резонансні режими, кварцовий гравіметр не має достатньої швидкодії. Точність вимірювань ГС, ГАЛ-С – 8–10 мГл. Одногіроскопний триступеневий маятниковий гравіметр має більшу точність вимірювань, ніж ГС та ГАЛ-С – 1–3 мГл. Однак на точність роботи і ГС, ГАЛ-С і одногіроскопного триступеневого маятникового гравіметрів впливають перехресні кутові швидкості та прискорення, кутова швидкість обертання Землі. З метою усунення вказаних недоліків, запропоновано використовувати нову схему АГС з двогіроскопним гравіметром.

**Мета дослідження** – підвищення точності роботи АГС за рахунок використання двох триступеневих маятникових гіроскопів шляхом компенсації похибок від впливу вказаних збурень.

**Викладення основного матеріалу дослідження.** Аерогравіметрична система для вимірювання аномалій прискорення сили ваги (рис. 1) складається із триступеневого гіроскопа 1, розташованого у внутрішній 2 і зовнішній 3 рамках, забезпеченого системами міжрамкової корекції, що включають 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 датчика кута 8 підключено датчик моменту 9, розташований на осі 4 внутрішньої рамки 2. У розглядуваній АГС введено додатковий, ідентичний першому, триступеневий гіроскоп 1, ротор якого обертається у протилежний бік від основного гіроскопа 1. Додатковий гіроскоп АГС також забезпечено аналогічними системами корекції, які складаються з датчика кута 5, розташованого на осі 4 внутрішньої рамки 2, і підключеного до його виходу датчика моменту 6, розташованого на осі 7 зовнішньої рамки 3, датчика кута 8, розташованого на осі 7 зовнішньої рамки 3, до виходу якого підключено датчик моменту 9, розташований на осі 4 внутрішньої рамки 2. Центри ваги двох однакових (основного і додаткового) гіроскопів 1 однаково зміщено на 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  $f_z$ ,  $f_x$  як сума сигналів з датчиків кутів 8 двох гіроскопів по одній осі  $z$  і як сума сигналів з датчиків кутів 5 двох гіроскопів – по другій осі  $x$ . Вихідні сигнали  $f_z$ ,  $f_x$  подаються у бортову цифрову обчислювальну машину (БЦОМ) 11. Обидва гіроскопи гірогравіметра системи встановлено на платформі 12, кутовим положенням якої керують двигун (ДВ) 13, встановлений по осі  $x$ , і двигун (ДВ) 14, встановлений по осі  $z$ . Сигнал лінійного прискорення  $f_z$  надходить на двигун 13, встановлений по осі  $x$ . Сигнал лінійного прискорення  $f_x$  надходить на двигун 14, встановлений по осі  $z$ . Двигуни 13, 14 керують кутовим положенням платформи 12 по сигналам  $f_x$ ,  $f_z$ . У БЦОМ 11 надходять також сигнали від системи визначення навігаційних параметрів 15 і від вимірювача висоти 16.

