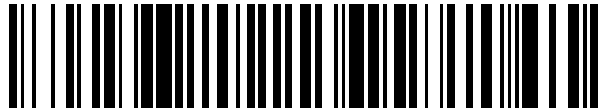


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 601 580**

21 Número de solicitud: 201500317

51 Int. Cl.:

B64D 43/00 (2006.01)
G01C 5/00 (2006.01)
G01C 5/06 (2006.01)
G01S 13/88 (2006.01)
G01C 21/16 (2006.01)

12

PATENTE DE INVENCION CON EXAMEN

B2

22 Fecha de presentación:

05.05.2015

43 Fecha de publicación de la solicitud:

15.02.2017

68 Fecha de publicación diferida del informe sobre el estado de la técnica:

08.03.2017

Fecha de concesión:

14.06.2017

45 Fecha de publicación de la concesión:

21.06.2017

73 Titular/es:

UNIVERSIDAD DE ALCALÁ (100.0%)
Plaza de San Diego, s/n
28801 Alcalá de Henares (Madrid) ES

72 Inventor/es:

CARBAJO MARTÍN , Melquiades y
RODRÍGUEZ MORENO , M^a Dolores

54 Título: **Altímetro basado en sistemas radar, inercial y de presión atmosférica para vehículos aéreos, acrobáticos y no tripulados**

ES 2 601 580 B2

Aviso: Se puede realizar consulta prevista por el art. 40.2.8 LP 11/1986.

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 601 580**

21 Número de solicitud: 201500317

57 Resúmen:

Altímetro basado en sistemas radar, inercial y de presión atmosférica para vehículos aéreos, acrobáticos y no tripulados.

El objeto de la invención es la obtención de un sensor capaz de medir la altura con respecto al suelo integrando tecnologías radar, barométrica e inercial.

En dicho dispositivo se genera una emisión de radio que sirve para medir el retardo de la reflexión recibida utilizando procedimientos de procesamiento y filtrado digital.

Simultáneamente, se realizan lecturas de un sensor barométrico e inercial que permiten complementar y corregir errores inherentes a las medidas de la señal de radio.

La invención permite obtener medidas fiables en cualquier actitud de vuelo utilizando procedimientos basados en: i) fusión ponderada de los datos recibidos del sensor barométrico, IMU y radar; ii) substracción de los acoplamientos de señal cercanos y estables; iii) el seguimiento (o tracking) de la medida de altura obtenida; iv) la utilización de un diagrama de radiación pasivo hemisférico o activo dirigible hacia el suelo.

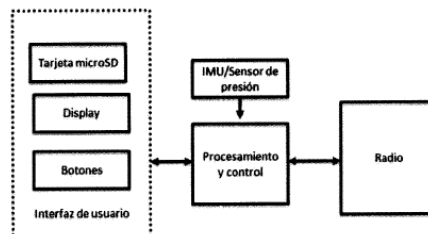


FIG 1

DESCRIPCIÓN

Altímetro basado en sistemas radar, inercial y de presión atmosférica para vehículos aéreos, acrobáticos y no tripulados.

5

Sector de la técnica

La invención se enmarca en el ámbito de los altímetros y los métodos para proporcionar la información de la altura en vehículos aéreos.

10

Estado de la técnica

Con el incremento de sistemas aéreos no tripulados y el número de aplicaciones que se nutren de dichos sistemas, es necesario que la información de los sensores del vehículo sea lo más precisa posible. En particular, la información de la altura proporcionada por los altímetros juega un papel muy importante ya que permiten determinar la distancia a la que se encuentra el suelo en la maniobra de aproximación, así como evitar obstáculos y por consiguiente, posibles accidentes. Muchos de estos sistemas requieren que el vehículo sea capaz de operar a bajas altitudes y realizar maniobras con alabeos de 90° o superior. Estas mismas características de maniobrabilidad son también necesarias en aviones deportivos tripulados donde los pilotos muchas veces necesitan realizar alabeos de $\pm 180^\circ$ a distancias muy cercanas al suelo, por lo que la información precisa de la altura se hace imprescindible. Existen actualmente distintas tecnologías para poder calcular la altitud:

25

- Los sistemas barométricos o de presión calculan la altitud basándose en la medición de la presión atmosférica sobre el nivel del mar por lo que a la hora de operar el vehículo se tienen que tener en cuenta la localización geográfica y topología del terreno para evitar impactos sobre el mismo (US 4507962A).

30

- Los sistemas de posicionamiento global (GPS) proporcionan información de ubicación y tiempo en el que se encuentra el vehículo bajo cualquier condición meteorológica (US4359733), pero tienen una incertidumbre promedio de pocos metros y se requiere un sistema de navegación y control para altitudes por debajo de seis metros aproximadamente.

35

- Las técnicas de Barrido y Detección por Luz (LIDAR, Laser Imaging Detection and Ranging) ofrecen sistemas muy precisos, pero, a menos que el vehículo sea capaz de pivotar o utilizar el escaneo del haz de luz, sus mediciones de altura pueden verse gravemente mermadas (CN103412313A). Tienen además el problema del reflejo en superficies irregulares y el alto coste.

