



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **105122** (13) **C2**
(51) МПК
G01V 7/16 (2006.01)

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

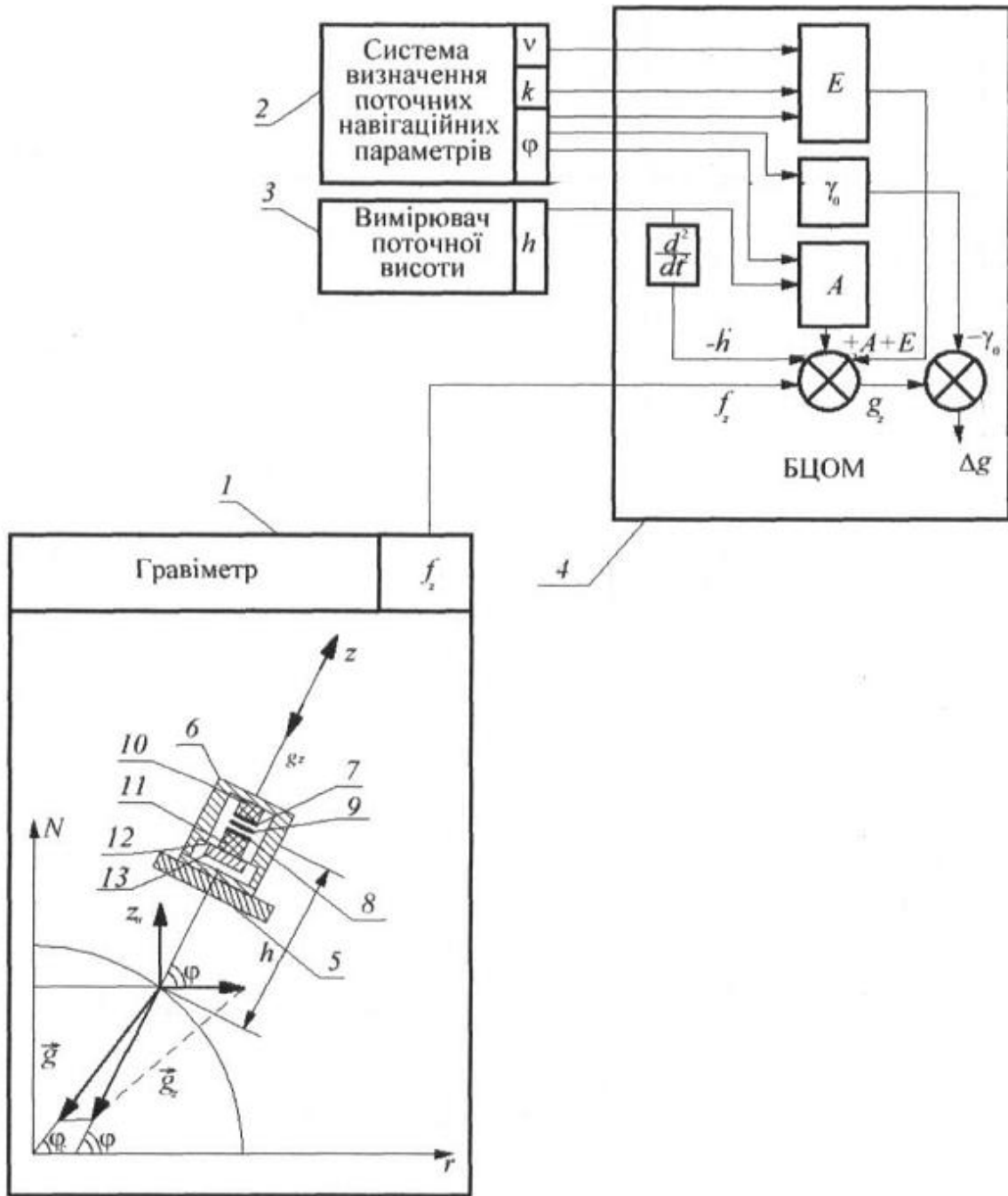
<p>(21) Номер заявки: а 2013 04061</p> <p>(22) Дата подання заявки: 01.04.2013</p> <p>(24) Дата, з якої є чинними права на винахід: 10.04.2014</p> <p>(41) Публікація відомостей про заяву: 25.12.2013, Бюл.№ 24</p> <p>(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 10.04.2014, Бюл.№ 7</p>	<p>(72) Винахідник(и): Безвесільна Олена Миколаївна (UA), Ткачук Андрій Геннадійович (UA), Козько Костянтин Сергійович (UA)</p> <p>(73) Власник(и): ЖИТОМИРСЬКИЙ ДЕРЖАВНИЙ ТЕХНОЛОГІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ, вул. Черняхівського, 103, м. Житомир, 10005 (UA)</p> <p>(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою: UA 79874 C2; 25.07.2007 RU 93034116 A; 20.12.1995 RU 2010132599 A; 10.02.2012 RU 2056641 C1; 20.03.1996 GB 2481643 A; 04.01.2012 WO 95/05576; 23.02.1995</p>
---	--

