



УКРАЇНА

(19) UA (11) 65816 (13) U  
(51) МПК (2011.01)  
G01P 5/14 (2006.01)  
G01P 13/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ  
УКРАЇНИ

## ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під  
відповідальність  
власника  
патенту

### (54) ВИМІРЮВАЧ ПОВІТРЯНОГО ТИСКУ

1

(21) u201108538

(22) 07.07.2011

(24) 12.12.2011

(46) 12.12.2011, Бюл.№ 23, 2011 р.

(72) ПОСТНІКОВ ВОЛОДИМИР МИКОЛАЙОВИЧ,  
ГАНІН ЄВГЕН СЕРГІЙОВИЧ, ДАВИДЕНКО СЕРГІЙ  
ОЛЕКСАНДРОВИЧ, ПАК ЛІДІЯ ОЛЕКСАНДРІВНА  
(73) НАЦІОНАЛЬНИЙ АЕРОКОСМІЧНИЙ УНІВЕР-  
СИТЕТ ІМ. М. Є. ЖУКОВСЬКОГО "ХАРКІВСЬКИЙ  
АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ"

(57) Вимірювач повітряного тиску, що містить за-  
кріплений на корпусі літального апарата приймач  
повітряного тиску, в носовій частині якого викона-  
ний отвір для визначення повного тиску, збоку  
знаходяться отвори для визначення статичного  
тиску, який **відрізняється** тим, що в нього введені  
двовісний гіроскопічний стабілізатор, двовісний  
кардановий підвіс, який містить внутрішню раму,  
зв'язану зі скобою внутрішньої рами, та зовнішню  
раму, а на внутрішній рамі двовісного карданового  
підвісу закріплений приймач повітряного тиску, на  
кожній осі двовісного карданового підвісу розмі-  
щені по два датчики кута, флюгерні датчики кута  
атаки та кута ковзання з перетворювачами кутів  
атаки та ковзання в електричні сигнали на осях  
підвісу флюгерних датчиків, компаратор та перет-  
ворювач-підсилювач каналу кута атаки, компара-  
тор та перетворювач-підсилювач каналу кута ков-  
зання, блок формування вихідних електричних

2

сигналів для кута атаки та кута ковзання, причому  
скоба платформи і рама двовісного гіроскопічного  
стабілізатора механічно зв'язані за допомогою  
восьми шарнірів та чотирьох жорстких тяг зі ско-  
бою внутрішньої рами та зовнішньою рамою від-  
повідно двовісного карданового підвісу, виходи  
перетворювача кута атаки в електричний сигнал  
та першого датчика кута на осі підвісу зовнішньої  
рами з'єднані з входом компаратора каналу кута  
атаки, вихід якого з'єднаний з входом перетворю-  
вача-підсилювача каналу кута атаки, вихід якого  
з'єднаний з входом датчика моменту другого двос-  
тупеневого гіроскопа гіроскопічного стабілізатора,  
виходи перетворювача кута ковзання в електрич-  
ний сигнал та першого датчика кута на осі підвісу  
скоби внутрішньої рами карданового підвісу при-  
ймача повітряного тиску з'єднані з входом компара-  
тора каналу кута ковзання, вихід якого з'єднаний з  
входом перетворювача-підсилювача каналу кута  
ковзання, вихід якого з'єднаний з входом датчика  
моменту першого двоступеневого гіроскопа гірос-  
копічного стабілізатора, виходи другого датчика кута  
на осі підвісу внутрішньої рами та другого датчика  
кута на осі підвісу зовнішньої рами карданового  
підвісу вимірювача повітряного тиску з'єднані з  
входами блока формування вихідних електричних  
сигналів для кута атаки та кута ковзання.

Корисна модель належить до вимірювальної  
техніки і може бути використана в аерометричних  
системах та системах повітряних сигналів високо  
маневрених пілотованих та безпілотних літальних  
апаратів.