40

- Los sensores acústicos son compactos y precisos, pero su desempeño se puede ver degradado por el ruido debido al viento, turbulencia, vibración o motores. Además, los sensores acústicos pueden interferir con el audio de otros sistemas.

45

- Los sensores de gama infrarroja están limitados por las distancias de trabajo de los sensores, en rango de alturas inferior a 100 m, siendo muy precisos para distancias de pocos metros y perdiendo precisión según ésta se incrementa.

50

- Los sistemas de radar o radioaltímetros (US4739330, US4733239, US5719581, US3761946A) tienen un amplio campo de aplicación, desde altímetros, a radares marinos, medidores de nivel de líquido o gas en contenedores, hasta sensores que ayudan en la seguridad automotriz. Estos sistemas no se ven afectados por las condiciones meteorológicas ni los obstáculos visuales tales como humo, bruma y niebla, pero pueden ser susceptibles a interferencias y ser confundidos por las superficies de baja reflectividad (por ejemplo, arena seca o alta vegetación). Además, pueden ser caros, pesados y no son precisos a bajas alturas. Una variante para el cálculo de la altura basados en tecnología radar mucho más barato que los radio altímetros son los radares meteorológicos (US8643533B1) que utilizan los datos de movimientos del avión para el cálculo de la altitud, aunque no son muy precisos.

Para poder ofrecer soluciones a la completa maniobrabilidad de vehículos no tripulados y ultraligeros o acrobáticos se necesitan métodos y sistemas mejorados que permitan detectar obstáculos durante el despegue, el vuelo y el aterrizaje de forma más precisa.

En este sentido, la invención pretende amortiguar algunos de los inconvenientes de los altímetros existentes (abaratamiento del precio, ligereza y precisión a bajas alturas).

Descripción de la invención

La presente invención proporciona un altímetro en cualquier rango de alturas, desde cercanas al suelo hasta las alturas de operación del vehículo y con cualquier valor de ángulo de alabeo permitido, un método para determinar altitudes bajas y un sistema de calibración, todo ello basándose en: i) tecnología radar y diagramas de radiación de antenas, ii) sensores barométricos y iii) Unidades de Medida Inercial (IMU, Inertial Measurement Unit).

A continuación se describe su funcionamiento, con especial hincapié en los sistemas radar.

i) Tecnología radar: cabe comentar dos aspectos de la tecnología radar importantes para contextualizar la invención. Por un lado el procedimiento para la obtención de la señal con la información de la altura y, por otro, la forma de los diagramas de radiación de las antenas.

Los equipos de radar pueden transmitir señal pulsada o continua. Los que utilizan señal continua se les conoce como FM-CW (*Frequency Modulated-Continuous Wave*, Modulación de Frecuencia de Onda Continua). El barrido de frecuencia puede tener cualquier tipo de formas pero es la triangular la más común y la que se utiliza como señal de modulación en la presente invención, pero otras formas como la de diente de sierra o trapecoidal podrían también utilizarse en lugar de la triangular.

El funcionamiento del radar FM-CW es como sigue. La frecuencia de un oscilador es modulada, por ejemplo, por una onda triangular de varios cientos de hercios, con esto se genera la onda a transmitir. Luego, se recibe una señal reflejada del objeto de destino, la cual es demodulada usando la onda del oscilador local, resultando una señal sinusoidal en banda base cuya frecuencia es proporcional al retardo de la señal reflejada y, por tanto, a la distancia a la que se encuentra el obstáculo (que en este caso es el suelo). Pero interferencias y acoplamientos entre el transmisor y el receptor limitan gravemente

el funcionamiento de un radar FM-CW. Estas interferencias o ruidos en la señal se manifiestan de manera más perjudicial en altitudes por debajo de 15 m (50 pies).

5 Es habitual que los radares FM-CW tengan, por lo general, separada la etapa de transmisión de la recepción, utilizando para ello dos antenas. Pero pueden construirse radioaltímetros con una sola antena aunque su funcionamiento generalmente se ve deteriorado en bajas altitudes y no pueden operar a elevadas alturas. Estos radioaltímetros, en general, sufren de una inadecuada sensibilidad (Dudek, M., Nasr, 1; Kissinger, D.; Weigel, R.; Fischer, G. The impact of phase noise parameters on target
10 signal detection in FMCW-radar system simulations for automotive applications. 2011 IEEE CIE International Conference on Radar) para discriminar entre las señales de retorno fiables que devuelven la altitud precisa y las señales que producen indicaciones erróneas de altura.

15 La capacidad del radioaltímetro de rastrear la altitud del avión por encima del suelo está determinada por el retomo de la señal recibida más débil durante el intervalo de barrido. Este es el punto en el cual se producen los errores de seguimiento. El retomo típicamente varía de amplitud en todo el intervalo de barrido porque está compuesto de muchas amplitudes, frecuencias y fases que periódicamente pasarán a través de combinaciones
20 aditivas y sustractivas del efecto multitrayecto.