(54) АВІАЦІЙНА ГРАВІМЕТРИЧНА СИСТЕМА ДЛЯ ВИМІРЮВАНЬ АНОМАЛІЙ ПРИСКОРЕННЯ СИЛИ ТЯЖІННЯ

(57) Реферат:

Винахід належить до вимірювальної техніки, може бути використаний для проведення гравіметричних вимірів на рухомій основі у геодезії, геології, інерціальних системах навігації. Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння містить гравіметр, систему визначення поточних навігаційних параметрів і вимірювач поточної висоти, виходи яких підключені до входів бортової обчислювальної машини. Гравіметр встановлений на горизонтально стабілізованій платформі, осі якої забезпечені двигунами. Введені два лінійні акселерометри, розташовані на ГСП та підключені до входів БЦОМ, виходи якої підключені до входів двигунів. Чутливий елемент гравіметра розміщений у герметичному корпусі і виконаний у вигляді верхньої та нижньої металевих обкладок, розділених діелектриком. Верхня металева обкладка з'єднана з герметичним корпусом через перший ізолятор. Нижня металева обкладка з'єднана через другий ізолятор із пружною мембраною, до якої прикріплена сейсмічна маса. Технічним результатом винаходу є підвищення точності вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння та надійності авіаційної гравіметричної системи.

UA 105122 C2



Фіг. 1

Винахід належить до галузі вимірювальної техніки і може бути використаний для проведення гравіметричних вимірів на рухомій основі у геодезії, геології, інерціальних системах навігації.

5 Найбільш близьким за сукупністю ознак до винаходу і вибраним як прототип є авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій сили тяжіння [1].

Спільними ознаками прототипу та винаходу є те, що вони містять гравіметр, систему визначення поточних навігаційних параметрів і вимірювач поточної висоти, виходи яких підключені до входів бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ), причому гравіметр встановлений на горизонтальній стабілізованій платформі, осі якої забезпечені двигунами.

10 Проте, на відміну від винаходу, у системі-прототипі для відокремлення сигналу прискорення сили тяжіння від завад використовується фільтр низьких частот. Результат вимірювань, отриманий за допомогою системи-прототипу, містить значні похибки вимірювання, обумовлені саме нестабільністю параметрів фільтра низьких частот у нестационарних умовах, якими характеризуються гравіметричні вимірювання [2]. Ці умови впливають на електронні компоненти

15 фільтра низьких частот, що змінює його частоту зрізу. У кінцевому результаті відфільтрований сигнал не відповідає істинному сигналу прискорення сили тяжіння. Як наслідок, зменшуються як точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння, так і надійність всієї авіаційної гравіметричної системи.

Крім того, чутливим елементом прототипу є гравіметр, виконаний на основі двох

20 триступеневих гіроскопів. Такий гравіметр вимірює проекції повного вектора прискорення сили тяжіння на осі Ox і Oz , які у вигляді двох сигналів надходять на БЦОМ, де на їх основі обчислюється повний вектор прискорення сили тяжіння. Оскільки вимірювання проводяться на рухомій основі, то у процесі переміщення цієї основи у просторі жодна з довжин проекцій повного вектора прискорення сили тяжіння не відповідає істинній довжині даного вектора. Тому

25 точність системи-прототипу є низькою (1-3 мГл) [2], що у сучасних умовах є недостатнім.

Виходи гравіметра системи-прототипу підключені до входів двигунів, які керують кутівим положенням горизонтально стабілізованої платформи (ГСП). Оскільки вихідні сигнали гравіметра містять значні похибки та посиляються на двигуни без попередньої корекції, то ГСП

30 врівноважується несповна і, як наслідок, знижується точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння.

Таким чином, суттєвими недоліками авіаційної гравіметричної системи-прототипу є низькі точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння та надійність.

