УКРАЇНА

(19) UA (11) 95042 (13) C2

(51) МПК
G01V 7/06 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ВЛАСНОСТІ

ОПИС
ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

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

(21) a201008877
(22) 16.07.2010
(24) 25.06.2011
(46) 25.06.2011, Бюл.№ 12, 2011 р.
(72) БЕЗВЕСІЛЬНА ОЛЕНА МИКОЛАЇВНА, ПОДЧАШИНСЬКИЙ ЮРІЙ ОЛЕКСАНДРОВИЧ, ТКАЧЕНКО СВІТЛАНА СЕРГІЇВНА, КОВАЛЬ АНТОН ВАЛЕРІЙОВИЧ, ГУРА ЄВГЕН ВІКТОРОВИЧ
(73) ЖИТОМИРСЬКИЙ ДЕРЖАВНИЙ ТЕХНОЛОГІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
(56) UA 78620 C2, 10.04.2007
SU 133616, 07.11.1961
RU 2149429 C1, 20.05.2000
RU 2189617 C1, 20.09.2002
US 5272639 A, 21.12.1993
WO 9607113 A1, 03.07.1996
UA 79874 C2, 25.07.2007
(57) Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння, що містить систему визначення навігаційних параметрів (2) та вимірювач висоти (3), які підключені до першого та другого входів бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) (4), і гіроскопічний гравіметр (1), який містить два тристепеневі гіроскопи (8, 9), ротори яких виконані такими, що обертаються в протилежні боки, а їх центри мас зміщені на однакову відстань у один бік вздовж осей обертання, причому на осях (21, 22) зовнішньої рамки (14) тристепеневих гіроскопів (8, 9) розташовані перший та другий датчики кута (12, 13), а на осях (23, 24) внутрішніх рамок (15, 16) розташовані третій та четвертий датчики кута (18, 20), яка **відрізняється** тим, що додатково містить блок алгоритмічної компенсації похибок вимірювань прискорення сили тяжіння (25) у складі БЦОМ (4), при цьому до першого, другого, третього та четвертого його входів підключені, відповідно, виходи першого, другого, третього та четвертого датчиків кута (12, 13, 18, 20).

Винахід належить до галузі вимірювальної техніки і може бути використаний для гравіметричних вимірювань на рухомій основі, зокрема в геодезії, геології, інерціальних системах навігації.

Відома авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння [1, фіг.1, 2], основу якої складає гравіметр, виконаний на основі двох тристепеневих гіроскопів. Цю систему вибрано за прототип.

Спільними суттєвими ознаками авіаційної гравіметричної системи-прототипу і авіаційної гравіметричної системи-винаходу є те, що вони містять систему визначення навігаційних параметрів та вимірювач висоти, які підключені до першого та другого входів бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ), і гіроскопічний гравіметр, який містить два тристепеневі гіроскопи, ротори яких виконані такими, що обертаються в протилежні боки, а їх центри мас зміщені на однакову відстань у один бік вздовж осей обертання, на осях зовнішньої рамки тристепеневих гіроскопів розташовані перший та другий датчики кута, а на осях внутрішніх рамок розташовані третій та четвертий датчики кута.

Проте, на відміну від авіаційної гравіметричної системи-винаходу, в авіаційній гравіметричній системі-прототипі входи БЦОМ з'єднані з виходами гіроскопічного гравіметра по першій та другій осях чутливості. При цьому виходи першого та другого датчиків кута підключені до входів першого суматора, вихід якого є виходом гіроскопічного гравіметра по першій осі чутливості. Виходи третього та четвертого датчиків кута підключені до входів другого суматора, вихід якого є виходом гіроскопічного гравіметра по другій осі чутливості.

Сигнали на виходах кожного датчика кута містять похибки, що обумовлені: нелінійними викривленнями траєкторій руху тристепеневих гіроскопів; нерівністю нуля показника загасання прецесійних коливань внаслідок дії на тристепеневі гіроскопи

(19) UA (11) 95042 (13) C2

моментів типу в'язкого тертя; неізохронністю прецесійних коливань тристепеневих гіроскопів; розбігом колової частоти прецесійних коливань, яка використовується в алгоритмах обчислень у БЦОМ, з коловою частотою прецесійних коливань тристепеневих гіроскопів [2]. В результаті додавання цих сигналів за допомогою суматорів похибки на виходах гіроскопічного гравіметра по обох осях чутливості суттєво збільшуються.

