



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **116035** (13) **U**
(51) МПК (2017.01)
B64D 43/02 (2006.01)
G01P 5/00

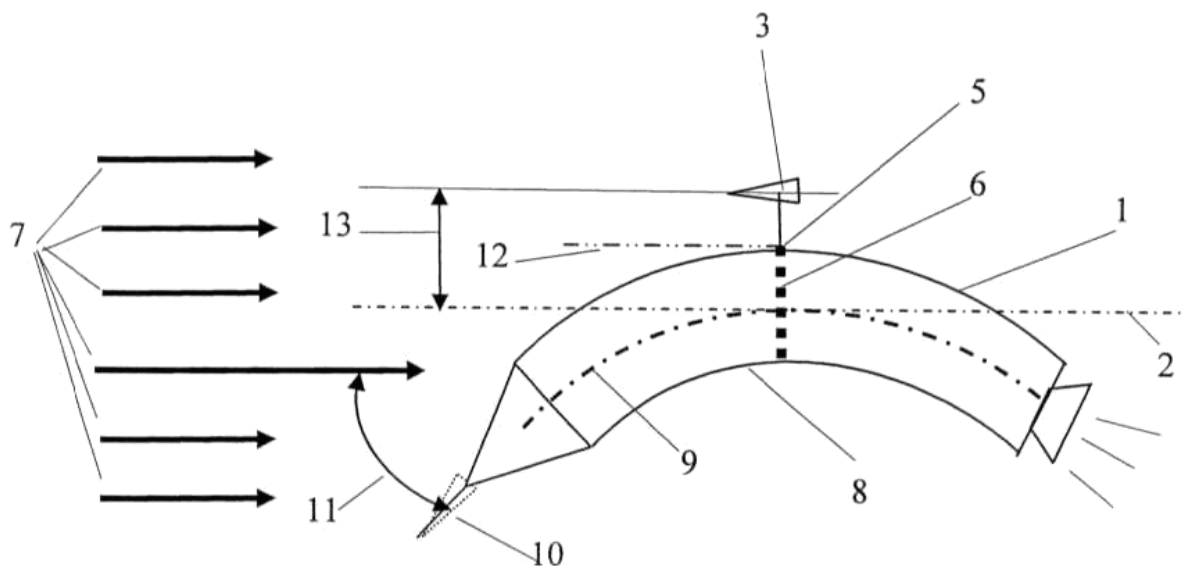
ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(21) Номер заявки:	u 2016 10087	(72) Винахідник(и):	Дронь Микола Михайлович (UA), Хорольський Петро Георгійович (UA)
(22) Дата подання заявки:	03.10.2016	(73) Власник(и):	ДНІПРОПЕТРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІМЕНІ ОЛЕСЯ ГОНЧАРА, просп. Гагаріна, 72, м. Дніпропетровськ, 49010 (UA)
(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель:	10.05.2017		
(46) Публікація відомостей про видачу патенту:	10.05.2017, Бюл.№ 9		

(54) ПРИСТРІЙ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА В НАБІГАЮЧОМУ ПОТОЦІ**(57) Реферат:**

Пристрій для визначення орієнтації літального апарата в набігаючому потоці складається з корпусу літального апарата та вимірювачів, що встановлені на корпусі апарата. Вимірювачі встановлені щонайменше в одній точці контуру перерізу літального апарата, перпендикулярного до поздовжньої осі, де вона має при навантаженні найменше відхилену від програмної поздовжньої осі апарата дотичну до твірної його корпусу, наприклад в пучності першого тону згинальних коливань корпусу.



Фіг. 3

UA 116035 U

Корисна модель належить до аерокосмічної техніки, конкретно - до керування літальними апаратами (ЛА) на атмосферній ділянці траєкторії польоту, до уводу об'єктів космічного сміття з орбіт існування і т. п.

Відомі пристрої для визначення орієнтації літального апарата в набігаючому потоці (НП) вимірювачами маятникового типу для постійних чутливих датчиків, що знімають інформацію про кутові параметри відносно обертальної площини повного кута атаки [1].

Відомий пристрій прямого вимірювання кутів атаки або ковзання, наприклад [2]. Датчиком є флюгер.