В основу винаходу поставлено задачу вдосконалення авіаційної гравіметричної системи для вимірювань аномалій сили тяжіння, що містить гравіметр, систему визначення поточних

35 навігаційних параметрів і вимірювач поточної висоти, виходи яких підключені до входів БЦОМ, причому гравіметр встановлений на ГСП, осі якої забезпечені двигунами, шляхом того, що введені два лінійні акселерометри, розташовані на ГСП та підключені до входів БЦОМ, виходи якої підключені до входів двигунів, а чутливий елемент гравіметра розміщений у герметичному корпусі і виконаний у вигляді верхньої та нижньої металевих обкладок, розділених

40 діелектриком, причому верхня металева обкладка з'єднана з герметичним корпусом через перший ізолятор, а нижня металева обкладка з'єднана через другий ізолятор із пружною мембраною, до якої прикріплена сейсмічна маса, щоб забезпечити підвищення точності вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння та надійності авіаційної гравіметричної системи.

45 Поставлена задача вирішується наступним чином.

Чутливий елемент гравіметра авіаційної гравіметричної системи виконано у вигляді верхньої та нижньої металевих обкладок, розділених діелектриком, причому верхня металева обкладка з'єднана з герметичним корпусом через перший ізолятор, а нижня металева обкладка з'єднана через другий ізолятор із пружною мембраною, до якої прикріплена сейсмічна маса.

50 Параметри чутливого елемента гравіметра підібрані таким чином, що його частота власних коливань дорівнює найбільшій частоті гравітаційних прискорень, що може бути виміряна на фоні завад. Тобто, чутливий елемент гравіметра виконує також функції фільтра низьких частот. Це ліквідує вплив на вихідні показання гравіметра похибок, частота яких більша за частоту власних коливань гравіметра, та підвищить точність вимірювання прискорення сили тяжіння.

55 Чутливий елемент гравіметра системи-винаходу забезпечує вимірювання прискорення сили тяжіння лише в одному напрямку - вздовж осі, перпендикулярної площині встановлення гравіметра (Oz). Тобто, у гравіметра відсутня чутливість до поперечних коливань, що підвищує точність вимірювання прискорення сили тяжіння, і, як наслідок, точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння.

Вісь чутливості гравіметра може відхилитися на деякий кут від напрямку місцевої вертикалі. Оскільки напрямок повного вектора прискорення сили тяжіння співпадає з напрямком істинної вертикалі, то внаслідок відхилення осі чутливості гравіметр вимірює не істинне значення повного вектора прискорення сили тяжіння, а його проекцію на миттєве або змінне положення цієї осі чутливості. З метою уникнення такої розбіжності між показаннями гравіметра та істинним значенням повного вектора прискорення сили тяжіння створено систему стабілізації вимірювання осі гравіметра. А саме, гравіметр розміщено на ГСП, врівноваження якої не залежить від показань самого гравіметра і реалізується за допомогою двох лінійних акселерометрів та двигунів, керованих БЦОМ. Таким чином, похибки, що є у вихідних показаннях гравіметра, не впливають на виставлення ГСП у горизонтальне положення, що значно підвищує точність вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння.

Крім того, чутливий елемент гравіметра системи-винаходу розміщено у герметичному корпусі, що дозволяє забезпечити стабільність передавального коефіцієнта гравіметра шляхом захисту його від впливу змін температури, атмосферного тиску, вологості повітря тощо. Це підвищує надійність гравіметра, а, отже, і самої авіаційної гравіметричної системи-винаходу в цілому.

Таким чином, запропонована авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння забезпечує суттєве підвищення точності вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння та підвищення надійності авіаційної гравіметричної системи.

Суть винаходу пояснюється кресленнями.

Перелік креслень:

- фіг. 1 - структурна схема авіаційної гравіметричної системи для вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння;

- фіг. 2 - графік спектральної щільності корисного сигналу прискорення сили тяжіння і завад;

- фіг. 3 - система стабілізації осі чутливості гравіметра.

Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння (фіг. 1) містить гравіметр 1, систему 2 визначення поточних навігаційних параметрів і вимірювач 3 поточної висоти, виходи яких підключені до входів БЦОМ 4, а також ГСП 5, осі якої забезпечені двигунами 14, 15 та лінійними акселерометрами 16, 17.

