



УКРАЇНА

(19) UA (11) 79874 (13) C2
(51) МПК (2006)
G01V 7/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

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

1

2

(21) а200509695

(22) 14.10.2005

(24) 25.07.2007

(46) 25.07.2007, Бюл. №11, 2007р.

(72) Безвесільна Олена Миколаївна, Подчашинський Юрій Олександрович

(73) ЖИТОМИРСЬКИЙ ДЕРЖАВНИЙ ТЕХНОЛОГІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

(56) UA 53478, 15.01.2003

SU 133616, 07.11.1961

RU 2090911, 20.09.1997

RU 2128851, 10.04.1999

RU 2144686, 20.01.2000

US 3731538, 08.05.1973

DE 4013570, 31.10.1991

(57) Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння, що містить гіроскопічний гравіметр (1), систему визначення навігаційних параметрів (2) та вимірювач

висоти (3), які підключені до бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) (4), яка відрізняється тим, що гіроскопічний гравіметр (1) містить два триступеневі 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, при цьому гіроскопічний гравіметр (1) встановлений на двовісній платформі (5), осі якої забезпечені ідентичними двигунами (6, 7), причому вихід гіроскопічного гравіметра (1) по першій осі чутливості підключений до входу БЦОМ (4) та до входу двигуна (6), що керує кутовим положенням двовісної платформи (5) по другій осі чутливості гіроскопічного гравіметра (1), а вихід гіроскопічного гравіметра (1) по другій осі чутливості підключений до входу БЦОМ (4) та до входу двигуна (7), що керує кутовим положенням двовісної платформи (5) по першій осі чутливості гіроскопічного гравіметра (1).

Винахід належить до області гравіметричних вимірювань на рухомій основі і може бути використаний в геодезії, геології, інерціальних системах навігації.

Відома авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння [1, Фіг.1], основу якої складає гравіметр, виконаний на основі триступеневого гіроскопа. Цю систему обрано за прототип.

Спільними суттєвими ознаками авіаційної гравіметричної системи-прототипу і авіаційної гравіметричної системи-винаходу є те, що вони містять гіроскопічний гравіметр, систему визначення навігаційних параметрів та вимірювач висоти, які підключені до бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ).

Проте, на відміну від авіаційної гравіметричної системи-винаходу, у авіаційній гравіметричній системі-прототипі гіроскопічний гравіметр містить тільки один триступеневий гіроскоп. Тому в такій системі вимірюється проекція повного вектору прискорення сили тяжіння на вісь чутливості гіроскопічного гравіметра. Оскільки вимірювання про-

водяться на рухомій основі, то в процесі переміщення цієї основи в просторі вісь чутливості гіроскопічного гравіметра може відхилитися від напрямку повного вектора прискорення сили тяжіння. При цьому довжина проекції менша за довжину повного вектора прискорення сили тяжіння. В результаті виникає суттєва похибка результатів вимірювань прискорення сили тяжіння, на основі яких і визначаються аномалії прискорення сили тяжіння.

Таким чином, суттєвим недоліком авіаційної гравіметричної системи-прототипу є низька точність вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння.

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

Поставлена задача вирішується шляхом того, що гіроскопічний гравіметр (1) містить два триступеневі гіроскопи (8, 9), ротори яких виконані такими, що обертаються в протилежні боки, а їх центри

(13) C2

(11) 79874

(19) UA

мас зміщені на однакову відстань у один бік вздовж осей обертання, при цьому гіроскопічний гравіметр (1) встановлений на двоосній платформі (5), осі якої забезпечені ідентичними двигунами (6, 7), причому вихід гіроскопічного гравіметра (1) по першій осі чутливості підключений до входу БЦОМ (4) та до входу двигуна (6), що керує кутовим положенням двоосної платформи (5) по другій осі чутливості гіроскопічного гравіметра (1), а вихід гіроскопічного гравіметра (1) по другій осі чутливості підключений до входу БЦОМ (4) та до входу двигуна (7), що керує кутовим положенням двоосної платформи (5) по першій осі чутливості гіроскопічного гравіметра (1).

Підвищення точності вимірювань в авіаційній гравіметричній системі-винаході забезпечується за рахунок того, що гіроскопічний гравіметр містить два триступеневі гіроскопи і вимірює дві проекції повного вектора прискорення сили тяжіння на осі Ox і Oz . Ці проекції у вигляді двох сигналів надходять у БЦОМ з виходів гіроскопічного гравіметра. БЦОМ на основі значень цих сигналів обчислює повний вектор прискорення сили тяжіння і визначає аномалії прискорення сили тяжіння.

Таким чином, в авіаційній гравіметричній системі-винаході забезпечується 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 вектору 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 двоосну платформу (5), осі якої забезпечені ідентичними двигунами (6, 7).

Гіроскопічний гравіметр (1) містить два триступеневі 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.

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

Триступеневий гіроскоп (9) розташований у внутрішній рамці (16) та зовнішній рамці (14). На осі (24) внутрішньої рамки (16) розташований датчик (20) кута. До виходу датчика (20) кута підключений датчик (11) моменту, розташований на осі (22) зовнішньої рамки (14). На осі (22) зовнішньої

рамки (14) розташований датчик (13) кута. До виходу датчика (13) кута підключено датчик (19) моменту, розташований на осі (24) внутрішньої рамки (16).