Como se ha comentado previamente, el principio en el que se basa la invención es en la utilización de una onda continua de frecuencia modulada lineal con señal triangular. De manera analógica se calcula el producto de la señal transmitida ($x(t)$) en un instante con
25 la recibida ($y(t)$) procedente de un rebote y por tanto retardada un tiempo t_0 , que supondremos constante para un obstáculo estático, obteniendo, tras pasar por un filtro paso bajo una señal en banda base $y_{LP}(t)$:

$$x(t) = K \cos(A(t)t) \quad (1)$$

$$x_R(t) = K \cos(A(t - t_0)(t - t_0)) \quad (2)$$

$$y_{LP}(t) = \frac{1}{2} K^2 \cos(A(t)t - A(t - t_0)(t - t_0)) \quad (3)$$

30 Lo cual, teniendo en cuenta que la señal de modulación $A(t)$ es triangular y por tanto lineal con el tiempo, es decir.

$$A(t) = A \cdot t \quad (4)$$

35 se obtiene una señal:

$$y_{LP}(t) = K_1 \cos(At^2 - A(t - t_0)^2) = K_1 \cos(At_0^2 + At_0 t) \quad (5)$$

40 Es decir, que si el retardo es fijo para un obstáculo estático, la pulsación de la señal recibida es proporcional al retardo ($\omega = At_0$), con una fase constante (At_0^2).

$$y_{LP} = K_1 \cos(\omega t + \varphi) = K_1 \cos(At_0 t + At_0^2) \quad (6)$$

45

El objetivo por tanto de la invención es analizar la señal extraída del multiplicador en banda base para obtener su pulsación o frecuencia que será proporcional al retardo de propagación entre el transmisor situado en un avión y el obstáculo que corresponde a tierra o suelo. Si utilizamos una señal moduladora triangular, en su parte ascendente la constante A será:

$$A = \frac{\Delta f_m}{T/2} = \frac{2\Delta f_m}{T} \quad (7)$$

donde Δf_m será la variación máxima de modulación de frecuencia y T el periodo de la señal triangular moduladora. Para el tramo triangular descendente la constante será de igual valor pero negativa.

En cuanto al retardo t_0 , éste será debido al recorrido de ida y vuelta ($2R$) de la señal electromagnética propagada en el aire y por tanto, redondeando a la velocidad de la luz en el vacío c:

$$t_0 = \frac{2R}{c} \quad (8)$$

Por tanto,

$$\omega = 2\pi f_0 = At_0 = \frac{2\Delta f_m}{T} \cdot \frac{2R}{c} \quad (9)$$

Despejando la altura R,

$$R = \frac{\pi f_0 c T}{\Delta f_m} \quad (10)$$

Donde f_0 es la frecuencia que se mide y todo lo demás son parámetros de configuración de la modulación (Δf_m , T) o constantes conocidas (π , c).

Si t_0 fuera variable, por corresponder a un avión que sube o baja respecto de tierra, se produciría un efecto Doppler que modificaría los valores de los cálculos, pero teniendo en cuenta los órdenes de magnitud de las posibles velocidades de ascenso y descenso comparadas con la velocidad de la luz, se podrá calcular su efecto y corregirlo. La variación de frecuencia debido al efecto Doppler sería:

$$f_D = f_P \left(1 \pm \frac{V_a}{c}\right) \quad (11)$$

Y por tanto, la desviación de la frecuencia recibida con efecto Doppler f_D respecto de la frecuencia transmitida f_P (y recibida en el caso de distancia estática) es en casos extremos de velocidades de ascenso o descenso elevadas de $V_a = 100$ m/sg. (360 Km/h), del orden de:

$$\Delta f_D = f_P \frac{100}{3 \cdot 10^8} = f_P \frac{1}{3} 10^{-6} \quad (12)$$