Результати вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння в авіаційній гравіметричній системі-прототипі формуються у БЦОМ на основі даних, що надійшли на входи БЦОМ з виходів гіроскопічного гравіметра по обох осях чутливості. При цьому в авіаційній гравіметричній системі-прототипі відсутні засоби компенсації похибок, що наявні на виходах гіроскопічного гравіметра по обох осях чутливості. Тому ці похибки суттєво знижують точність результатів вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння.

Таким чином, результати вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння, що отримані в авіаційній гравіметричній системі-прототипі, мають недостатню точність.

В основу винаходу поставлена задача удосконалення авіаційної гравіметричної системи для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння, щоб забезпечити підвищення точності вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння.

Поставлена задача вирішується шляхом того, що до складу БЦОМ додатково введений блок алгоритмічної компенсації похибок вимірювань прискорення сили тяжіння, до першого, другого, третього та четвертого входів якого підключено виходи першого, другого, третього та четвертого датчиків кута відповідно.

Сигнали α_1, α_2 з виходів першого та другого датчиків кута та сигнали β_1, β_2 з виходів третього та четвертого датчиків кута містять систематичні похибки ΔR_{ij} (i=1, ..., 5 та визначає номер складової частини похибки, j=1, ..., 4 та визначає сигнал α_1, α_2, β_1 або β_2, на який діє дана похибка). Як відомо [2], ці похибки обумовлені дією на гіроскопічний гравіметр таких факторів:

1. ΔR_{1i} - нелінійні викривлення траєкторій руху тристепеневих гіроскопів;

2. ΔR_{2i} - нерівність нуля показника згасання прецесійних коливань через дію на тристепеневі гіроскопи моментів типу в'язкого тертя;

3. ΔR_{3j} - неізохронність прецесійних коливань тристепеневих гіроскопів;

4. ΔR_{4j} - розбіг колової частоти прецесійних коливань, яка використовується в алгоритмах обчислень у БЦОМ, з коловою частотою прецесійних коливань тристепеневих гіроскопів;

5. ΔR_{5j} - завади, що викривляють траєкторії руху тристепеневих гіроскопів та приводять до виникнення систематичної складової частини похибки.

В блоці алгоритмічної компенсації похибок вимірювань прискорення сили тяжіння виконується розрахунок систематичних похибок вимірювань ΔR_{ij} на основі підходів, викладених в [3, 4].

Далі блок алгоритмічної компенсації похибок вимірювань прискорення сили тяжіння виконує компенсацію систематичних похибок шляхом їх виключення за формулою [5]:

$$\alpha_1^* = \alpha_1 - \sum_i \Delta R_{i1}, \quad \alpha_2^* = \alpha_2 - \sum_i \Delta R_{i2},$$
$$\beta_1^* = \beta_1 - \sum_i \Delta R_{i3}, \quad \beta_2^* = \beta_2 - \sum_i \Delta R_{i4}, \qquad (1)$$

Таким чином, в авіаційній гравіметричній системі-винаході забезпечується суттєве підвищення точності вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння.

Суть винаходу пояснюється кресленнями.

Перелік креслень:

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

фіг.2 - структурна схема гіроскопічного гравіметра;

фіг.3 - схема обчислення повного вектора прискорення сили тяжіння.

Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння (фіг.1) містить гіроскопічний гравіметр 1, систему 2 визначення навігаційних параметрів та вимірювач 3 висоти, які підключені до бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) 4, а також двовісну платформу 5, осі якої забезпечені ідентичними двигунами 6,7.

Гіроскопічний гравіметр 1 містить два тристепеневі гіроскопи 8, 9, ротори яких виконані таким чином, що обертаються в протилежні боки, а їх центри мас C_1 і C_2 зміщені на однакову відстань l у один бік вздовж осей обертання.