Головним недоліком цих пристроїв є вимірювання орієнтації дотичної до відповідної місцю проведення вимірів збуреної поздовжньої осі (ПО) ЛА, яка є зігнутою, скривленою внаслідок польотного навантаження. В той час як керування, що відбувається на основі показань вказаних вимірювачів цієї орієнтації, будується, виходячи з програмної, незбуреної ПО. Внаслідок цього з'являється нездоланна похибка визначення орієнтації ЛА відносно НП, причому залежна від реалізації польотних навантажень.

Відомі пристрої, що реалізують дії, які проводяться розрахунковим шляхом по прямих вимірах інших параметрів. Наприклад, датчиками тиску, розподіленими по частині корпусу ЛА [3].

Відомі також пристрої непрямого вимірювання кута атаки за показаннями акселерометрів і датчиків кутової швидкості [4], тільки датчиків кутової швидкості [5], тільки акселерометрів [6].

Головний недолік цих пристроїв непрямих вимірювань орієнтації ЛА відносно НП співпадає з таким для пристроїв прямих вимірювань [1,2].

Найбільш близьким аналогом є пристрій [7] що складається з корпусу літального апарата та вимірювачів, що встановлені на корпусі апарата.

Недоліком цього пристрою є вищевказана нездоланна похибка визначення орієнтації ЛА відносно НП.

В основу корисної моделі поставлена задача розробки пристрою визначення орієнтації ЛА в НП мінімальної складності і високої точності.

Поставлена задача вирішується тим, що в пристрої для визначення орієнтації літального апарата в набігаючому потоці, що складається з корпусу літального апарата та вимірювачів, що встановлені на корпусі апарата, згідно з корисною моделлю, ці вимірювачі встановлені щонайменше в одній точці контуру перерізу літального апарата, перпендикулярного до поздовжньої осі, де вона має при навантаженні найменше відхилену від програмної поздовжньої осі апарата дотичну до твірної його корпусу, наприклад в пучності першого тону згинальних коливань корпусу.

Суть корисної моделі продемонстрована на кресленнях.

На фіг. 1 зображено пристрій за найближчим аналогом, на фіг. 2 - пристрій за корисною моделлю (КМ), фіг. 3 - дію пристрою за найближчим аналогом та за КМ.

За найближчим аналогом на носі корпусу ЛА 1 з ПО 2 встановлений вимірювач орієнтації відносно НП - датчик кута атаки (ДКА) 3.

За КМ, що заявляється, ДКА 3 встановлений за допомогою кріплення 4 в точці 5 на контурі перерізу 6 корпусу апарата, перпендикулярного до ПО 2, в місці пучності першого тону його згинальних коливань.

На фіг. 3 показані позиції: НП - 7, форма корпусу ЛА 1 внаслідок польотних навантажень - 8, форма ПО внаслідок польотних навантажень - 9, збурену орієнтацію ДКА 3 в польоті - 10, хибний кут атаки - 11, дотична до збуреної форми твірної корпусу ЛА 1-12.

Пристрій діє так.

ЛА 1 з ПО 2 і ДКА 3 в польоті попадає в НП 7, напрямом якого показаний стрілками. Корпус ЛА 1 внаслідок польотних навантажень згинається і приймає форму 8, а ПО - форму 9. За найближчим аналогом 3 зайняв би збурене положення і став у збурену орієнтацію 10. Тим самим вимірювався би хибний кут атаки 11, який і є вищезгаданою нездоланною похибкою вимірювання.

За КМ орієнтацію ЛА 1 вимірюють за допомогою ДКА 3 в вищезазначеній точці 5. В точці 5 дотична 12 до збуреної форми твірної корпусу ЛА 1 паралельна програмній ПО 2. Тут вимірюваний кут атаки 13 відповідає своєму дійсному нульовому (за фігурою) значенню.

Таким чином, вирішена поставлена задача розробки пристрою визначення орієнтації ЛА в НП мінімальної складності, бо відсутні додаткові елементи і зв'язки, і високої точності внаслідок відсутності похибки вимірювання з-за згинальних коливань корпусу.

Джерела інформації:

1. Пат. США № 4026498, НПК 73-188, 1979.

2. Пат. 2195415 Росія МКВ 7 B64C 13/18, G01P5/00, 2002.

3. Петров Б. Н., Крымов А. Б. Измерение углов атаки и скольжения с помощью моделей распределения давления на сферической лобовой поверхности // Известия вузов. Приборостроение. - 1973. - № 12. - С. 5-9.