Відомий найбільш близький та вибраний в  
якості прототипу вимірювач повітряного тиску [Бо-  
днер В. А. Авиационные приборы. М.: Машино-  
строение, 1969, с. 326-330. Браславский Д.А., Ло-  
гунов С.С., Пельпор Д.С. Авиационные приборы и  
автоматы. М.: Машиностроение, 1978, с. 180-182.  
Браславский Д.А. Приборы и датчики летательных  
аппаратов. М.: Машиностроение, 1970, с. 293, 306,  
307, 318-322], який містить закріплений на корпусі

літального апарата приймач повітряного тиску, в  
носовій частині якого виконаний отвір для визна-  
чення повного тиску, збоку знаходяться отвори  
для визначення статичного тиску.

Недоліками цього вимірювача є значні похибки  
вимірювання статичного та повного повітряного  
тиску при польоті з великими кутами атаки і ков-  
зання.

Задачею корисної моделі є збільшення точно-  
сті вимірювання повітряного тиску за рахунок вве-  
дження вимірювача повітряного тиску.

Поставлена задача досягається тим, що в ви-  
мірювач повітряного тиску, що містить закріплений  
на корпусі літального апарата приймач повітряно-

(19) UA (11) 65816 (13) U

го тиску, в носовій частині якого виконаний отвір для визначення повного тиску, збоку знаходяться отвори для визначення статичного тиску, згідно з корисною моделлю введені двовісний гіроскопічний стабілізатор, двовісний підвіс, який містить внутрішню раму, зв'язану зі скобою внутрішньої рами та зовнішню раму, а на внутрішній рамі двовісного карданового підвісу закріплений вимірювач повітряного тиску, на кожній осі двовісного карданового підвісу розміщені по два датчики кута, флюгерні датчики кута атаки та кута ковзання з перетворювачами кутів атаки та ковзання в електричні сигнали на осях підвісу флюгерних датчиків, компаратор та перетворювач-підсилювач каналу кута атаки, компаратор та перетворювач-підсилювач каналу кута ковзання, блок формування вихідних електричних сигналів для кута атаки та кута ковзання, причому скоба платформи і рама двовісного гіроскопічного стабілізатора механічно зв'язані за допомогою восьми шарнірів та чотирьох жорстких тяг зі скобою внутрішньої рами та зовнішньою рамою відповідно двовісного карданового підвісу вимірювача повітряного тиску, виходи перетворювача кута атаки в електричний сигнал та першого датчика кута на осі підвісу зовнішньої рами з'єднані з входом компаратора каналу кута атаки, вихід якого з'єднаний з входом перетворювача-підсилювача каналу кута атаки, вихід якого з'єднаний з входом датчика моменту другого двоступеневого гіроскопа гіроскопічного стабілізатора, виходи перетворювача кута ковзання в електричний сигнал та першого датчика кута на осі підвісу скоби внутрішньої рами карданового підвісу вимірювача повітряного тиску з'єднані з входом компаратора каналу кута ковзання, вихід якого з'єднаний з входом перетворювача-підсилювача каналу кута ковзання, вихід якого з'єднаний з входом датчика моменту першого двоступеневого гіроскопа гіроскопічного стабілізатора, виходи другого датчика кута на осі підвісу внутрішньої рами та другого датчика кута на осі підвісу зовнішньої рами карданового підвісу вимірювача повітряного тиску з'єднані з входами блока формування вихідних електричних сигналів для кута атаки та кута ковзання.

На фіг. наведена структурно-кінематична схема системи орієнтування приймача повітряного тиску.

Вимірювач повітряного тиску містить двовісний гіроскопічний стабілізатор 1 та двовісний кардановий підвіс 2, елементи яких за допомогою опор закріплені на корпусі 3. Двовісний кардановий підвіс 2 містить внутрішню раму 4, на якій закріплений приймач повітряного тиску 5, скобу 6 внутрішньої рами 4 та зовнішню раму 7. На осі підвісу внутрішньої рами 4 двовісного карданового підвісу 2 розміщені перший датчик кута 8 та другий датчик кута 9, на осі підвісу зовнішньої рами 7 двовісного карданового підвісу 2 розміщені третій датчик кута 10 та четвертий датчик кута 11.