- Como la portadora de esta invención es del orden de 3 GHz, la diferencia es aproximadamente de 1KHz en los casos más extremos de un ascenso o descenso muy pronunciado, lo cual puede ser corregido una vez obtenido el valor de la frecuencia de la señal recibida y pasada a banda base. Por tanto, corregir dicho efecto, pasaría por un procedimiento encargado de sumar o restar al valor medido de la frecuencia en banda base, la variación debida al efecto Doppler para una velocidad vertical adecuadamente filtrada, y que se va calculando de manera continua con los datos de altura obtenidos durante el funcionamiento del dispositivo.
- 5
- 10 En cuanto a los diagramas de radiación de antenas, éstos definen la distribución espacial de la radiación y captación de energía por parte de las antenas, lo cual es importante en este sistema para determinar la dirección en la que se va a poder captar la señal reflejada desde el suelo, en función de la actitud o posición del vehículo aéreo.
- 15 Se pueden considerar básicamente dos tipos de diagramas de radiación, activos y pasivos, en función de si pueden ser modificados de manera dinámica y controlada durante el tiempo de funcionamiento del sistema, o si su comportamiento es estático durante toda la vida útil del equipo.
- 20 Los más simples son los pasivos y consisten en elementos radiantes diseñados con una disposición física que permita que la distribución espacial de energía emitida a su alrededor sea la deseada, por ejemplo omnidireccional o con un determinado ángulo sólido. Evidentemente son los más sencillos puesto que no requieren de operaciones de procesamiento de señal en la emisión, pero presentan el inconveniente de mantener un comportamiento estático relativo a la posición de montaje de las antenas.
- 25
- La tecnología de antenas con diagramas activos requiere de una mayor complejidad tanto en dispositivos como en programación en la fase de transmisión y recepción de la señal, por lo que el sistema resultante tendrá un coste superior pero unas mejores prestaciones de emisión y recepción. Con esta tecnología lo que se consigue es que mediante un array de elementos activos de emisión, por ejemplo tipo *patch*, y un procesador de señal, se generen retardos artificiales en la señal que sale o llega a cada elemento de antena, de tal manera que el efecto conjunto del retardo aplicado en cada uno de ellos genera un lóbulo de radiación con una orientación controlada por el procesador de señal, lo cual permite de manera electrónica y por programa orientar el diagrama de transmisión y recepción de las antenas para que siempre se siga (en la medida de lo posible) la dirección donde se encuentra el suelo, consiguiendo además que la señal de acoplamiento directo se vea considerablemente reducida.
- 30
- 35
- 40 ii) Sensores barométricos: son sistemas clásicos de medición de alturas en navegación aérea que se utilizan en los instrumentos imprescindibles de cabina, mostrando una medición en pies como resultado de la presión estática medida en un sensor situado en un punto donde no haga efecto la velocidad del aire sobre el avión. En el caso del altímetro barométrico de cabina, es necesario calibrar el instrumento con la presión atmosférica de la posición donde se encuentre el avión para que las lecturas indicadas coincidan con las reales, teniendo en cuenta además que deberían ser corregidas también con la desviación de la temperatura real sobre la temperatura de las condiciones estándar que relacionan la altura y la presión. En la tecnología disponible actualmente, el propio sensor barométrico dispone de sensor de temperatura para llevar a cabo las correcciones necesarias en la medida de presión realizada, por lo que no es necesario dar a conocer al sistema la temperatura actual exterior y así obtener medidas correctas.
- 45
- 50

En la presente invención, el sensor barométrico está situado en el interior del sistema, en una caja que no es estanca, por lo que recibirá las variaciones de presión generadas por la variación de altitud.

- 5 La fórmula que se emplea para la traducción de presión a altura es la internacional barométrica:

$$y = 44330 \left(1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{5.255}} \right) \quad (13)$$

- 10 Donde p es la presión medida y p_0 la presión estándar a nivel de mar.

15 iii) Unidades de Medida Inercial (IMU): es un dispositivo electrónico que mide la velocidad, orientación y fuerzas gravitacionales en un sensor, usando una combinación de acelerómetros y giróscopos. La tecnología actual permite integrar prácticamente en una placa electrónica de reducidas dimensiones un giróscopo de tres ejes, un acelerómetro de tres ejes y un magnetómetro de tres ejes, por lo que de una manera sencilla con el software de control facilitado por los fabricantes se obtienen los valores de las 9 variables de movimiento (posición, velocidad y aceleración) en los tres ejes espaciales.

20

Descripción de los dibujos

La Figura 1 muestra los elementos básicos que forman la invención: interfaz de usuario, bloque de procesamiento y control y bloque de radio.

25

La Figura 2 muestra la estructura del bloque de radio.

La Figura 3 muestra el diagrama de estados del bloque de procesamiento y control.

- 30 La Figura 4 representa el diagrama de flujo genérico para la obtención de la medida de altura durante la fase de vuelo del código del sistema de procesamiento y control.

Modo de realización

- 35 Tal y como se describía anteriormente, la invención proporciona un altímetro en cualquier rango de alturas, un método para determinar altitudes bajas y un sistema de calibración.

40 Se incorporan como complemento al radar los sensores IMU y barométricos para el cálculo de la medición de altura en situaciones donde la calidad de la señal de radar baja de un cierto umbral, esto es, en alturas superiores al rango de medición o en muy bajas alturas y cuando la actitud del sistema no permite un reflejo de la señal desde tierra (por ejemplo, cuando realiza alabeos superiores a 90°).

45 El sistema objeto de invención está formado por los siguientes elementos (figura 1):

1. Una interfaz de usuario que consta de un display para visualizar los valores de la altura, botones de selección de configuración de alarmas (por ejemplo, superación de altura máxima, umbral de aviso del tren de aterrizaje, etc.) y lector de tarjeta microSD para guardar los datos generados durante el vuelo.

2. Un sistema de procesamiento y control, junto con el bloque de sensores IMU/barométrico.
3. Un sistema de radio donde se genera, transmite y recibe la señal de radar, con un diagrama de radiación en forma de semi-esfera en el caso de antenas pasivas u orientado al suelo con antenas activas.