Тристепеневий гіроскоп 8 розташований у внутрішній рамці 15 та зовнішній рамці 14. На осі 23 внутрішньої рамки 15 розташований третій датчик 18 кута. До виходу третього датчика 18 кута підключений датчик 10 моменту, розташований на осі 21 зовнішньої рамки 14. На осі 21 зовнішньої рамки 14 розташований перший датчик 12 кута. До виходу першого датчика 12 кута підключено датчик 17 моменту, розташований на осі 23 внутрішньої рамки 15.

Тристепеневий гіроскоп 9 розташований у внутрішній рамці 16 та зовнішній рамці 14. На осі 24 внутрішньої рамки 16 розташований четвертий датчик 20 кута. До виходу четвертого датчика 20 кута підключений датчик 11 моменту, розташований на осі 22 зовнішньої рамки 14. На осі 22 зовнішньої рамки 14 розташований другий датчик 13 кута. До виходу другого датчика 13 кута підключено датчик 19 моменту, розташований на осі 24 внутрішньої рамки 16.

Виходи першого та другого датчиків 12, 13 кута підключені до входів першого суматора 26, вихід якого є виходом гіроскопічного гравіметра 1 по першій осі чутливості (сигнал f_z). Виходи третього та четвертого датчиків 18, 20 кута підключені до входів другого суматора 27, вихід якого є виходом гіроскопічного гравіметра 1 по другій осі чутливості (сигнал f_x).

Перша вісь чутливості гіроскопічного гравіметра 1 (вісь Oz) співпадає з напрямком осей 21 і 22 зовнішньої рамки 14 тристепеневих гіроскопів 8 і 9. Друга вісь чутливості гіроскопічного гравіметра 1

(вісь Ox) співпадає з напрямком осей 23 і 24 внутрішніх рамок 15 і 16 тристепеневих гіроскопів 8 і 9.

Гіроскопічний гравіметр 1 встановлений на двовісній платформі 5, осі якої забезпечені ідентичними двигунами 6, 7. Вихід гіроскопічного гравіметра 1 по першій осі чутливості (сигнал f_z) підключений до входу другого двигуна 6, що керує кутовим положенням двовісної платформи 5 по другій осі чутливості гіроскопічного гравіметра 1. Вихід гіроскопічного гравіметра 1 по другій осі чутливості (сигнал f_x) підключений до входу першого двигуна 7, що керує кутовим положенням двовісної платформи 5 по першій осі чутливості гіроскопічного гравіметра 1.

До складу БЦОМ 4 входить блок 25 алгоритмічної компенсації похибок вимірювань прискорення сили тяжіння. До першого, другого, третього та четвертого входів цього блока підключено виходи першого, другого, третього та четвертого датчиків 12, 13, 18, 20 кута відповідно.

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

Складова частина g_x прискорення сили тяжіння (проекція на вісь Ox) спрямована вздовж осей 23 і 24 внутрішніх рамок 15 і 16 тристепеневих гіроскопів 8 і 9. Останні почнуть повертатись відносно осей 23 і 24 внутрішніх рамок 15 і 16 під дією маятникового моменту mg_xl, спрямованого по осях 21 і 22 зовнішньої рамки 14 (m - додаткова маса, розташована на відстані l від перерізу осей Ox і Oz обох тристепеневих гіроскопів 8 і 9 вздовж осей обертання роторів цих гіроскопів). Обертання тристепеневих гіроскопів 8 і 9 під дією маятникового моменту mg_xl приводить до появи електричних сигналів на виходах третього та четвертого датчиків 18 і 20 кута, розташованих на осях 23 і 24 внутрішніх рамок 15 і 16. Виходи третього та четвертого датчиків 18 і 20 кута підключені до входів датчиків 10 і 11 моменту, розташованих на осях 21 і 22 зовнішньої рамки 14. Датчики 10 і 11 моменту створюють моменти, що компенсують маятникові моменти mg_xl.

Складова частина g_z прискорення сили тяжіння (проекція на вісь Oz) спрямована вздовж осей 21 і 22 зовнішньої рамки 14 тристепеневих гіроскопів 8 і 9. Останні почнуть повертатись відносно осей 21 і 22 зовнішньої рамки 14 під дією маятникового моменту mg_zl, спрямованого по осях 23 і 24 внутрішніх рамок 15 і 16. Обертання тристепеневих гіроскопів 8 і 9 під дією маятникового моменту mg_zl приводить до появи електричних сигналів на виходах першого та другого датчиків 12 і 13 кута, розташованих на осях 21 і 22 зовнішньої рамки 14. Виходи першого та другого датчиків 12 і 13 кута підключені до входів датчиків 17 і 19 моменту, розташованих на осях 23 і 24 внутрішніх рамок 15 і 16. Датчики 17 і 19 моменту створюють моменти, що компенсують маятникові моменти mg_zl.