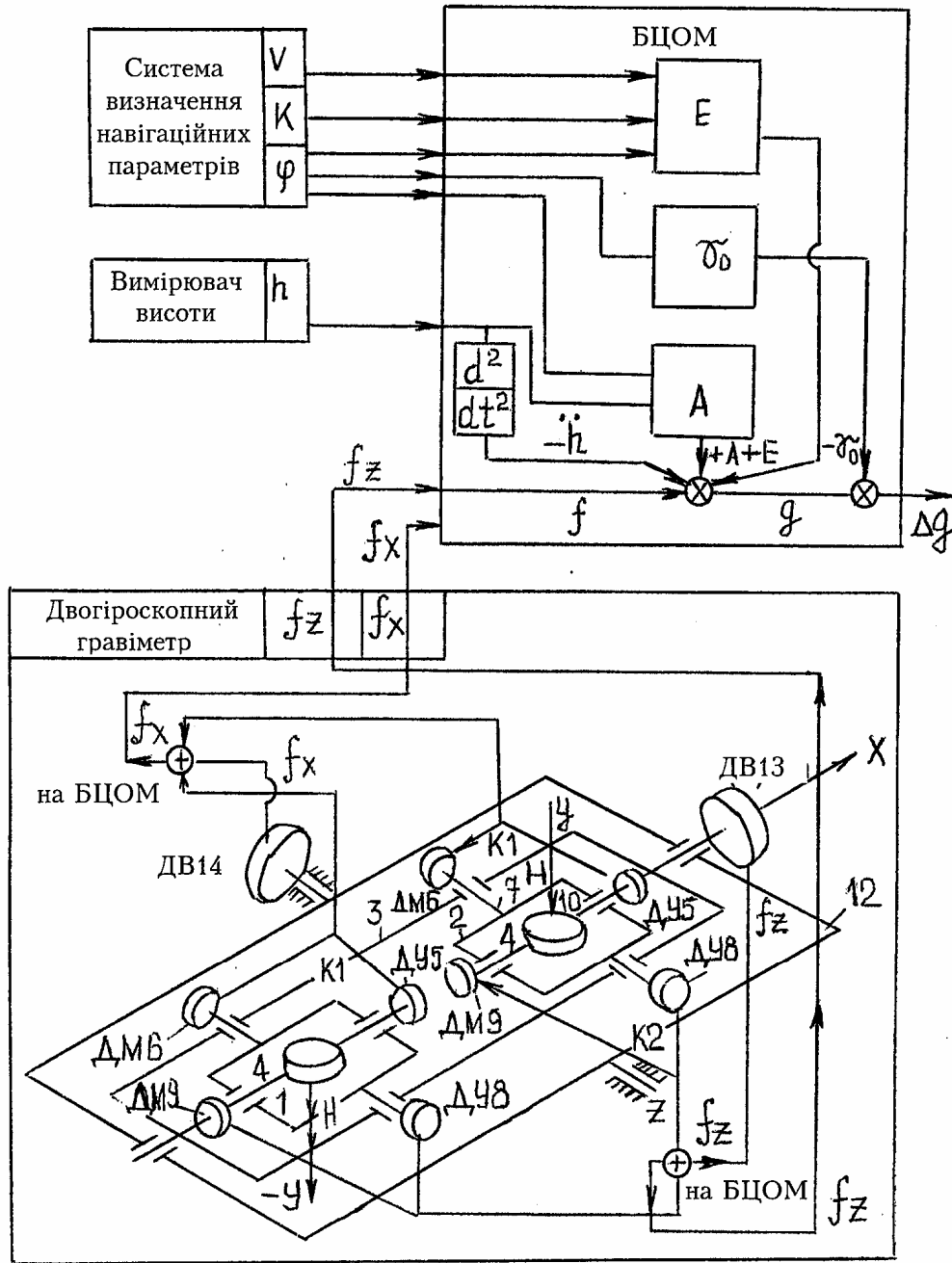


Рис. 1. АГС з двогіроскопним гравіметром

Досліджувана АГС працює таким чином. При наявності складової  $g_x$  лінійного прискорення вздовж осей 4 внутрішніх рамок 2 гіроскопів рамки почнуть обертатись навколо осей 4 внутрішніх рамок 2 під дією маятникового моменту  $mg_x l$ , спрямованого по осях 7 зовнішніх рамок 3. Повороти гіроскопів під дією цього моменту призводять до появи електричних сигналів з двох однакових датчиків кута 5, розташованих на осях 4 внутрішніх рамок 2, виходи яких з'єднані з обмотками керування двох однакових датчиків моменту 9, розташованих на осях 7 зовнішніх рамок 3. Два датчики моменту 9 створять моменти, які компенсують маятникові моменти  $mg_x l$  по осях 7 зовнішніх рамок 3. Під дією маятникового моменту  $mg_x l$ , викликаного складовою лінійного прискорення  $g_z$  вздовж осей 7 зовнішніх рамок і направлено вздовж осей 4 внутрішніх рамок 2 гіроскопів, два триступеневих гіроскопи почнуть обертатись навколо осей 7 зовнішніх рамок 3. Оберт двох гіроскопів під дією моменту  $mg_x l$  призведе до появи електричних сигналів з двох однакових датчиків кута 8, розташованих на осях 7 зовнішніх рамок 3, виходи яких з'єднані з обмотками керування двох однакових датчиків моменту 9, розташованих на