La estructura del sistema de radio (figura 2) es clásica de un modulador de FM donde la señal moduladora es generada por el bloque de procesamiento que genera una señal triangular que ataca al Oscilador Controlado por Tensión (VCO, Voltage Controlled Oscillator) donde se genera la señal de alta frecuencia que será filtrada, amplificada y transmitida por la antena. En la parte receptora, la señal captada por la antena se filtra, amplifica y se multiplica por la señal transmitida, lo que genera una señal en banda base que contiene la frecuencia proporcional a la distancia correspondiente a la altura.

El diagrama de antenas pasivo que se propone para la invención consiste en una antena transmisora y otra receptora tipo *patch* en circuito impreso, situadas a una distancia de 10.2 cm, con un diagrama de radiación prácticamente semiesférico que sirve para aumentar el ángulo de alabeo del avión manteniendo la medida de la altura hasta cerca de $\pm 90^\circ$.

Se han desarrollado dos procedimientos para eliminar los inconvenientes que este tipo de diagramas provocan en el funcionamiento del radar para la medida de la altura.

1. El primero de los inconvenientes es el acoplamiento entre antena transmisora y receptora que puede confundir la medida cuando ésta es una reflexión de baja amplitud. Para evitarlo se desarrolla un procedimiento de obtención de la respuesta de acoplamiento de antenas en una instalación concreta del sistema y su posterior eliminación digitalmente durante el proceso de funcionamiento de la medición.
2. El segundo de los inconvenientes es que ante un diagrama de radiación tan amplio, al sistema le pueden estar llegando rebotes suficientemente fuertes como para confundir la medida procedente de obstáculos cercanos como pueden ser edificaciones, accidentes geográficos como montañas o acantilados, etc. En este caso, el procedimiento desarrollado consiste en la utilización de una ventana de seguimiento de la medida que evita en gran medida que señales de rebotes situadas fuera de la ventana confundan al sistema de medida.

En cuanto al diagrama de antenas activo, el procesamiento equivalente en banda base de las señales que se emiten o reciben en cada elemento activo, permite definir de manera dinámica el lóbulo de radiación para orientarlo de acuerdo a la dirección en que se encuentre el suelo a partir de la información que proporciona el IMU. El uso de 4 elementos activos por antena permite generar lóbulos del orden de 30° , lo cual es suficiente para la aplicación de la invención. En este caso, habrá un microcontrolador específico para las tareas de procesamiento relacionadas con las antenas de transmisión y recepción y que estará en comunicación con el bloque de procesamiento y control (bloque 2) fundamentalmente para la recepción de información de control, la recepción de los datos de actitud de vuelo y el envío de la señal recibida y preprocesada.

En este bloque 2 se encuentra el microcontrolador que desarrolla el funcionamiento del sistema considerando 3 estados principales: i) estado de tierra, donde se inicia la

ejecución y las variables del sistema al encenderse y además se determina el estado de movimiento del sistema, ii) el estado de vuelo, donde se llevan a cabo los ciclos de obtención de medidas de altura durante el vuelo de la aeronave, iii) la fase de aterrizaje, para la obtención de medidas en operaciones de aterrizaje o alturas cercanas al suelo.

5

Durante la fase de tierra, el sistema realiza lecturas del sensor IMU y barométrico para identificar si existe movimiento vertical de velocidad suficiente para considerar que el sistema está en vuelo puesto que durante esta fase se desechan las lecturas del radar por corresponder a obstáculos cercanos, situados en tierra, y no a la altura del avión que será considerada 0. En cuanto a las lecturas del sensor barométrico, en la invención se proponen sólo utilizar los incrementos o decrementos de altura que se producen en cada instante del proceso de medida, y no en los valores absolutos de presión o altura, por lo que no importa que la presión o la temperatura que mida el sensor barométrico no sea la adecuada para poder obtener la altura real, sino que importan las variaciones de presión corregidas con la temperatura actual y que se van produciendo instante a instante. Dichas variaciones de temperatura siempre serán mucho más lentas que el régimen de medidas que se emplean de centenares por segundo, por lo que en el análisis incremental no afectan. En lo que respecta al sensor IMU, la precisión que se requiere no es crítica puesto que básicamente lo que se necesita es una información cualitativa e incremental de la clase de movimiento que está teniendo lugar en el sistema y así decidir el peso relativo que damos a las medidas de radar o de barómetro para generar la medida de altura en circunstancias donde la actitud o situación del avión no sean favorables para la señal de radio.

10

15

20

25

El paso a la fase de vuelo se dará cuando la velocidad vertical obtenida a partir de las mediciones del radar, del barómetro y del IMU supere un umbral de 50 pies por minuto en velocidad vertical positiva. Y a la fase de tierra sólo se llega desde la fase de aterrizaje cuando se supera un segmento de 5 segundos continuos con unos valores de medida suficientemente cercanos a 0.

