



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **105949** (13) **C2**
(51) МПК (2014.01)
G01V 7/00

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

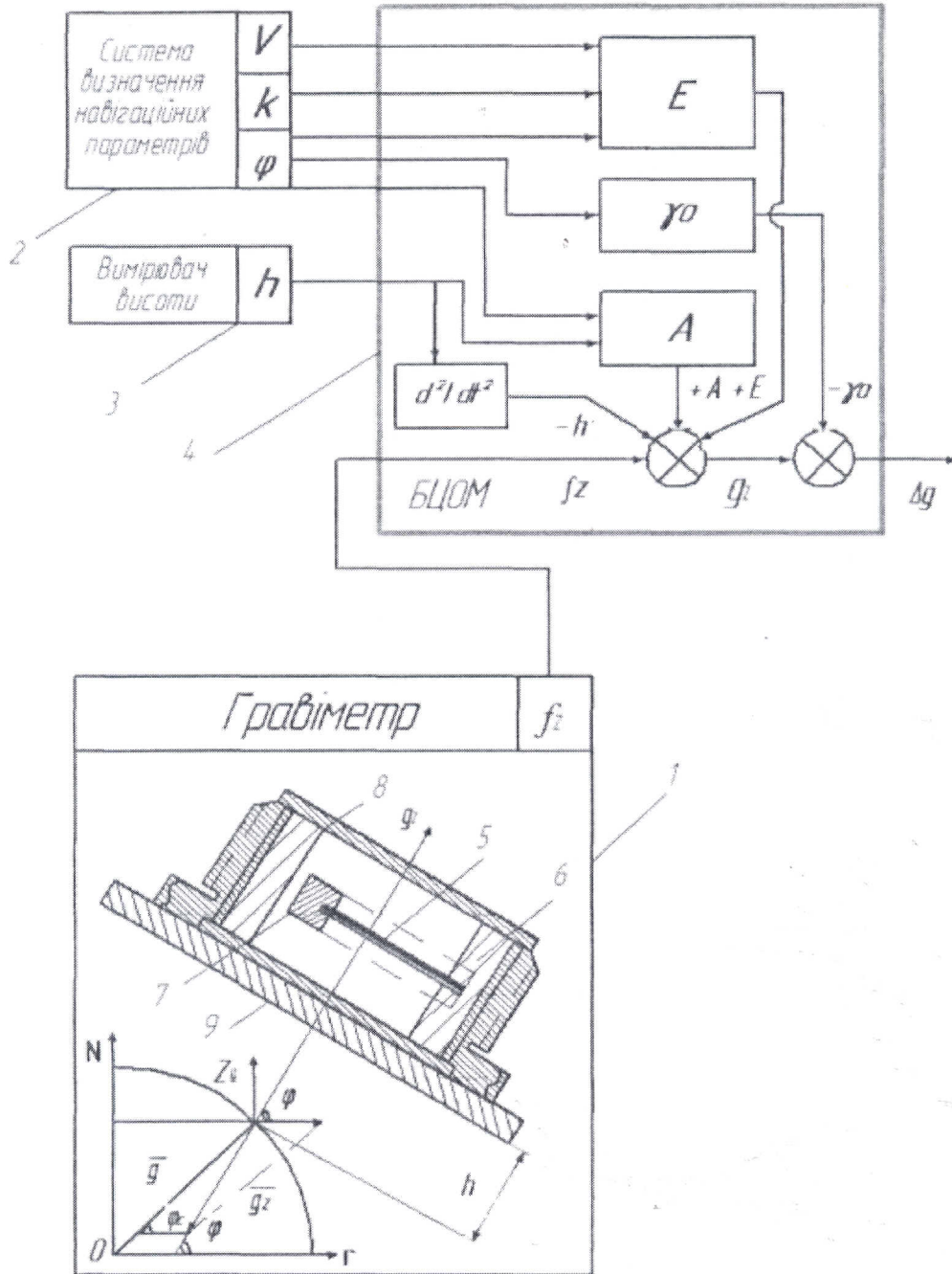
<p>(21) Номер заявки: а 2012 11163</p> <p>(22) Дата подання заявки: 26.09.2012</p> <p>(24) Дата, з якої є чинними права на винахід: 10.07.2014</p> <p>(41) Публікація відомостей про заявку: 10.04.2014, Бюл.№ 7</p> <p>(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 10.07.2014, Бюл.№ 13</p>	<p>(72) Винахідник(и): Безвесільна Олена Миколаївна (UA), Ткачук Андрій Геннадійович (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: US 3186237 A, 01.06.1965 US 3247404 A, 19.04.1966 SU 934389 A1, 07.06.1982 SU 573757 A1, 25.09.1977 UA 79874 C2, 25.07.2007 UA 48217 C2, 15.08.2002</p>
--	---