осях 4 внутрішніх рамок 2. Два однакових датчики моменту 9 створюють моменти, що компенсують маятникові моменти  $mg_z l$ , діючі по осях 4 внутрішніх рамок 2 гіроскопів. У двогіроскопному гравіметрі формуються вихідні сигнали  $f_z, f_x$  по лінійному прискоренню як сума сигналів з датчиків кутів 8 двох гіроскопів по одній осі  $z$  і як сума сигналів з датчиків кутів 5 двох гіроскопів – по другій осі  $x$ . Вихідні сигнали  $f_z, f_x$  подаються у БЦОМ 11. Сигнали лінійного прискорення  $f_z, f_x$  надходять на двигуни 13, 14, встановлені по осях  $x, z$ . Двигуни 13, 14 керують кутовим положенням платформи 12, на якій встановлюється прилад. У БЦОМ подаються також вихідні сигнали  $V, k, \varphi$  від системи визначення навігаційних параметрів 15 і вихідний сигнал  $h$  від вимірювача висоти 16. БЦОМ робить обчислення аномалій прискорення сили ваги.

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

$$\begin{aligned} H\dot{\beta} + k_1\beta + n_1\dot{\alpha} &= mw_x - mlg_x - H(\omega_x + \omega_y\alpha) - A\dot{\omega}_z - H\omega_3 \cos\varphi, \\ H\dot{\alpha} + k_2\alpha + n_2\dot{\beta} &= mw_z l - mlg_z - ml(w_x\alpha - w_y)\beta - B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y\alpha) - H\omega_3 \sin\varphi, \end{aligned} \quad (1)$$

де  $H$  – кінетичний момент гіроскопа;  $\alpha, \beta$  – кути повороту зовнішньої рамки відносно об'єкта і кожуха гіроскопа відносно зовнішньої рамки;  $k_1, k_2$  – коефіцієнти, що дорівнюють добутку передатних коефіцієнтів відповідних датчиків кутів і датчиків моментів 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  $oxyz$ , пов'язаної з літаком (початок її "о" співпадає з центром мас рухомої частини приладу; вісь  $ox$  направлена 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, пов'язані з ним;  $A$  – приведений до осі обертання зовнішньої рамки момент інерції системи "гіроскоп у кардановому підвісі";  $B$  – момент інерції "ротатор і внутрішня рамка гіроскопа";  $g_z, g_x$  – вертикальна і горизонтальна складові прискорення сили ваги, діючі на гіроскоп;  $ml$  – маятниковість;  $\omega_3$  – кутова швидкість обертання Землі;  $\varphi$  – широта.

Позначивши збурюючі моменти перешкод відносно осей підвісу рамок гіроскопа:

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

перепишемо рівняння (1) у вигляді:

$$\begin{aligned} H\dot{\beta} + k_1\beta + n_1\dot{\alpha} &= M_1 - mlg_x, \\ H\dot{\alpha} + k_2\alpha + n_2\dot{\beta} &= M_2 - mlg_z. \end{aligned} \quad (2)$$

Знайдемо розв'язки рівнянь (2):

$$\alpha(p) = [n_2 p(M_1 - mlg_x) - (Hp + k_1)(M_2 - mlg_z)] [n_1 n_2 p^2 - (Hp + k_1)(Hp + k_2)]^{-1}, \quad (3)$$

$$\beta(p) = [n_1 p(M_2 - mlg_z) - (Hp + k_2)(M_1 - mlg_x)] [n_1 n_2 p^2 - (Hp + k_1)(Hp + k_2)]^{-1}. \quad (4)$$