Гравіметр 1 розташований на ГСП 5, яка забезпечує стабілізацію його осі чутливості у положення вертикалі. Чутливий елемент гравіметра 1 розміщений у герметичному корпусі 6 і виконаний у вигляді верхньої 7 та нижньої 8 металевих обкладок, розділених діелектриком 9, причому верхня металева обкладка 7 з'єднана з герметичним корпусом 6 через перший ізолятор 10, а нижня металева обкладка 8 з'єднана через другий ізолятор 11 із пружною мембраною 12, до якої прикріплена сейсмічна маса 13.

Лінійні акселерометри 16, 17 розташовані на ГСП 5 та підключені до входів БЦОМ 4. До виходів БЦОМ підключені входи двигунів 14, 15.

Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння працює таким чином.

Верхня 7 та нижня 8 металеві обкладки чутливого елемента гравіметра 1, розділені діелектриком 9, утворюють конденсатор зі змінним зазором δ та ємністю C . Під час дії прискорення g_z сили тяжіння на сейсмічну масу 13, виникає сила тяжіння, яка зумовлює її рух. Внаслідок такого руху пружна мембрана 12 починає згинатися, чим змінює зазор δ між верхньою 7 та нижньою 8 металевими обкладками, розділених діелектриком 9, а отже, і ємність C , яка обернено пропорційна прискоренню g_z .

У гравіметрі 1 вихідним сигналом є зміна напруги ΔU [3]:

$$\Delta U = U \frac{\Delta C}{C} = U \frac{\Delta \delta}{\delta}, \quad (1)$$

де U - стала напруга між верхньою 7 та нижньою 8 металевими обкладками;

ΔC - зміна ємності конденсатора, утвореного верхньою 7 та нижньою 8 металевими обкладками, розділеними діелектриком 9;

$\Delta \delta$ - зміна зазору між верхньою 7 та нижньою 8 металевими обкладками [3]:

$$\Delta \delta = \frac{g_z}{\omega_0^2}, \quad (2)$$

де ω_0 - частота власних коливань гравіметра 1.

Таким чином, зміна напруги на виході гравіметра 1 дорівнює.

$$\Delta U = \frac{U g_z}{\delta \omega_0^2}. \quad (3)$$

Вихідний сигнал зміни напруги ΔU на виході гравіметра 1 позначимо f_z і запишемо у вигляді [2]:

$$f_z = g_z + \sigma_{\ddot{h}}, (4)$$

де \ddot{h} - вертикальне прискорення літального апарата;

5 $\sigma_{\ddot{h}}$ - похибка від впливу вертикального прискорення літального апарата.

Переважаюча частота корисного сигналу, який відповідає прискоренню сили тяжіння (фіг. 2, крива 2), дорівнює 0,00175 рад/с, а переважаюча частота сигналу-завади, який відповідає вертикальному прискоренню рухомої основи - 0,269 рад/с (фіг. 2, крива 1). Частота власних коливань чутливого елемента гравіметра 1 підібрана таким чином, щоб забезпечити відокремлення корисного сигналу прискорення сили тяжіння від сигналу-завади вертикального прискорення рухомої основи.

10 Саме за допомогою низькочастотної фільтрації з частотою зрізу 0,1 рад/с можна відокремлювати корисний сигнал із похибкою, меншою ніж 0,1 мГл. При цьому у вихідному сигналі гравіметра 1, окрім впливу вертикального прискорення рухомої основи, також усуваються інші компоненти збурень, переважаюча частота яких більша за 0,1 рад/с. До таких збурень належать поступальні віброприскорення з переважаючою частотою 3140 рад/с та кутові віброприскорення з переважаючою частотою понад 0,1 рад/с.

Отже, частота ω_0 власних коливань гравіметра 1 дорівнює [3]:

$$\omega_0 = \frac{1}{\tau} \Rightarrow \tau = R_{\Sigma} C_{\Sigma}, (5)$$

20 де τ - стала часу;

R_{Σ} - сумарний опір чутливого елемента гравіметра 1;

C_{Σ} - сумарна ємність чутливого елемента гравіметра 1.