У гіроскопічному гравіметрі 1, що містить два однакових тристепеневих гіроскопи 8 і 9, формуються два вихідні сигнали f_z і f_x по першій і другій осях чутливості. Ці сигнали формуються за допомогою суматорів 26 і 27. Перший сигнал є сумою вихідних сигналів з першого та другого датчиків 12, 13 кута. Другий сигнал є сумою вихідних сигналів з третього і четвертого датчиків 18, 20 кута. Ці сигнали являють собою проекції повного вектора прискорення сили тяжіння на першу і другу осі чутливості гіроскопічного гравіметра 1.

Вихідні сигнали f_z і f_x гіроскопічного гравіметра 1 подаються на входи двигунів 6 і 7. Двигуни 6 і 7 керують кутовим положенням двовісної платформи 5, на якій встановлений гіроскопічний гравіметр 1.

З гіроскопічного гравіметра 1 на входи блока 25 алгоритмічної компенсації похибок вимірювань прискорення сили тяжіння надходять чотири сигнали. Це сигнали α_1, α_2 з виходів першого та другого датчиків 12, 13 кута та сигнали β_1, β_2 з виходів третього та четвертого датчиків 18, 20 кута.

В блоці 25 алгоритмічної компенсації похибок вимірювань прискорення сили тяжіння виконується розрахунок систематичних похибок вимірювань ΔR_{ij} на основі підходів, викладених в [3, 4]. Цей блок також виконує компенсацію систематичних похибок вимірювань ΔR_{ij} шляхом їх виключення за формулою (1).

Далі у БЦОМ 4 відбувається попарне додавання сигналів, отриманих від блока 25 алгоритмічної компенсації похибок вимірювань прискорення сили тяжіння, згідно з формулою:

$$\alpha_\Sigma^* = \alpha_1^* + \alpha_2^*, \quad \beta_\Sigma^* = \alpha_1^* + \beta_2^*, \tag{2}$$

При цьому компенсується ще одна складова похибки вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння, що обумовлена впливом кутової швидкості обертання Землі на гіроскопічний гравіметр 1. Це пояснюється тим, що ротори тристепеневих гіроскопів 8, 9 обертаються в протилежні боки, а їх центри мас зміщені на однакову відстань у один бік вздовж осей обертання. В цьому випадку вказана складова частина похибки має однакове абсолютне значення та протилежні знаки у парах сигналів α_1^* і α_2^*, β_1^* і β_2^* відповідно (див. [2]). При додаванні сигналів за формулами (2) ця складова похибки взаємно компенсується.

Далі у БЦОМ 4 на основі сигналів α_Σ^* і β_Σ^* обчислюються сигнали d_z і d_x, що відповідають подвоєним значенням проекцій g_z і g_x повного вектора прискорення сили тяжіння на осі Oz і Ox:

$$d_z = k_z \cdot \alpha_\Sigma^* = 2g_z, \quad d_x = k_x \cdot \beta_\Sigma^* = 2g_x, \tag{3}$$

де k_z і k_x - коефіцієнти пропорційності, що визначаються шляхом розрахунку [2] на основі конструктивних даних гіроскопічного гравіметра 1.

БЦОМ 4 на основі сигналів d_z і d_x обчислює повний вектор g прискорення сили тяжіння за формулою (відповідно до фіг.3):

$$g = \sqrt{\left(\frac{d_z}{2}\right)^2 + \left(\frac{d_x}{2}\right)^2}, \tag{4}$$

У БЦОМ 4 також подаються вихідні сигнали від системи 2 визначення навігаційних параметрів і вихідний сигнал від вимірювача 3 висоти.