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

(57) Реферат:

Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння належить до вимірювальної техніки. Винахід містить систему визначення поточних навігаційних параметрів, вимірювач поточної висоти і гравіметр, виходи яких підключені до бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ). Гравіметр авіаційної гравіметричної системи встановлений на двовісній платформі, осі якої забезпечені двома двигунами. Чутливий елемент гравіметра розміщений у герметичному корпусі і виконаний у вигляді закріпленого на стрижні п'єзоелемента, на вільному кінці якого розміщено інерційну масу. На двовісній платформі розташовані два лінійні акселерометри, які підключені до входів БЦОМ, до виходів якої підключені двигуни. Винахід дозволяє підвищити точність та надійність авіаційної гравіметричної системи для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння.

UA 105949 C2



Фиг. 1

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

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

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

10 Проте, на відміну від авіаційної гравіметричної системи-винаходу, чутливим елементом авіаційної гравіметричної системи-прототипу є гравіметр, виконаний на основі двох триступеневих гіроскопів. Він вимірює дві проекції повного вектора прискорення сили тяжіння на осях Ox і Oz , які у вигляді двох сигналів надходять до БЦОМ, де на їх основі обчислюється повний вектор прискорення сили тяжіння. Але, оскільки вимірювання проводиться на рухомій основі, то у процесі переміщення цієї основи у просторі довжини проекцій повного вектора прискорення сили тяжіння на осях Ox і Oz не відповідають істинній довжині даного вектора. Незважаючи на те, що у авіаційній гравіметричній системі-прототипі повний вектор прискорення сили тяжіння обчислюється як півсума його проекцій на вимірювальні осі, її точність вимірювання є низькою.

20 Крім того, виходи гравіметра підключені до входів двигунів, які керують кутовим положенням двовісної платформи. Оскільки, як зазначалось раніше, вихідні сигнали гравіметра містять значні похибки та посилаються без попереднього обчислення та корекції на двигуни, то платформа врівноважується несповна і, як наслідок, знижується точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння.

25 Передавальний коефіцієнт гравіметра авіаційної гравіметричної системи-прототипу залежить від пружних властивостей його конструктивних елементів, які значною мірою піддаються впливу таких зовнішніх факторів, як зміна температури та атмосферного тиску, шуми різного походження та вібрації у місці встановлення приладу, що не лише зменшує точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння, а й знижує надійність авіаційної гравіметричної системи-прототипу.

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

35 В основу винаходу поставлено задачу вдосконалення авіаційної гравіметричної системи для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння, що містить систему визначення поточних навігаційних параметрів, вимірювач поточної висоти і гравіметр, виходи яких підключені до бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ), причому гравіметр встановлений на двовісній платформі, осі якої забезпечені двигунами, шляхом того, що чутливий елемент гравіметра розміщений у герметичному корпусі і виконаний у вигляді закріпленого на стрижні п'єзоелемента, на вільному кінці якого розміщено інерційну масу, а також введені два лінійні акселерометри, розташовані на двовісній платформі та підключені до входів БЦОМ, виходи якої підключені до входів двигунів, щоб забезпечити підвищення точності вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння та надійності.

Поставлена задача вирішується таким чином.