3 формули (5) впливає, що частота власних коливань гравіметра 1 буде зменшуватись при збільшенні його сумарних ємності чи опору. Тобто, якщо частота власних коливань гравіметра 1 дорівнює 0,1 рад/с, то стала часу τ дорівнюватиме:

$$\tau = R_{\Sigma} C_{\Sigma} = \frac{1}{\omega_0} = \frac{1}{0,1} = 10(\text{с}). (6)$$

30 Стабілізація осі чутливості гравіметра 1 виконується наступним чином (фіг. 3). Лінійні акселерометри 16, 17 встановлені на ГСП 5, що орієнтована у географічній системі координат. Їх осі чутливості спрямовані на північ та схід відповідно, а вихідні сигнали f_y та f_x мають вигляд [2]:

$$f_x = -\left(2\dot{r}\dot{\varphi}_c + r\ddot{\varphi}_c\right) \cos \chi + \left(\ddot{r} - r\dot{\varphi}_c^2\right) \sin \chi - 2r\omega_3 \dot{\lambda} \cos \varphi_c \sin \varphi - r\dot{\lambda} \cos \varphi_c \sin \varphi + \aleph g_z ; (7)$$

$$f_y = 2r\dot{\varphi}_c \omega_3 \sin \varphi_c + 2r\varphi_c \dot{\lambda} \sin \varphi_c - 2r\dot{\lambda} \cos \varphi_c - r\ddot{\lambda} \cos \varphi_c - 2r\omega_3 \cos \varphi_c - \nu g_z, (8)$$

де r - радіус місцезнаходження літального апарата (\dot{r}, \ddot{r} - перша та друга його похідні відповідно);

35 \aleph, ν - кути між нормаллями до еліпсоїда і геоїда відповідно у меридіональному перерізі та у площині перерізу, перпендикулярного площині меридіана;

ω, ω_c - географічна та геоцентрична широта відповідно ($\dot{\varphi}_c, \ddot{\varphi}_c$ - перша та друга її похідні відповідно);

χ - відхилення від вертикалі;

40 ω_3 - кутова швидкість обертання Землі;

λ - довгота місця ($\dot{\lambda}, \ddot{\lambda}$ - перша та друга її похідні відповідно).

Отримані сигнали надходять до БЦОМ 4, де формується керуючий сигнал, що надходить на входи двигунів 14, 15, які, у свою чергу, вирівнюють ГСП 5 у нульове положення.

45 Вихідний сигнал гравіметра 1 подається на вхід БЦОМ 4, куди також подаються вихідні сигнали від системи 2 визначення поточних навігаційних параметрів та вимірювача 3 поточної висоти. БЦОМ 4 на основі отриманих даних обчислює аномалії прискорення сили тяжіння за формулою [2]:

$$\Delta g = f_z + E + A - \ddot{h} - \gamma_0, \quad (9)$$

де Δg - аномалія прискорення сили тяжіння;

E - поправка Етвеша;

A - поправка на висоту;

5 γ_0 - довідкове значення прискорення сили тяжіння.

Таким чином, авіаційна гравіметрична система-винахід забезпечує суттєве підвищення точності вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння.

Джерела інформації:

10 1. Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння: Патент України на винахід 79874, МПК G01V 7/00 / О.М. Безвесільна, Ю.О. Подчашинський. - № а200509695; Заявл. 14.10.05; Опубл. - 25.07.07. - Бюл. № 11. - 4 с.