БЦОМ 4 на основі значень повного вектора сили тяжіння і даних, що надходять від системи 2 визначення навігаційних параметрів і вимірювача

з висоти обчислює аномалії прискорення сили тяжіння за формулою [2, 6]:

$$\Delta g = g + E + A - \ddot{h} - \gamma_0, \quad (5)$$

де E - поправка Етвеша,

A - поправка на висоту,

$\ddot{h}$ - вертикальне прискорення літака,

γ_0 - довідкове значення прискорення сили тяжіння (відносно поверхні еліпсоїда обертання).

Таким чином, у авіаційній гравіметричній системі-винаході повністю компенсується вплив ряду похибок вимірювань, що дозволяє суттєво підвищити точність вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння.

Література:

1. Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння: Патент України на винахід 79874 C2 МПК (2006) G01V7/00 / О.М. Безвесільна, Ю.О. Подчашинський. - № a200509695; Заявл. 14.10.05; Опубл. 25.07.07. Бюл. № 11. - 4с.

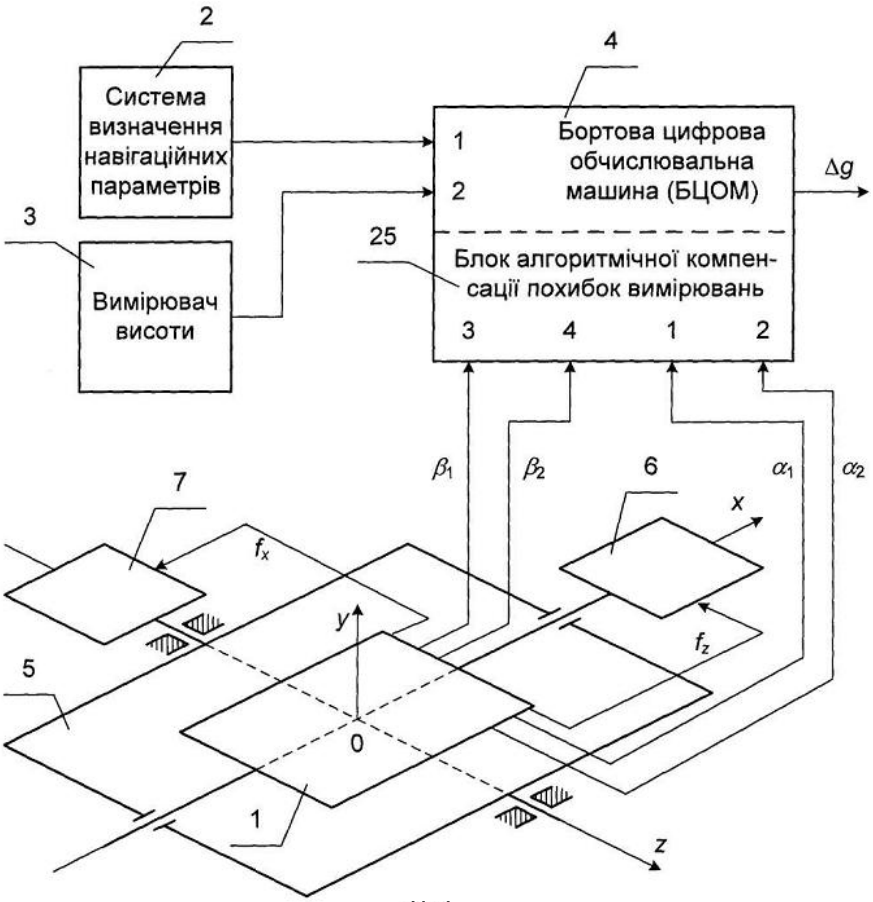
2. Безвесільна О.М. Авіаційні гравіметричні системи та гравіметри: Монографія. - Житомир: ЖДТУ, 2007. - 604с.

3. Безвесільна О. Автокомпенсація похибок гіроскопічного гравіметра // Proceedings of the International Scientific Conference "Mechanics 2004". - Rzeszow (Poland): Rzeszow University of Technology, 2004. - P.21-28.