В гіроскопічному гравіметри (1) формуються два вихідних сигнали f_z та f_x , що представляють собою проекції повного вектор прискорення сили тяжіння на першу і другу осі чутливості гіроскопічного гравіметра (1). Перша вісь чутливості гіроскопічного гравіметра (1) (вісь Oz) співпадає з напрямком осей (21) і (22) зовнішньої рамки (14) триступеневих гіроскопів (8) і (9). Друга вісь чутливості гіроскопічного гравіметра (1) (вісь Ox) співпадає з напрямком осей (23) і (24) внутрішніх рамок (15) і (16) триступеневих гіроскопів (8) і (9). Перший сигнал є сумою вихідних сигналів з датчиків (12) і (13) кутів, розташованих на осях (21) і (22) зовнішньої рамки (14) триступеневих гіроскопів (8) і (9). Другий сигнал є сумою вихідних сигналів з датчиків (18) і (20) кутів, розташованих на осях (23) і (24) внутрішніх рамок (15) і (16) триступеневих гіроскопів (8) і (9).

Гіроскопічний гравіметр (1) встановлений на двоосній платформі (5), осі якої забезпечені ідентичними двигунами (6, 7). Вихід гіроскопічного гравіметра (1) по першій осі чутливості (сигнал f_z) підключений до входу БЦОМ (4) та до входу двигуна (6), що керує кутовим положенням двоосної платформи (5) по другій осі чутливості гіроскопічного гравіметра (1). Вихід гіроскопічного гравіметра (1) по другій осі чутливості (сигнал f_x) підключений до входу БЦОМ (4) та до входу двигуна (7), що керує кутовим положенням двоосної платформи (5) по першій осі чутливості гіроскопічного гравіметра (1).

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) триступеневих гіроскопів (8) і (9). Останні почнуть повертатись відносно осей (23) і (24) внутрішніх рамок (15) і (16) під дією маятникового моменту $mg_x l$, спрямованого по осям (21) і (22) зовнішньої рамки (14) (m - додаткова маса, розташована на відстані l від перетину осей Ox і Oz обох триступеневих гіроскопів (8) і (9) вздовж осей обертання роторів цих гіроскопів). Обертання триступеневих гіроскопів (8) і (9) під дією маятникового моменту призводить до появи електричних сигналів на виходах датчиків (18) і (20) кута, розташованих на осях (23) і (24) внутрішніх рамок (15) і (16). Виходи 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 $mg_x l$.

Складова частина g_z прискорення сили тяжіння (проекція на вісь Oz) спрямована вздовж осей (21) і (22) зовнішньої рамки (14) триступеневих гіроскопів (8) і (9). Останні почнуть повертатись відносно осей (21) і (22) зовнішньої рамки (14) під дією маятникового моменту $mg_z l$, спрямованого по осям (23) і (24) внутрішніх рамок (15) і (16). Обертання

тання тристепеневих гіроскопів (8) і (9) під дією маяткового моменту призводить до появи електричних сигналів на виходах датчиків (12) і (13) кута, розташованих на осях (21) і (22) зовнішньої рамки (14). Виходи 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 $mg\Delta$.

У гіроскопічному гравіметрі (1), що містить два однакових тристепеневих гіроскопи (8) і (9), формуються два вихідні сигнали f_z і f_x . Перший сигнал є сумою вихідних сигналів з датчиків (12) і (13) кутів, розташованих на осях (21) і (22) зовнішньої рамки (14) тристепеневих гіроскопів (8) і (9). Оскільки сигнали з датчиків (12) і (13) кута додаються, то вихідний сигнал $f_z=2g_z$. Другий сигнал є сумою вихідних сигналів з датчиків (18) і (20) кутів, розташованих на осях (23) і (24) внутрішніх рамок (15) і (16) тристепеневих гіроскопів (8) і (9). Оскільки сигнали з датчиків (18) і (20) кута додаються, то вихідний сигнал $f_x=2g_x$.

Вихідні сигнали f_z і f_x гіроскопічного гравіметра (1) подаються на вхід БЦОМ (4) та на входи двигунів (6) і (7). Двигуни (6) і (7) керують кутовим положенням двоосної платформи (5), на якій встановлений гіроскопічний гравіметр (1). У БЦОМ (4) також подаються вихідні сигнали від системи (2)

визначення навігаційних параметрів і вихідний сигнал від вимірювача (3) висоти.