На корпусі 3 за допомогою опор розміщені флюгерний датчик 12 кута атаки та флюгерний датчик 1.3 кута ковзання, а на осях підвісу цих датчиків розміщені відповідно перетворювач 14 кута атаки в електричний сигнал та перетворювач 15 кута ковзання в електричний сигнал. Для обробки

інформації з третього датчика кута 10 та перетворювача кута атаки в електричний сигнал 14 використані компаратор 16 та перетворювач-підсилювач 17 каналу кута атаки, а з третього датчика кута 8 та перетворювача кута ковзання в електричний сигнал 15 - компаратор 18 та перетворювач-підсилювач 19 каналу кута ковзання.

Двовісний гіроскопічний стабілізатор 1 містить платформу 20, розміщену за допомогою осей 21 і 22 в рамі 23, яка в свою чергу підвішена в корпусі 3. Платформа 20 кінематично зв'язана зі скобою 24 платформи, шарнірно закріпленою в корпусі 3. У середині платформи 20 розміщені перший двоступеневий гіроскоп 25 та другий двоступеневий гіроскоп 26 із взаємно ортогональними осями чутливості. Вісь чутливості першого двоступеневого гіроскопа 26 паралельна осі підвісу рами 23. На осі підвісу першого двоступеневого гіроскопа 25 розміщені датчик кута 27 та датчик моменту 28; на осі підвісу другого двоступеневого гіроскопа 26 розміщені датчик кута 29 та датчик моменту 30. Двовісний гіроскопічний стабілізатор 1 містить дві системи силової гіроскопічної стабілізації. Перша з них складається з першого двоступеневого гіроскопа 25, датчика кута 27, підсилювача-перетворювача 31 і датчика моменту 32 на осі підвісу скоби 24 платформи 20. Друга система силової гіроскопічної стабілізації складається з другого двоступеневого гіроскопа 26, датчика кута 29, підсилювача-перетворювача 33 і датчика моменту 34 на осі підвісу рами 23. В кожній системі силової гіроскопічної стабілізації виходи датчиків кута 27, 29 з'єднані з входами підсилювачів-перетворювачів 31, 33, виходи яких з'єднані з відповідними датчиками моментів: 32 в системі стабілізації платформи 20 та 34 в системі стабілізації рами 23. Скоба 6 внутрішньої рами 4 двовісного карданового підвісу 2 механічно зв'язана зі скобою 24 платформи 20 двовісного гіроскопічного стабілізатора 1 за допомогою двох жорстких тяг 35, 36 та чотирьох шарнірів 37, 38, 39, 40. Зовнішня рама 7 двовісного карданового підвісу 2 механічно зв'язана з рамою 23 двовісного гіроскопічного стабілізатора 1 за допомогою двох жорстких тяг 41, 42 та чотирьох шарнірів 43, 44, 45, 46.

Виходи датчика кута 10 та перетворювача 14 кута атаки в електричний сигнал подані на вхід компаратора 16, вихід якого з'єднаний з входом перетворювача-підсилювача 17, а вихідний сигнал цього блока подається на датчик моменту 30 другого двоступеневого гіроскопа 26. Виходи першого датчика кута 8 та перетворювача 15 кута ковзання в електричний сигнал подаються на вхід компаратора 18, вихід якого з'єднаний з входом перетворювача-підсилювача 19, а вихідний сигнал цього блока подається на датчик моменту 28 першого двоступеневого гіроскопа 25.

Приймач повітряного тиску 5 має пневматичні виходи 47 і 48 повного і статичного тиску відповідно. Для формування вихідних сигналів, пропорційних кутам атаки і ковзання, служить блок 49, на входи якого подаються вихідні сигнали з датчиків кутів 9 і 11 двовісного карданового підвісу 2. Вихідні сигнали 50, 51 блока 49 пропорційні кутам атаки і ковзання відповідно.