45 Чутливий елемент гравіметра авіаційної гравіметричної системи-винаходу виконано у вигляді закріпленого на стрижні п'єзоелемента, а принцип роботи оснований на явищі п'єзоелектричного ефекту. П'єзоелемент виконаний з кварцу і працює на основі деформації згину. Такий чутливий елемент забезпечує вимірювання прискорення сили тяжіння лише в одному напрямку - вздовж осі, перпендикулярної площині встановлення гравіметра (Oz). Це зменшує чутливість гравіметра до поперечних коливань, а тому підвищує точність вимірювання прискорення сили тяжіння і, як наслідок, точність вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння.

50 За рахунок вибору п'єзоматеріалу та геометричних розмірів п'єзоелемента можна регулювати власну частоту гравіметра, а саме зменшувати її, що дозволить використовувати даний п'єзоелемент і у вигляді фільтра низьких частот. Це ліквідує вплив на вихідні показання гравіметра похибок, частота яких більша за власну частоту гравіметра, та підвищить точність вимірювання прискорення сили тяжіння.

60 Гравіметр розміщений на двовісній платформі, врівноваження якої, тобто стабілізація осі чутливості гравіметра (Oz), не залежить від показань самого гравіметра і реалізується за допомогою двох лінійних акселерометрів та двигунів, керованих БЦОМ. Тому похибки, які є в наявності у вихідних показаннях гравіметра, не впливають у жодному разі на виставлення

платформи у горизонтальне положення, що значно підвищує точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння.

Крім того, чутливий елемент гравіметра розміщено у герметичному корпусі, що дозволяє забезпечити стабільність передавального коефіцієнта гравіметра шляхом захисту його від впливу змін температури, атмосферного тиску, вологості повітря тощо. Це підвищить 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 надійності.

Суть винаходу пояснюється кресленнями.

Перелік креслень:

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

- фіг. 2 - похибка позиціонування гравіметра;

- фіг. 3 - стабілізація осі чутливості гравіметра.

Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння (фіг. 1) містить систему 2 визначення поточних навігаційних параметрів, вимірювач 3 поточної висоти і гравіметр 1, виходи яких підключені до БЦОМ 4, а також двовісну платформу 9, осі якої забезпечені двигунами 12, 13 та лінійними акселерометрами 10, 11.

Гравіметр 1 розташований на двовісній платформі 9, яка забезпечує стабілізацію його осі чутливості у положення вертикалі. Чутливий елемент гравіметра 1 розміщений у герметичному корпусі 8 і виконаний у вигляді закріпленого на стрижні 6 п'єзоелемента 5, на вільному кінці якого розміщено інерційну масу 7.

Лінійні акселерометри 10, 11 розташовані на двовісній платформі 9 та підключені до входів БЦОМ 4. До виходів БЦОМ 4 підключені входи двигунів 12, 13.

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

Під дією прискорення g_z сили тяжіння на інерційну масу 7 виникає сила тяжіння, внаслідок дії якої п'єзоелемент 5 згинається на деякий кут. У результаті такого деформування спостерігається явище прямого п'єзоефекту - утворення на поверхні п'єзоелемента 5 електричного заряду Q , який прямо пропорційний g_z .

У гравіметрі 1, зазвичай, вихідною величиною є напруга U , а не заряд Q [3]:

$$U = \frac{d_{ij} \cdot m \cdot g_z}{C_{ПЕ}}, \quad (1)$$

де d_{ij} - п'єзомодуль (параметр п'єзоелемента 5, який залежить від матеріалу його виготовлення);

m - вага п'єзоелемента 5 та інерційної маси 7 разом;

$C_{ПЕ}$ - електрична ємність п'єзоелемента 5.

Вихідний сигнал напруги з гравіметра 1, що пропорційний гравітаційному прискоренню g_z , у подальшому будемо позначати через f_z .

Як бачимо, гравіметр 1 вимірює прискорення сили тяжіння лише як його проекцію на головну вісь чутливості Oz .