30

En cada ciclo de obtención de una medida durante la fase de vuelo, se realiza la lectura del radar y del sensor barométrico, se comprueba la calidad de la señal de radar y si ésta es suficientemente buena (la calidad de la señal vendrá dada por la amplitud de la señal recibida, que deberá ser superior a un 5% del valor máximo de la Transformada Rápida de Fourier (FFT, Fourier Fast Transformar) normalizada), se actualiza la medida con la información procedente del radar obtenida aplicando una FFT a la señal en el tiempo. A las componentes espectrales obtenidas de una muestra de señal, se restan las componentes espectrales correspondientes al acoplamiento entre antenas en el lugar de instalación del sistema en la aeronave, el cual se encuentra grabado en la memoria ROM Programable Borrable (EPROM, Erasable Programmable Read-Only Memory) del sistema. Dichos valores han sido obtenidos aplicando un procedimiento de grabación de las mediciones extraídas durante un vuelo completo (carreteo en tierra, despegue, vuelo y aterrizaje) de la aeronave donde se instala el dispositivo. Lo que este procedimiento lleva a cabo es una eliminación de las componentes espectrales correspondientes a las medidas de altura de ese vuelo de configuración, quedándose con el resto de componentes espectrales que se considerará información procedente de los acoplamientos entre antenas y de las reflexiones de los elementos mecánicos de la aeronave que circundan al emisor y al receptor.

35

40

45

50

En esta fase de vuelo se considerarán dos cotas o rangos posibles de medición, uno para alturas cercanas al suelo, donde se requiere mayor precisión, y otro para alturas

superiores elevadas, donde se requiere un mayor rango de alcance. Esto se consigue modificando la frecuencia de la señal moduladora triangular, con una frecuencia mayor para las medidas cercanas al suelo, y una frecuencia inferior para las alturas elevadas. El procedimiento de conmutación de baja a alta cota comprueba que se ha superado el umbral de 30 KHz durante al menos 15 medidas seguidas, antes de reducir la frecuencia de modulación triangular. El procedimiento de conmutación de alta a baja cota, también realiza la misma comprobación pero para un umbral de 10 KHz, manteniendo un comportamiento de histéresis que evita conmutaciones inestables entre niveles en caso de encontramos con valores de altura en la frontera de ambas cotas.

En caso de que la señal de radar sea de baja calidad (debido a la actitud del avión o por encontrarse cerca del rango máximo para la señal radar o por las características de baja reflexión del terreno), la medida se genera utilizando referencias anteriores e incrementos diferenciales procedentes de la lectura del barómetro.

En ambos casos, la medida obtenida se pasa por un filtro alfa-beta-gamma que suaviza las variaciones instantáneas de frecuencia, se corrige el efecto Doppler utilizando valores de la velocidad vertical, tal y como se ha descrito anteriormente en la descripción de la invención, y se genera la medición definitiva que será la presentada en el display, transmitida por el puerto serie o almacenada en la tarjeta microSD.

Finalmente, con dicha medida se actualiza la ventana deslizante que limita el rango de alturas posibles para la señal de radar en un rango inferior y superior suficiente para que con una velocidad vertical no superior a 2000 pies/minuto la medición obtenida en el siguiente ciclo se encuentre en dicho rango.

Estando en la fase de vuelo, cuando las medidas se mantienen en un rango inferior a 10 pies y las velocidades de descenso vertical inferiores a 20 pies/segundo, durante un intervalo de 5 segundos continuados, se considera que el sistema pasa a la fase de aterrizaje.

Durante la fase de aterrizaje, el cálculo de la medida se realiza dando mayor peso a las referencias barométricas y del IMU, y menos a las medidas de radar. Si estando en dicha fase la medida obtenida sale del rango de medición de 10 pies y las velocidades verticales crecen durante un intervalo de 5 segundos continuados, el sistema vuelve a la fase de vuelo. Por el contrario, si la medida llega a valores inferiores a 2 pies durante un intervalo de 5 segundos continuados, el sistema pasa a la fase de tierra, tal y como se ha comentado previamente.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un altímetro basado en sistemas radar, inercial y de presión atmosférica para vehículos aéreos, acrobáticos, ULMs, Ultra Light Motorizad-aviones ultraligeros, y no tripulados, que comprende:
- 10 • Un sistema radar de onda continua y frecuencia modulada en la banda ISM de 2.4GHz, con una antena trasmisora y otra receptora.
 - Un sistema de oscilador local, mezclador y filtrado de señal para la traslación a banda base de la señal de radio.
 - 15 • Un sistema de muestreo digital de señal en banda base.
 - Un sensor de presión basado en la relación entre presión y altitud.
 - Un sensor de medida inercial IMU.
 - 20 • Un interfaz de usuario basado en displays para la visualización de la altura y botones para la configuración de alarmas.
 - Un dispositivo extraíble de almacenamiento de ficheros de datos.
 - 25 • Un bloque de procesamiento que se encarga de ejecutar el código almacenado en memoria integrada del procedimiento de obtención de medición.
 - Un procedimiento de obtención de medición definido por las siguientes etapas:
 - 30 i. Lectura de los sensores inercial, barométrico y radar.
 - ii. Determinación de la fase de medición de altura o de posición en la que se encuentra el vehículo en el que está instalado el dispositivo radar:
 - 35 1. Vehículo en tierra.
 - 2. Vehículo en vuelo.
 - 40 3. Vehículo aterrizando.
 - Esta determinación se basa en las lecturas de los tres sensores y en el cálculo de la velocidad vertical a partir de la variación filtrada, por tanto la derivada respecto del tiempo, de las lecturas previas de los tres sensores con un algoritmo de decisión.
 - 45 iii. Determinación de la medida de altura respecto del suelo considerando la fase de posición del vehículo:
 - 1. Vehículo en tierra: altura cero.
 - 50

