



УКРАЇНА

(19) UA (11) 56900 (13) U
(51) МПК (2011.01)
G01B 7/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під
відповідальність
власника
патенту

(54) МАЯТНИКОВИЙ ПРИЛАД ВИЗНАЧЕННЯ КУТІВ ТАНГАЖА І КРЕНУ РУХОМОГО ОБ'ЄКТА (ДВОКООРДИНАТНИЙ МАЯТНИК КАРПАЧЕВА)

1

2

(21) u201010270

(22) 20.08.2010

(24) 25.01.2011

(46) 25.01.2011, Бюл. № 2, 2011 р.

(72) КАРПАЧЕВ ЮРІЙ АНДРІЙОВИЧ, ГУСЄВ АЛЕКСІЙ ВОЛОДИМИРОВИЧ, РУДИК ЮРІЙ МИКИТОВИЧ

(73) КАРПАЧЕВ ЮРІЙ АНДРІЙОВИЧ, ГУСЄВ АЛЕКСІЙ ВОЛОДИМИРОВИЧ, РУДИК ЮРІЙ МИКИТОВИЧ

(57) Маятниковий прилад визначення кутів тангажа і крену рухомого об'єкта, що містить кардановий підвіс, на осьовий шарнір якого підвішений фізичний маятник, на зовнішній осі карданового підвісу встановлений датчик кута тангажа, а на його внутрішній осі встановлений датчик кута крену, який **відрізняється** тим, що на осі карданового підвісу встановлені статично урівноважені триланкові сателітні механізми з датчиками кута на сателітах, а прилад додатково містить обчислювач для визна-

чення кутів θ (тангажа) і φ (крену) рухомого об'єкта у відповідності з алгоритмами:

$$\theta = k_2 v_1 + v_2,$$

$$\varphi = k_2 v_3 + v_4,$$

де v_1 - показники (в радіанах) датчика кута зовнішньої осі карданового підвісу;

v_2 - показники датчика кута сателіта зовнішньої осі карданового підвісу;

v_3 - показники датчика кута внутрішньої осі карданового підвісу;

v_4 - показники датчика кута сателіта внутрішньої осі карданового підвісу;

$$k_2 = (r_1 + r_2) / r_2,$$

де r_1 - радіус датчиків кутів осей карданового підвісу;

r_2 - радіус датчиків кутів сателітів.

Корисна модель відноситься до приладобудування, а саме до приладів і пристроїв визначення кутів тангажа і крену рухомих об'єктів (літаків, ракет, кораблів, наземного автотранспорту та ін.).

Вважається, що об'єкт рухається з прискоренням і крім того, робить обертовий рух.

Найближчим аналогом корисної моделі є гіроскопічний авіагоризонт АГБ-3 (АГБ-3к), який призначений для визначення кутів тангажа і крену літаків [О.М. Михайлов. Авиационные приборы. М., Машиностроение. 1997 г., стр. 102-105].

Недоліком найближчого аналога є його складність, ненадійність та, найголовніше, залежність показань від лінійного прискорення руху об'єкта, тобто наявність у показаннях приладу так званих балістичних девіацій, що призводить до великих помилок визначення кутів тангажа і крену об'єкта.

Ця корисна модель виключає згадані недоліки найближчого аналога.

Задачею корисної моделі є створення маятникового приладу визначення кутів тангажа і крену

рухомого об'єкта, який дозволив би підвищити його надійність за рахунок зменшення залежності показань маятника від лінійного прискорення руху об'єкта шляхом нівелювання так званих балістичних девіацій, які призводять до помилок у визначенні кутів тангажа і крену рухомого об'єкта.

Поставлена задача вирішується тим, що в маятниковому приладі визначення кутів тангажа і крену рухомого об'єкта (двокоординатний маятник Карпачова), який містить карданів підвіс, на осьовий шарнір якого підвішений фізичний маятник, на зовнішній осі карданового підвісу встановлений датчик кута тангажа, а на його внутрішній осі встановлений датчик кута крену, згідно корисної моделі, на осі карданового підвісу встановлені статично урівноважені триланкові сателітні механізми з датчиками кута на сателітах, а прилад додатково містить обчислювач для визначення кутів θ (тангажа) і φ (крену) рухомого об'єкта у відповідності з алгоритмами

$$\theta = k_2 v_1 + v_2$$

(13) U

(11) 56900

(19) UA

$$\varphi = k_2 v_3 + v_4,$$

де v_1 - покази (в радіанах) датчика кута зовнішньої осі карданового підвісу;

v_2 - покази датчика кута сателіта зовнішньої осі карданового підвісу;

v_3 - покази датчика кута внутрішньої осі карданового підвісу;

v_4 - покази датчика кута сателіта внутрішньої осі карданового підвісу;

$$k_2 = (r_1 + r_2) / r_2,$$

де r_1 - радіус датчиків кутів осей карданового підвісу;

r_2 - радіус датчиків кутів сателітів.