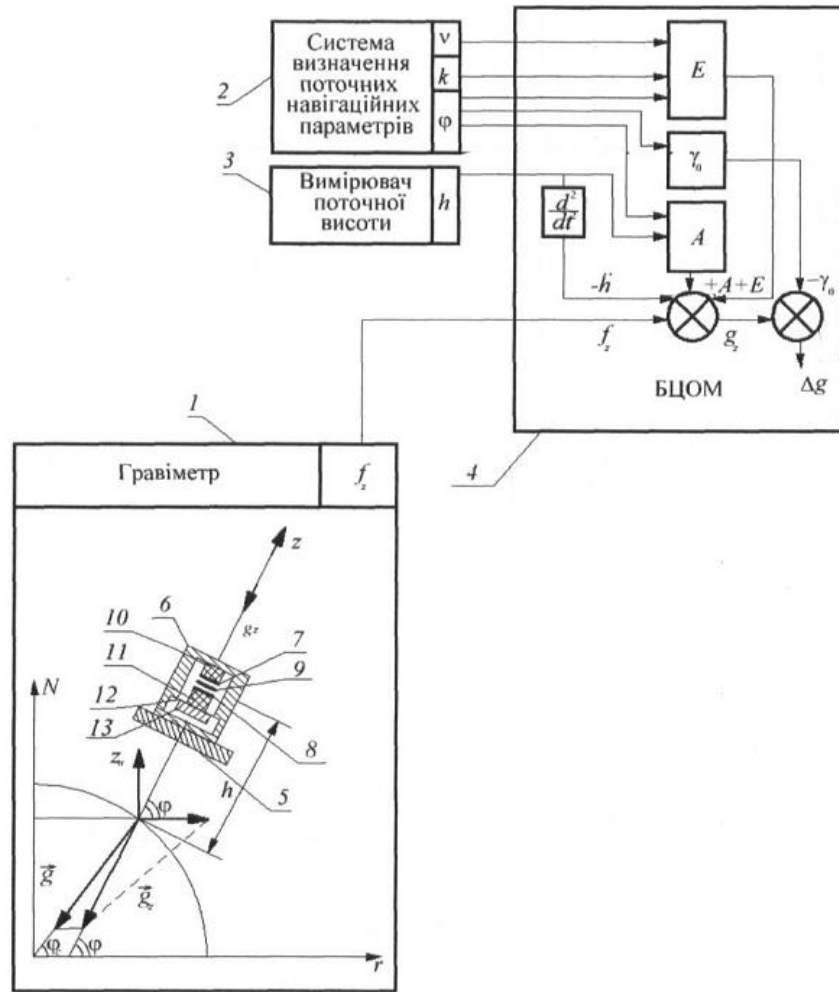
2. Безвесільна О.М. Вимірювання прискорень / О.М. Безвесільна. - К.: Либідь, 2001.-261 с.

3. Перетворюючі пристрої приладів: Підручник / О.М. Безвесільна, П.М. Таланчук. - К.: ІСДО, 1994. - 448 с.