2. Vehículo en vuelo: fusión de las lecturas de los sensores de dos formas distintas dependiendo de la calidad de la señal radar recibida. Si es buena, es decir valor numérico superior a un umbral determinado empíricamente en el diseño del sistema, se le da un gran peso, 70-90%, frente a un cálculo basado en mediciones anteriores e incrementos medidos en sensores barométrico e IMU. En caso de baja calidad de la señal, se desecha la lectura radar y se estima la altura como se ha comentado, al tiempo que se incrementa un contador de lecturas radar incorrectas que generará una indicación si se supera un umbral estando en rango de funcionamiento válido del altímetro.

3. Vehículo aterrizando: en el procedimiento de fusión de las lecturas se da un mayor peso, 80-90%, a la estimación barométrica e inercial, al tiempo que en el código se está pendiente de si la velocidad vertical desciende de un umbral y se decide el cambio a fase de tierra o supera el umbral y se cambia a fase de vuelo.

2. El altímetro, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque el bloque de procesamiento ejecuta un procedimiento en el que a partir de la señal recibida en banda base del sistema de radio se obtiene su espectro mediante FFT, Fast Fourier Transform, y elimina mediante sustracción numérica las componentes frecuenciales debidas al acoplamiento cercano y que se encuentran grabadas en la memoria del sistema.

3. El altímetro, según la reivindicación 2, **caracterizado** porque el bloque de procesamiento ejecuta a petición del usuario un procedimiento de autocalibrado para la obtención de las componentes frecuenciales debidas al acoplamiento cercano. El código de autocalibrado se debe ejecutar por petición del operador humano a través de la interfaz de botones y consiste en la adquisición de datos procedentes de los sensores barométricos y de radio durante una sesión de funcionamiento, con vuelo incluido, del altímetro una vez instalado.

4. El altímetro, según la reivindicación 2, **caracterizado** porque el bloque de procesamiento ejecuta un procedimiento para la obtención de las componentes frecuenciales debidas al acoplamiento cercano de manera dinámica, es decir, durante el funcionamiento de obtención de medidas por el altímetro. Dicho procedimiento consiste en la acumulación progresiva de los niveles de componentes espectrales existentes en sucesivas lecturas de la FFT de la señal recibida, de tal manera que las componentes espectrales siempre presentes, que son las que se quieren detectar, acaban por generar un valor de filtro estable de manera continuada.

5. El altímetro, según las reivindicaciones 3 y 4, **caracterizado** porque las componentes frecuenciales que se restan al espectro de la señal de medición y que son correspondientes al acoplamiento cercano se calculan mediante un procedimiento que fusiona o mezcla los valores estáticos y dinámicos de dichas componentes.

6. El altímetro, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque en la fase de vuelo el bloque de procesamiento ejecuta un procedimiento que modifica la frecuencia de la señal recibida en banda base para la eliminación del efecto Doppler, utilizando la velocidad vertical calculada en el procedimiento descrito en la reivindicación 1.

7. El altímetro, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque el bloque de procesamiento envía los datos con los que realiza los cálculos de la altura a un sistema de almacenamiento extraíble de ficheros para ser posteriormente leídos y analizados desde cualquier sistema operativo convencional.
- 5
8. El altímetro, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque durante la fase de vuelo el bloque de procesamiento ejecuta un procedimiento que evita errores de medición debido a ruidos de multitrayectos u obstáculos cercanos mediante la determinación del margen admisible para las lecturas inmediatamente posteriores. a partir del valor de
- 10 altura actual y de la tendencia próxima que proporcionan la velocidad y aceleración verticales calculadas. La velocidad vertical se calcula según el procedimiento indicado en la reivindicación 1 y la aceleración vertical mediante la filtración de los incrementos de velocidad entre las sucesivas lecturas.
- 15
9. El altímetro, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque durante la fase de vuelo el bloque de procesamiento ejecuta un procedimiento que selecciona automáticamente la frecuencia de modulación del radar entre dos valores, en función de dos rangos posibles de medidas, baja cota o cercano a tierra y alta cota o alejado del suelo, con lo que se consigue en un caso mayor precisión de la medida cerca del suelo y en el otro caso
- 20 mayor rango de medida.
10. El altímetro, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque el bloque de procesamiento ejecuta automáticamente en el momento de encendido o arranque un procedimiento mediante el que a partir de las lecturas de los sensores barométrico e inercial, y de la lectura del radar ante una secuencia de conmutación entre las dos
- 25 frecuencias de modulación para distintos rangos de altura, se determina la fase y la cota en que se encuentra el altímetro: tierra, aterrizando, vuelo de baja cota o vuelo de alta cota. Este procedimiento tiene por objeto que el altímetro continúe funcionando ante un apagado transitorio por error cuando el vehículo en el que está instalado ya está en
- 30 vuelo.
11. El altímetro, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque a través de la interfaz de usuario, botones y displays, éste accede a un procedimiento que permite introducir los valores de alturas en el que se debe generar una alarma de aviso al piloto para la
- 35 extracción del tren de aterrizaje o para aviso al piloto del instante en el que se supera el umbral de altura máxima legislativamente permitida en ULMs.
12. El altímetro, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque el patrón de radiación pasivo de las antenas tiene forma de semiesfera para conseguir mediciones en actitudes
- 40 de vuelo de fuertes alabeos.
13. El altímetro, según la reivindicación 12, **caracterizado** porque el bloque de procesamiento ejecuta un procedimiento que permite determinar la actitud del avión a partir de los datos del sensor inercial para mantener un seguimiento de la medida de
- 45 altura correcta sobre suelo a pesar de que su nivel de señal sea inferior a otra medida errónea pero de mayor nivel, causada por otros rebotes de la señal radiada sobre obstáculos cercanos como edificios, gradas, acantilados, etc.
14. El altímetro, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque las antenas transmisora y receptora generan diagramas de radiación activos obtenidos a partir de un array de
- 50 elementos radiantes accesibles de manera independiente por transmisores de señal.