Вимірювач повітряного тиску працює наступним чином. Задача системи в цілому - орієнтування приймача повітряного тиску 5 в просторі, щоб його повздожжня вісь в процесі руху корпусу 3 співпадала з вектором швидкості набігаючого потоку повітря. Це можливо реалізувати при наявності інформації про кути атаки і ковзання, які характеризують стан корпусу 3 в просторі відносно вектора швидкості набігаючого потоку повітря.

В початковий момент часу приймач повітряного тиску 5 в двовісному кардановому підвісі 2 займає певне довільне положення і відносно корпусу 3, і відносно вектора швидкості набігаючого потоку повітря. Кут відхилення флюгерного датчика 12 відносно осі OZ зв'язаної з корпусом 3 системи координат OXYZ є пропорційним куту атаки. Тому різниця вихідних сигналів перетворювача 14 кута атаки в електричний сигнал і третього датчика кута 10 зовнішньої рами 7 двовісного підвісу 2 є сигнал неузгодженості положення приймача повітряного тиску 5 відносно осі OZ. Цей сигнал формується за допомогою компаратора 16, перетворюється та підсилюється за допомогою перетворювача-підсилювача 17 і подається на датчик моменту 30 другого двоступеневого гіроскопа 26. В результаті має місце прецесія рами 23 гіроскопічного стабілізатора 1 відносно осі її підвісу. Поворот рами 23 за допомогою жорстких тяг 41, 42 та шарнірів 43, 44, 45, 46 обумовлює поворот рами 7 двовісного карданового підвісу 2 приймача повітряного тиску 5. Система працює таким чином, що сигнал неузгодженості на вході компаратора 16 наближається до нуля, тобто приймач повітряного тиску 5 орієнтується вздовж вектора швидкості набігаючого потоку повітря в площині XOY зв'язаної з корпусом 3 системи координат OXYZ.

Аналогічним чином працює система в каналі кута ковзання. Кут відхилення флюгерного датчика 13 відносно осі OY зв'язаної з корпусом 3 системи координат OXYZ є пропорційним куту ковзання. Різниця вихідних сигналів перетворювача 15 кута ковзання в електричний сигнал і першого датчика кута 8 скоби 6 внутрішньої рами 4 двовісного карданового підвісу 2 є сигнал неузгодженості положення приймача повітряного тиску 5 відносно осі OY. Цей сигнал формується за допомогою перетворювача-підсилювача 19 і подається на датчик моменту 28 першого двоступеневого гіроскопа 25. В результаті з'являється прецесія платформи 20 і скоби 24 гіроскопічного стабілізатора 1 відносно осі їх підвісу. Поворот скоби 24 за допомогою жорстких тяг 35, 36 та шарнірів 37, 38, 39, 40 обумовлює поворот скоби 6 та внутрішньої рами 4 двовісного карданового підвісу 2 приймача повітряного

тиску 5. При цьому поворот внутрішньої рами 4 здійснюється в такому напрямку, що сигнал неузгодженості на вході компаратора 18 наближається до нуля, тобто приймач повітряного тиску 5 орієнтується вздовж вектора швидкості набігаючого потоку повітря в площині XOZ зв'язаної з корпусом 3 системи координат OXYZ.

Спільна робота системи в каналах кутів атаки і ковзання обумовлює орієнтацію повздожньої осі приймача повітряного тиску 5 вздовж вектора швидкості набігаючого потоку повітря.

Дві ідентичні системи силової гіроскопічної стабілізації призначені для компенсації збурюючих моментів відносно осей підвісу платформи 20, скоби 24 та рами 23 гіроскопічного стабілізатора 1. Чутливими елементами цих систем є двоступеневі гіроскопи - перший 25 (вісь чутливості паралельна осі OY) та другий 26 (вісь чутливості паралельна осі OZ). При виникненні збурюючого моменту відносно осей підвісу платформи 20 і скоби 24 виникає прецесія першого гіроскопа 25, з датчика кута 27 знімається вихідний сигнал, який подається на вхід підсилювача-перетворювача 31, а далі - на датчик моменту 32. Момент датчика 32, прикладений до осей підвісу платформи 20 та скоби 24, є рівним збурюючому моменту відносно цих осей, а його вектор направлений протилежно вектору збурюючого моменту. При виникненні збурюючого моменту відносно осей підвісу рами 23 виникає прецесія другого гіроскопа 26, з датчика кута 29 знімається вихідний сигнал, який подається на вхід підсилювача-перетворювача 33, а далі - на датчик моменту 34. Момент датчика 34, прикладений до осей підвісу рами 23, є рівним збурюючому моменту відносно цієї осі, а його вектор направлений протилежно вектору збурюючого моменту.