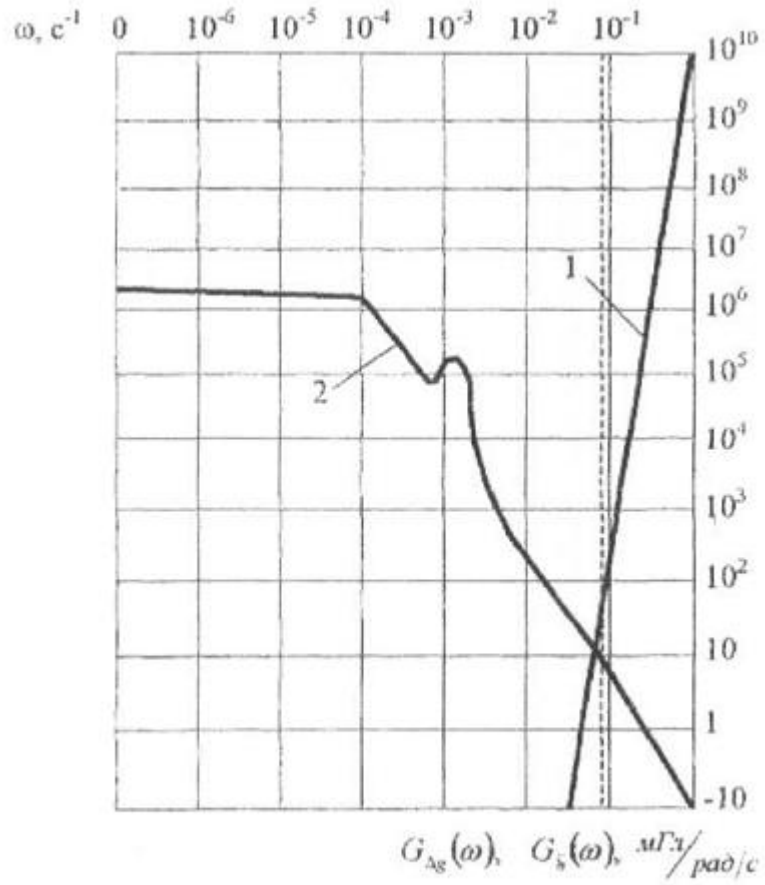
15

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

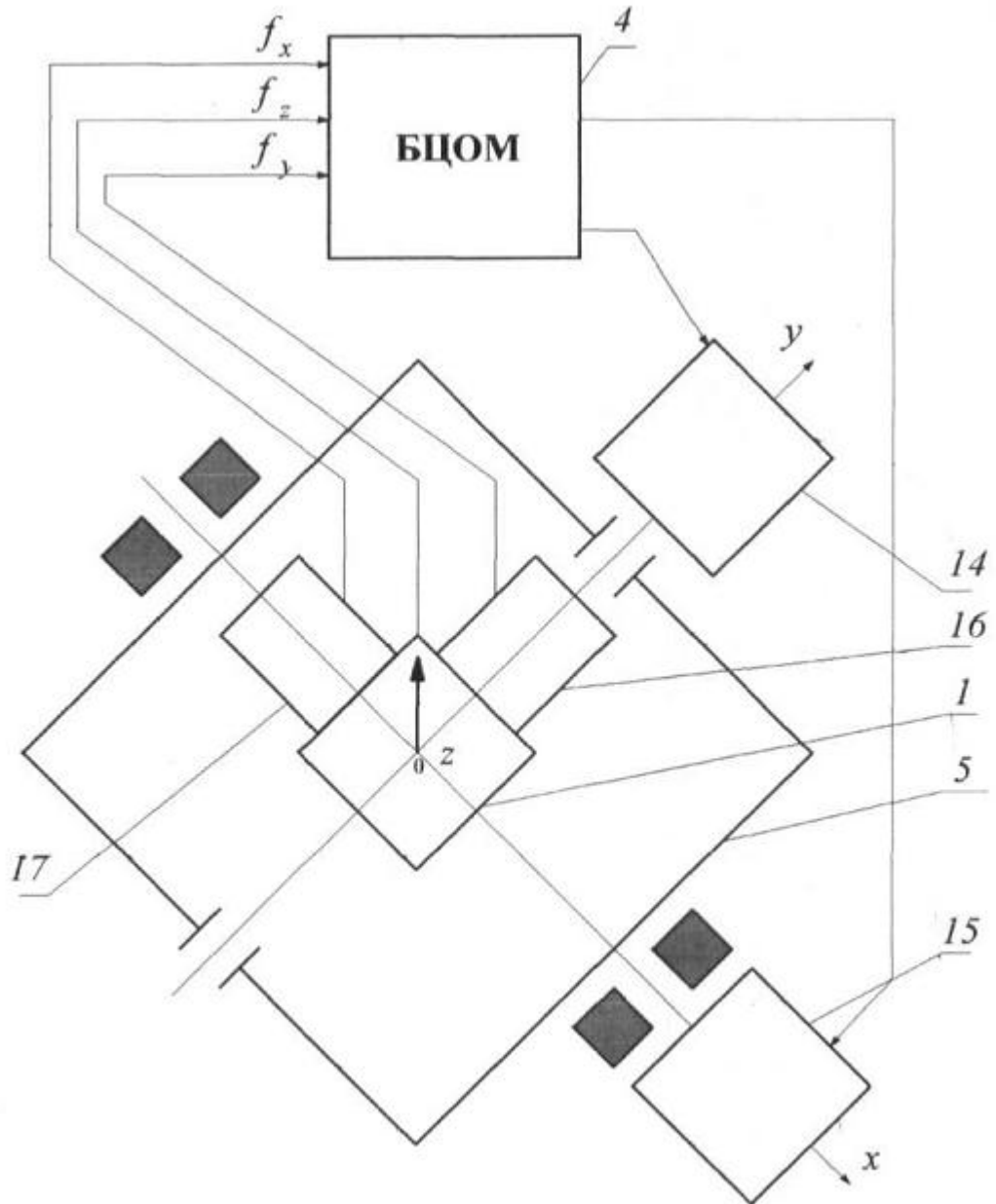
Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння, що містить гравіметр (1), систему (2) визначення поточних навігаційних параметрів і вимірювач (3) поточної висоти, виходи яких підключені до входів бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) (4), причому гравіметр (1) встановлений на горизонтальній стабілізованій платформі (ГСП) (5), осі якої забезпечені двигунами (14), (15), яка **відрізняється** тим, що введені два лінійні акселерометри (16), (17), розташовані на ГСП (5) та підключені до входів БЦОМ (4), виходи якої підключені до входів двигунів (14), (15), а чутливий елемент гравіметра (1) розміщений у герметичному корпусі (6) і виконаний у вигляді верхньої (7) та нижньої (8) металевих обкладок, розділених діелектриком (9), причому верхня металева обкладка (7) з'єднана з герметичним корпусом (6) через перший ізолятор (10), а нижня металева обкладка (8) з'єднана через другий ізолятор (11) із пружною мембраною (12), до якої прикріплена сейсмічна маса (13).



Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3

Комп'ютерна верстка І. Скворцова

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601