Вісь чутливості гравіметра 1 може відхилитися на деякий кут χ від напрямку місцевої вертикалі (фіг. 2). Оскільки напрямок повного вектора прискорення сили f_z тяжіння співпадає з напрямком істинної вертикалі, то внаслідок відхилення осі чутливості гравіметр 1 вимірює не істинне значення повного вектора прискорення сили тяжіння, а його проекцію $f_{z\epsilon}$ і миттєве або змінне положення цієї осі чутливості.

З метою уникнення такої розбіжності між показаннями гравіметра 1 та істинним значенням повного вектора прискорення сили тяжіння запропоновано створити систему стабілізації вимірювальної осі гравіметра 1. Тому гравіметр 1 встановлено на двовісній платформі 9, яка має у своєму складі два лінійні акселерометри 10, 11 та виконавчі механізми у вигляді двигунів 12, 13 (фіг. 3). Стабілізація осі чутливості гравіметра 1 виконується наступним чином.

Лінійні акселерометри 10, 11 встановлені на двовісній платформі 9, що орієнтована у географічній системі координат, їх осі чутливості спрямовані на північ та на схід відповідно, а вихідні сигнали f_y та f_x мають вигляд [2]:

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

$$f_y = 2r\dot{\varphi}_c\omega_3 \sin\varphi_c + \dot{\lambda}\sin\varphi_c - 2\dot{r}\dot{\lambda}\cos\varphi_c - r\ddot{\lambda}\cos\varphi_c - 2\dot{r}\omega_3 \cos\varphi_c - v\dot{g}_z, \quad (3)$$

де r - радіус місцезнаходження літального апарату;
 \varkappa, v - кути між нормаллями до еліпсоїда і геоїда відповідно у меридіональному перерізі та у площині перерізу, перпендикулярного площині меридіана;
 φ, φ_c - географічна та геоцентрична широта відповідно;
 χ - відхилення від вертикалі;
 ω_3 - кутова швидкість обертання Землі;
 λ - довгота місця.

Отримані сигнали надходять до БЦОМ 4, де формується керуючий сигнал та надходить до двигунів 12, 13, які, у свою чергу, вирівнюють двовісну платформу 9 у нульове положення.

Якщо двовісна платформа 9 виставлена абсолютно точно у положення вертикалі, то горизонтальні компоненти прискорення сили тяжіння дорівнюють нулю. Вважаючи, що $\varkappa g = -v\dot{g} = 0$, запишемо складові, які буде компенсовувати БЦОМ 4:

$$f_x \Rightarrow 0 = 2r\omega_3\dot{\lambda}\cos\varphi_c \sin\varphi - r\dot{\lambda}\cos\varphi_c \sin\varphi; \quad (4)$$

$$f_y \Rightarrow 0 = 2r\dot{\varphi}_c\omega_3 \sin\varphi_c + 2r\dot{\varphi}_c\dot{\lambda}\sin\varphi_c - 2\dot{r}\dot{\lambda}\cos\varphi_c - 2\dot{r}\omega_3 \cos\varphi_c. \quad (5)$$

Якщо знехтувати складовими другого порядку та прийняти відхилення від вертикалі рівним нулю, то дістанемо:

$$f_x = -r\ddot{\varphi}_c; \quad (6)$$

$$f_y = -2r\ddot{\lambda}\cos\varphi_c. \quad (7)$$

Сигнал $\dot{\varphi}$ буде використовуватися для керування двовісною платформою 9 відносно осі Ox , спрямованої на північ, а сигнал $\dot{\lambda}\cos\varphi$ - для керування відносно осі Oy , спрямованої на схід.

Вихідний сигнал f_z п'єзоелектричного 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]:

$$\Delta g = f_z + E + A - \ddot{h} - \gamma_0, \quad (8)$$

де f_z - вихідний сигнал гравіметра авіаційної гравіметричної системи;

E - поправка Етвеша;

A - поправка на висоту;

\ddot{h} - вертикальне прискорення літального апарата;

γ_0 - довідкове значення прискорення сили тяжіння.

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

Джерела інформації:

1. Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння: Патент України на винахід 79874, МПК G 01 V 7/00 / О.М. Безвесільна, Ю.О. Подчашинський. - № а200509695; Заявл. 14.10.05; Опубл. - 25.07.07. - Бюл. № 11. - 4 с.