5 4. Пат. Великобритания 2275902 A1B64 Д 43/02. Авиационное устройство для расчета компенсированного угла атаки и рыскания для предупреждения срыва потока//Изобретения стран мира, 1996. - Вып. 33 - №7. - С.5.

10 5. Оптимизация изделий ракетно-космической техники на основе совместного исследования процессов управления движением проектируемых объектов и нагружения их конструкций на атмосферном участке траекторий / В. Г. Динеев, А. Э. Колозезный, Э. А. Колозезный, В. А. Наумов, Н. М. Сергеев, В. Н. Чихарев / Космонавтика и ракетостроение. - 1997. - № 10. С. 76-87.

6. Определение углов атаки и скольжения по сигналам акселерометров, установленных на борту летательных аппаратов // Известия вузов. Приборостроение. - 1975. - № 3. - С. 62-67.

15 7. А. с. 901906 СРСР МПК G01P5/00. Модуляционный датчик аэродинамических углов //С.Б.Шавирін, В. А.Подобедов - 2933525/18-10. За-явл. 03.06.1980; Опубл. 30.01.1982. Опис ваинаходу 6 арк.//Бюл. № 4.

ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

20 Пристрій для визначення орієнтації літального апарата в набігаючому потоці, що складається з корпусу літального апарата та вимірювачів, що встановлені на корпусі апарата, який **відрізняється** тим, що ці вимірювачі встановлені щонайменше в одній точці контуру перерізу літального апарата, перпендикулярного до поздовжньої осі, де вона має при навантаженні найменше відхилену від програмної поздовжньої осі апарата дотичну до твірної його корпусу, наприклад в пучності першого тону згинальних коливань корпусу.

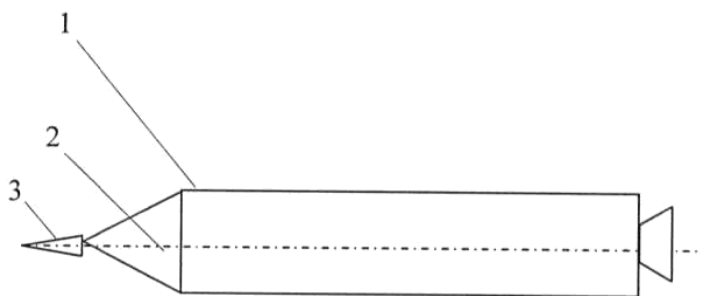


Fig. 1

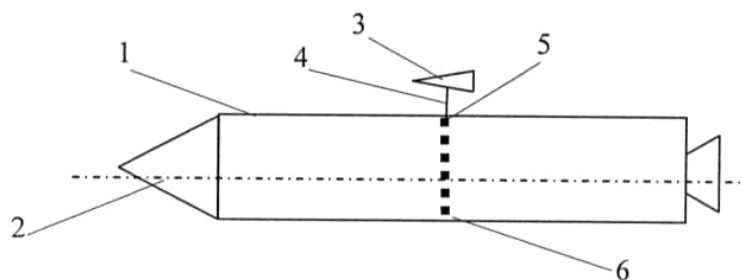


Fig. 2

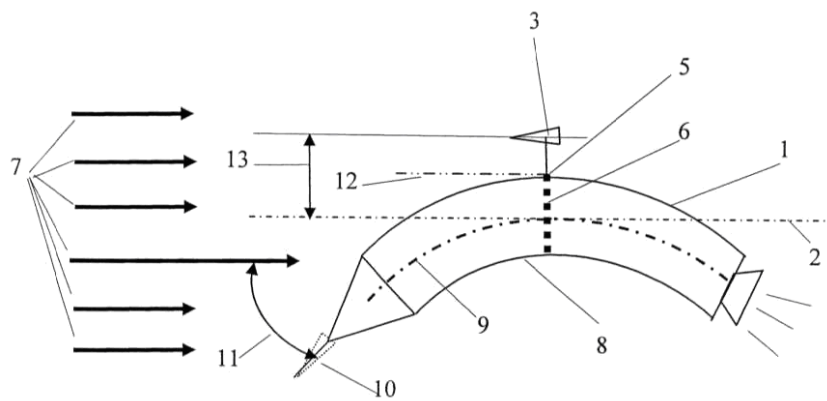


Fig. 3

Комп'ютерна верстка В. Мацело

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Василя Липківського, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

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