БЦОМ (4) на основі сигналів f_z і f_x обчислює повний вектор f прискорення сили тяжіння за формулою (відповідно до Фіг.3):

$$g = \sqrt{\left(\frac{f_z}{2}\right)^2 + \left(\frac{f_x}{2}\right)^2}.$$

БЦОМ (4) на основі значень повного вектору сили тяжіння і даних, що надходять від системи (2) визначення навігаційних параметрів і вимірювача (3) висоти обчислює аномалії прискорення сили тяжіння за формулою [2]:

$$\Delta g = g + E + A - \ddot{h} - \lambda_0,$$

де E - поправка Етвеша,

A - поправка на висоту,

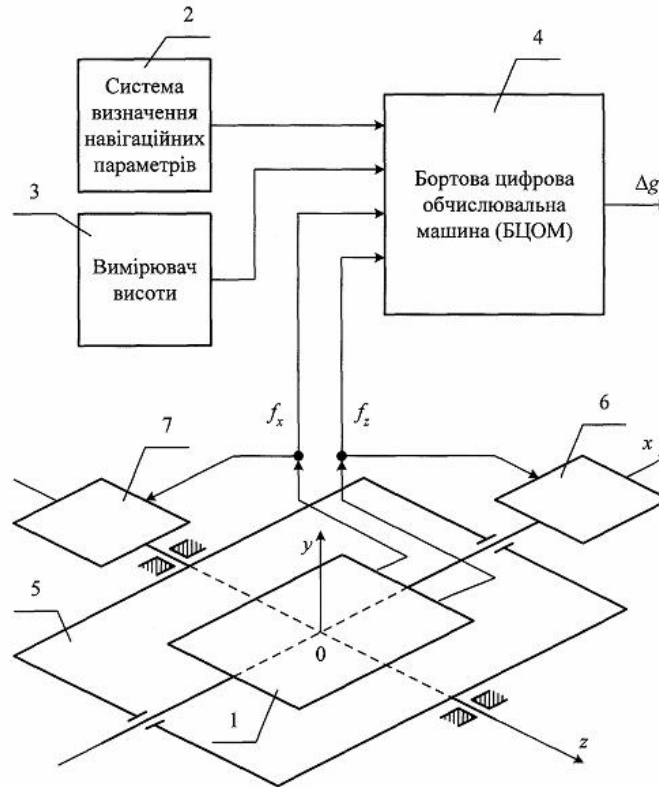
\ddot{h} - вертикальне прискорення літака,

λ_0 - довідкове значення прискорення сили тяжіння (відносно поверхні еліпсоїда обертання).

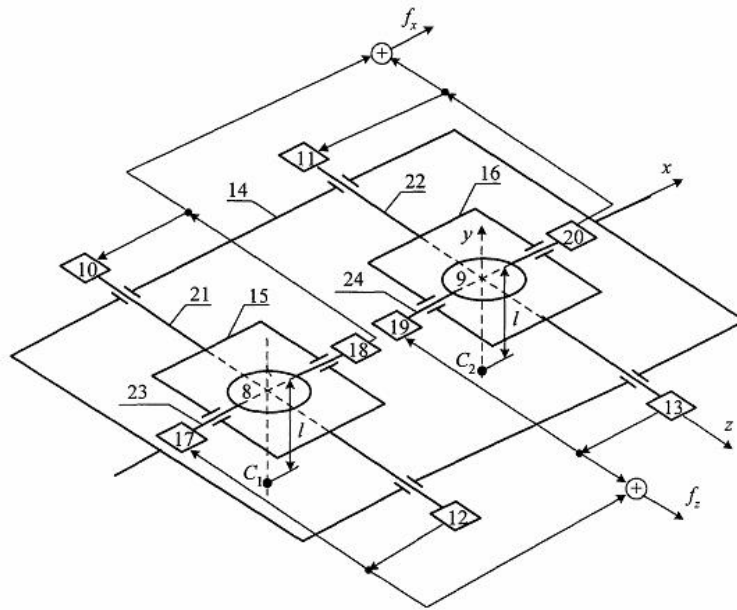
Література:

1. Патент України на винахід №53478А, G01V7/00. Гравіметр / С.О. Нечай, Д.Г. Тулупов, О.М. Безвесільна, К.В. Меншикова, Є.І. Бобруйко. - №2002064813; Заявл. 11.06.2002; Опубл. 15.01.2003, Бюл. №1.

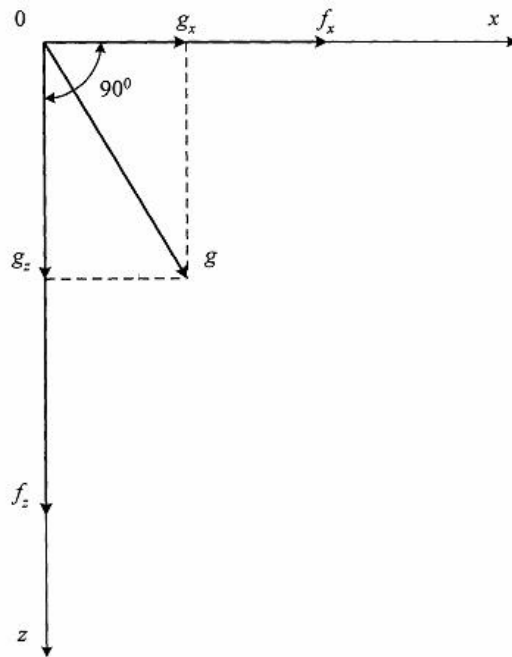
2. Пантелеев В.Л. Основы морской гравиметрии. - М.: Недра, 1983. - 268с.



Фіг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3