Запишемо вирази усталених значень кутів  $\alpha_{ycm}, \beta_{ycm}$  повороту одного з гіроскопів, скориставшись (3), (4):

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

Сформуємо сигнали, пропорційні сумі кутів повороту двох гіроскопів. Для цього візьмемо два однакових гіроскопи з протилежно спрямованими векторами кінетичних моментів. Сигнали двох гіроскопів будуть дорівнювати відповідно:

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

Одержимо значення двох вихідних сигналів двогіроскопного гравіметра:

$$f_z = \alpha_{1ycm} + \alpha_{2ycm} = k_1^{-1} [-2mlg_z + 2mlw_z - 2ml(w_x\alpha - w_y)\beta - 2B(\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_y\alpha)], \quad (5)$$

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

**Висновки:**

АГС, яка розглядалась, має такі основні переваги порівняно з відомими системами ГС ГАЛІ-С, а також порівняно з АГС з одніроскопним гравіметром.

1. В основу роботи АГС з двоіроскопним гравіметром покладено уточнений алгоритм, що відрізняється від відомих додатковими поправками, похибка від неврахування яких більше 2,67 мГл, тобто неприпустимо велика.

2. Двоіроскопний гравіметр АГС має переваги перед гравіметрами відомих систем – незбурюваність горизонтальними "перехресними" прискореннями, значно менші статичні й динамічні похибки (0,01 мГл) та ін.

3. АГС з двоіроскопним гравіметром забезпечує більшу швидкодію, ніж відомі системи ГС та ГАЛІ-С, оскільки запропонована АГС забезпечує безперервний процес вимірювань  $\Delta g$  під час польоту літака на відміну від відомих систем, обробку результатів яких і обчислення  $\Delta g$  роблять після польоту на Землі протягом місяців часу.

4. АГС з двоіроскопним гравіметром забезпечує більшу точність вимірювань, ніж з одніроскопним гравіметром внаслідок компенсації похибок від перехресних кутових швидкостей і кутової швидкості обертання Землі. В АГС з двоіроскопним гравіметром складові корисного сигналу подвоюються. Двоіроскопний гравіметр АГС може вимірювати результуючий напрямок і модуль прискорення сили ваги, що забезпечує більшу точність вимірювань  $\Delta g$  і більшу точність виставки двоіроскопного гравіметра системи завдяки застосуванню двох додаткових двигунів і додаткової платформи.

**ЛІТЕРАТУРА:**

1. *Безвесільна О.М.* Вимірювання прискорень: Підручник. – К.: Либідь, 2000. – 264 с.
2. *Безвесільна О.М.* Вимірювання гравітаційних прискорень: Підручник. – Житомир: ЖДТУ, 2003. – 263 с.

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

Наукові інтереси:

- комп'ютеризовані інформаційні системи;
- гравіметри;
- вимірювальні перетворювачі.

Подано 18.03.2005.

Безвесільна О.М. Автоматизована аероґравіметрична система  
Безвесильная Е.Н. Автоматизированная гравиметрическая система  
Bezvesilnaja E.N. The automized gravimetric system

УДК 531.383

**Автоматизована аероґравіметрична система / О.М. Безвесільна**

В статі запропоновано використовувати замість відомого одногіроскопного гравіметра авіаційної гравіметричної системи – двогіроскопний. Запропоновано схему такого гравіметра. Показано, що запропонований двогіроскопний гравіметр має значні переваги перед одногіроскопним.

УДК 531.383

**Автоматизированная гравиметрическая система / Е.Н. Безвесильная**

В статье предложено использовать вместо одного гироскопа гравиметра авиационной гравиметрической системы – двухгироскопный. Предложена схема такого гравиметра. Показано, что предложенный двухгироскопный гравиметр имеет значительные преимущества перед одногироскопным.

УДК 531.383

**The automized gravimetric system / E.N. Bezvesilnaja**

In paper it is offered to use instead of one gyroscope of a gravimeter in the air gravimetric system – two gyroscopes. The scheme of such gravimeter is offered. This gravimeter has considerable advantages before one gyroscope gravimeter.