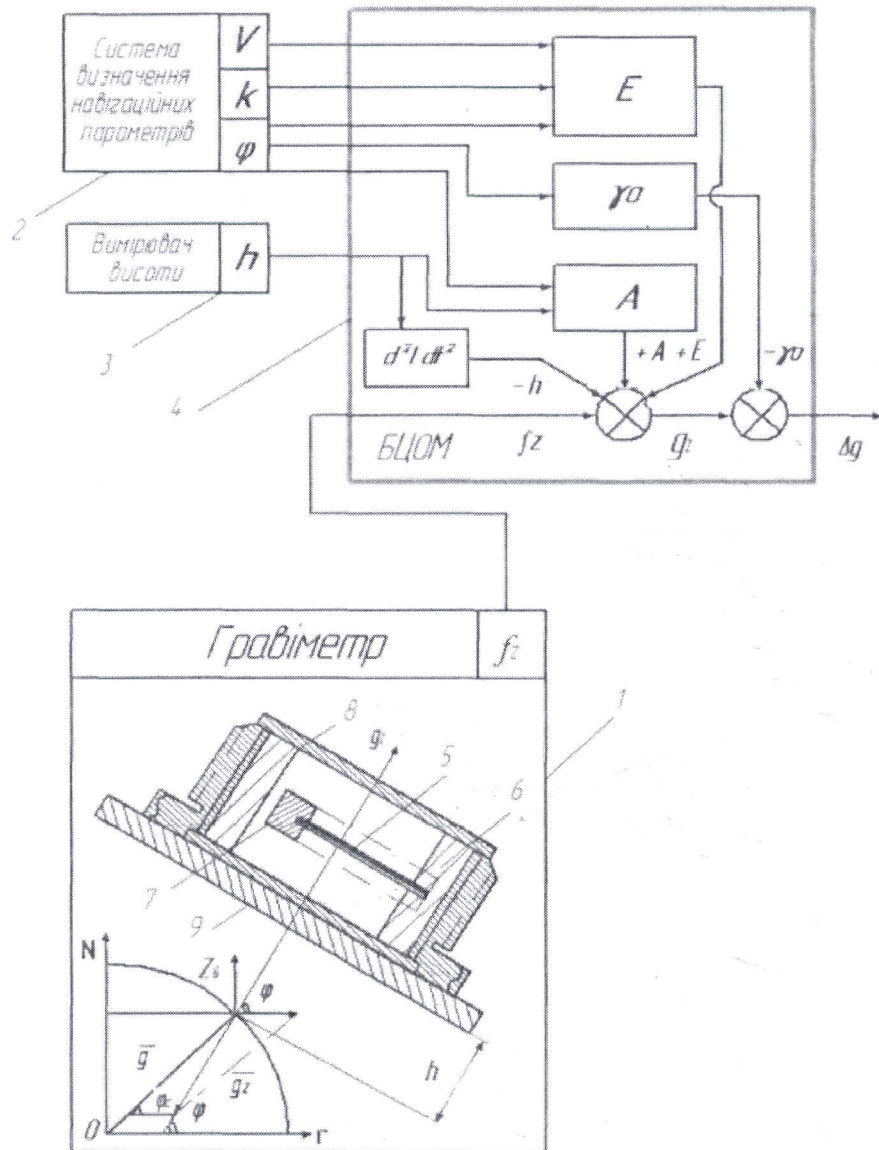
2. Безвесільна О.М. Вимірювання прискорень / Безвесільна О.М. - К.: Либідь, 2001. - 261 с.

3. Янчич В.В. Пьезоэлектрические датчики вибрационного и ударного ускорения: учебное пособие / Янчич В.В. - Ростов на Дону, 2008. - 77 с.