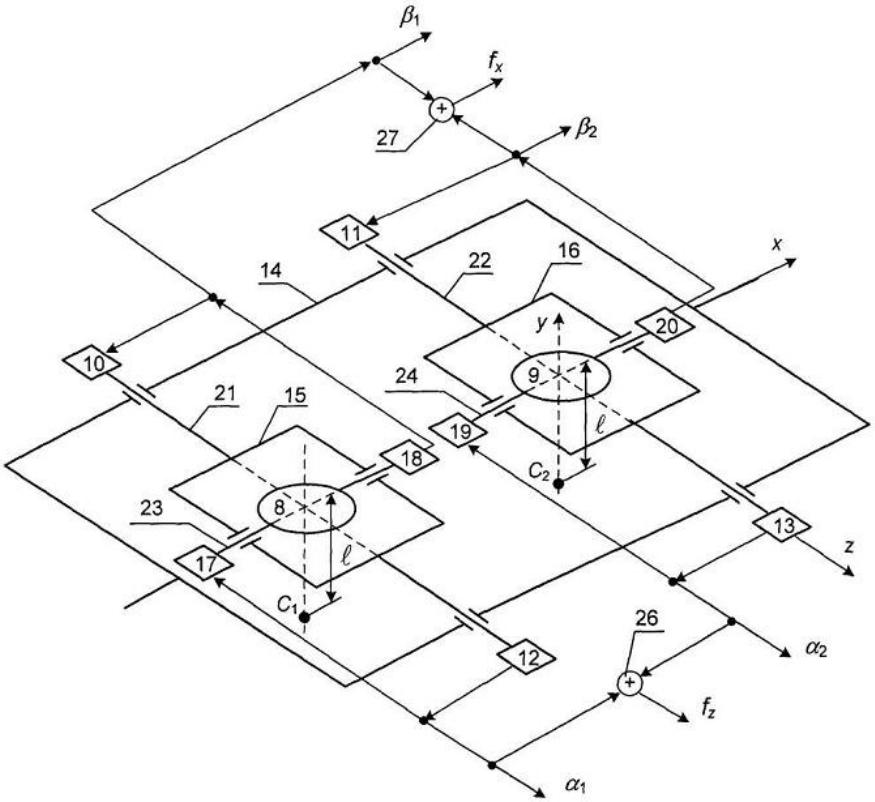
4. Безвесільна О.М., Киричук Ю.В., Подчашинський Ю.О. Методи оптимізації цільової функції та ідентифікації характеристик прецизійних навігаційних систем: Монографія. - Житомир: ЖДТУ, 2010. - 201с.

5. Метрологія та вимірювальна техніка: Підручник / За редакцією Е.С. Поліщука. - Львів: Бескид Біт, 2003. - 544с.

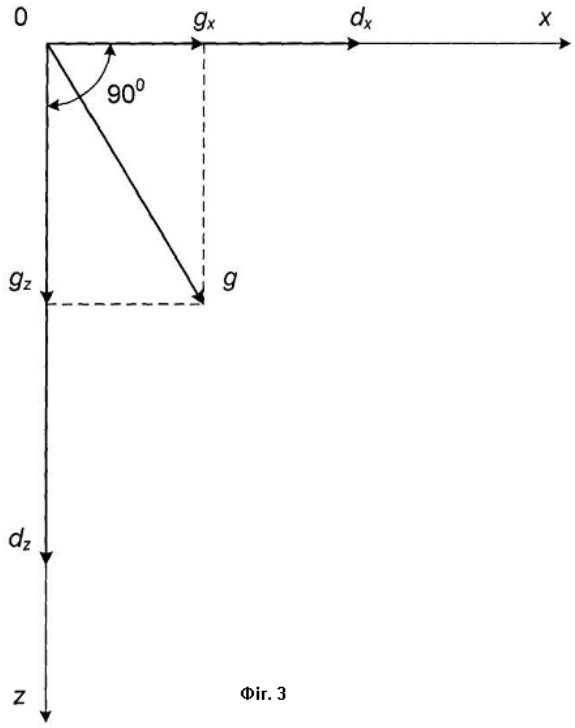
6. Пантелеев В.Л. Основы морской гравиметрии. - М.: Недра, 1983. - 268с.



Фіг. 1



Фіг. 2



Фіг. 3

Комп'ютерна верстка Л. Ціхановська Підписне Тираж 24 прим.

Міністерство освіти і науки України

Державний департамент інтелектуальної власності, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

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