Вихідні сигнали, пропорційні кутам атаки і ковзання, знімаються з четвертого та другого датчиків кутів 11 і 9 відповідно двовісного карданового підвісу 2 і подаються на блок 49, за допомогою якого формуються вихідні сигнали 50 і 51, пропорційні кутам атаки та ковзання, у потрібному вигляді. Використання системи у складі гіроскопічного стабілізатора 1, карданового підвісу 2 і блока 49 для формування вихідних сигналів, пропорційних кутам атаки і ковзання, дозволяє виключити вплив високочастотних збурень в цих сигналах, які присутні в вихідних сигналах перетворювачів 14 і 15 флюгерних датчиків кута атаки 12 і кута ковзання 13.

Таким чином, запропонована система дозволяє збільшити точність вимірювання повітряного тиску за рахунок введення вимірювача повітряного тиску.

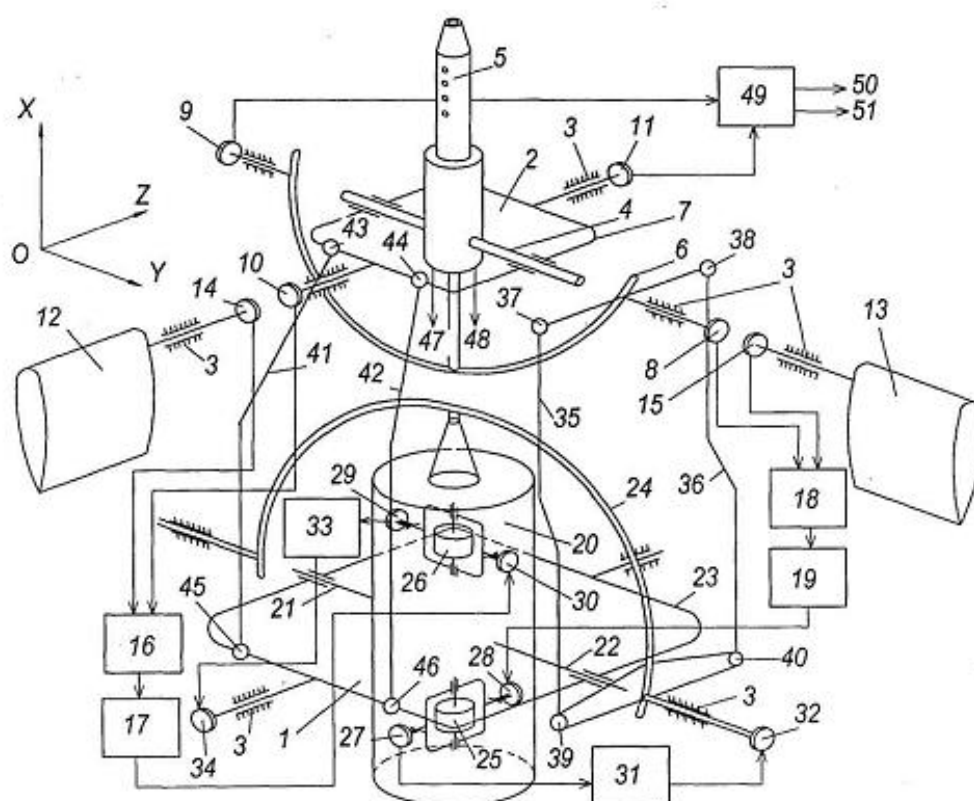


Fig.