Суть корисної моделі пояснюється кінематичною схемою приладу, яка представлена на кресленні, де позначено:

1 - маятник, вісь підвісу якого жорстко кріпиться до осевого шарніра 2;

3, 10 - зовнішня вісь карданового підвісу, жорстко зв'язана з осевим шарніром 2;

4, 16 - корпус рухомого об'єкта;

5 - скоба зі струмознімачами датчика кута 6 з резистивною поверхнею: датчик кута жорстко кріпиться до зовнішньої осі 3;

7 - скоба, яка жорстко кріпиться до осевого шарніра 2, до датчика кута і до струмознімача датчика кута 8;

9 - внутрішня вісь карданового підвісу маятника;

11 - водило зі струмознімачем, жорстко зв'язані з внутрішньою віссю 10 карданового підвісу;

12 - вісь обертання сателітного колеса 13, що має осевий шарнір і жорстко зв'язана із скобою 11; вісь обертання 12 паралельна до зовнішньої осі 3, 10;

13 - сателітний датчик кута;

14 - осевий шарнір;

15 - зубчастий сектор, вісь обертання якого збігається з віссю 10, жорстко зв'язаною з корпусом основи 16;

17 - струмознімач датчика сателіта з водилом, яке жорстко кріпиться до осі 9 і до якої кріпиться вісь обертання сателітного колеса; вісь обертання сателіта паралельна до осі 9;

18 - втулка з внутрішньою віссю і осевим підшипником сателітного колеса, на зовнішній поверхні якого знаходиться резистивний шар датчика кута сателіта;

19 - вісь обертання сателіта;

20 - скоба, яка жорстко кріпиться до осі обертання сателіта;

21 - зубчастий сектор, який зчіплюється з сателітом 18, при цьому вісь обертання сектора зв'язана зі скобою 22;

22, 23 - балансири, статично врівноважують маси сателітів щодо осей карданового підвісу.

Обертання коліс сателітів і секторів відбувається без прослизання за рахунок зубчастого зчеплення останніх, фрикційних передач та ін.

Поставлене завдання з визначення кутів тангажа і крену об'єкта вирішується наступним чином.

При повороті об'єкта на кут тангажа навколо осі OX_2 проти годинникової стрілки датчик кута 6 вимірюють кут

$$v_1 = \theta - \beta_1 \quad (1)$$

де β_1 - кут відхилення осі маятника відносно вертикалі (вектор q) проти годинникової стрілки, а датчик кута сателіта 13 вимірює кут

$$v_2 = -\theta r_1 / r_2 + \beta_1 (r_1 + r_2) / r_2, \quad (2)$$

Дозволяючи рівняння (1), (2) щодо β_1 , θ , отримаємо

$$\begin{aligned} \beta_1 &= v_1 k_1 + v_2 \\ \theta &= v_1 k_2 + v_2 \end{aligned} \quad (3)$$

де $k_1 = r_1 / r_2$; $k_2 = (r_1 + r_2) / r_2$.

При повороті об'єкта проти годинникової стрілки навколо поздовжньої осі OX_1 на кут крену φ датчик кута 8 вимірює кут v_3 , який дорівнює

$$v_3 = \varphi - \beta_2 \quad (4)$$

де β_2 - кут відхилення маятника відносно вертикалі Землі, у площині, ортогональній площині відліку кута β_1 , а датчик кута сателіта вимірює кут v_4

$$v_4 = -k_1 \theta + k_2 \beta_2 \quad (5)$$

Розв'язуючи рівняння (4), (5) відносно кутів β_2 , φ , отримаємо

$$\begin{aligned} \beta_2 &= k_1 v_3 + v_4, \\ \varphi &= k_2 v_3 + v_4. \end{aligned} \quad (6)$$

Елементи приладу по позиціях 11÷15 і по позиціях 17÷21 утворюють триланкові сателітні механізми, а елементи приладу по позиціях 23 і 9 утворюють внутрішній кардановий підвіс.

Юстирування (установка) нулів датчиків по позиціях 5, 6, 7, 8, 11, 13, 17 і 18 проводиться, як і всіх маятникових приладів, на нерухомій горизонтальній відносно поверхні Землі основі.