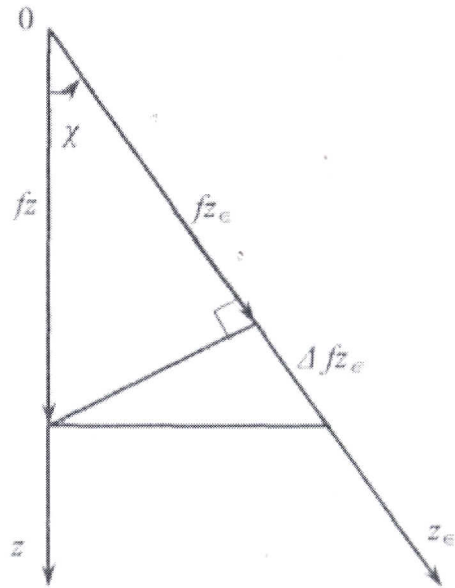
ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

5

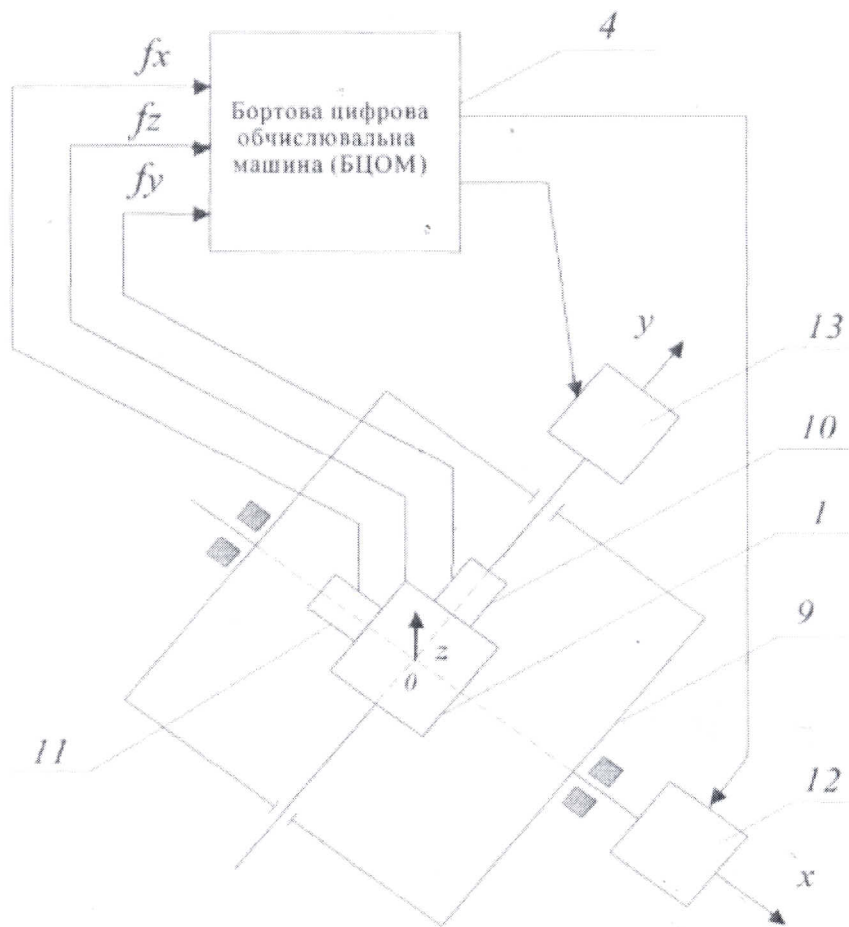
10 Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння, що містить систему (2) визначення поточних навігаційних параметрів, вимірювач (3) поточної висоти і гравіметр (1), виходи яких підключені до бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) (4), причому гравіметр (1) встановлений на двовісній платформі (9), осі якої забезпечені двигунами (12), (13), який відрізняється тим, що чутливий елемент гравіметра (1) розміщений у герметичному корпусі (8) і виконаний у вигляді закріпленого на стрижні (6) п'єзоелемента (5), на вільному кінці якого розміщено інерційну масу (7), а також введені два лінійні акселерометри (10, 11), розташовані на двовісній платформі (9) та підключені до входів БЦОМ (4), виходи якої підключені до входів двигунів (12), (13).



Фиг. 1



Фир. 2



Фиг. 3

Комп'ютерна верстка Л. Ціхановська

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