- 5 15. El altímetro, según la reivindicación 14, **caracterizado** porque el bloque de control ejecuta un procedimiento que determina los retardos de fase de señal aplicados a cada elemento del array de antenas y así generar diagramas de radiación inferiores a 30 grados y orientados dinámicamente hacia el suelo, conocida la actitud del avión a partir de los datos del sensor inercial.

10

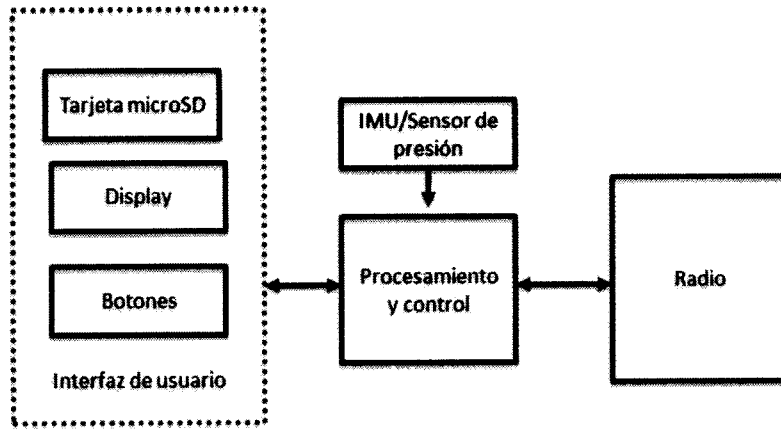


FIG 1

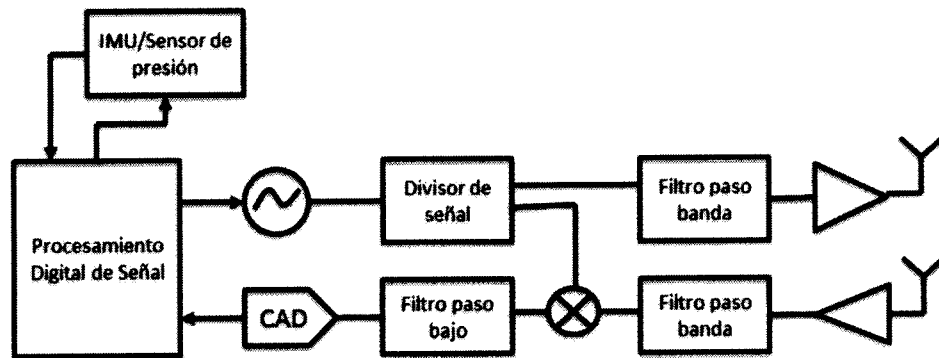


FIG 2

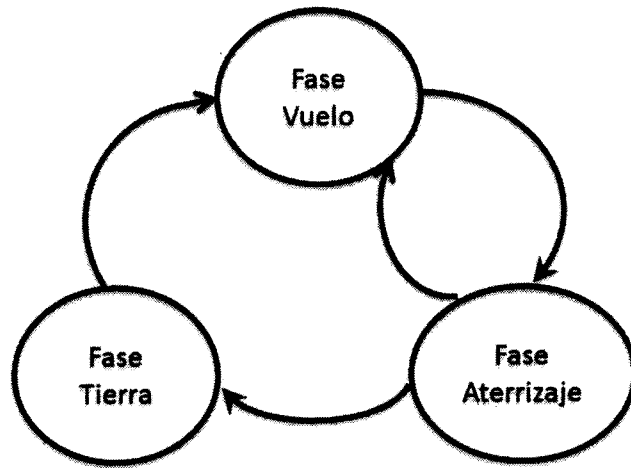


FIG 3

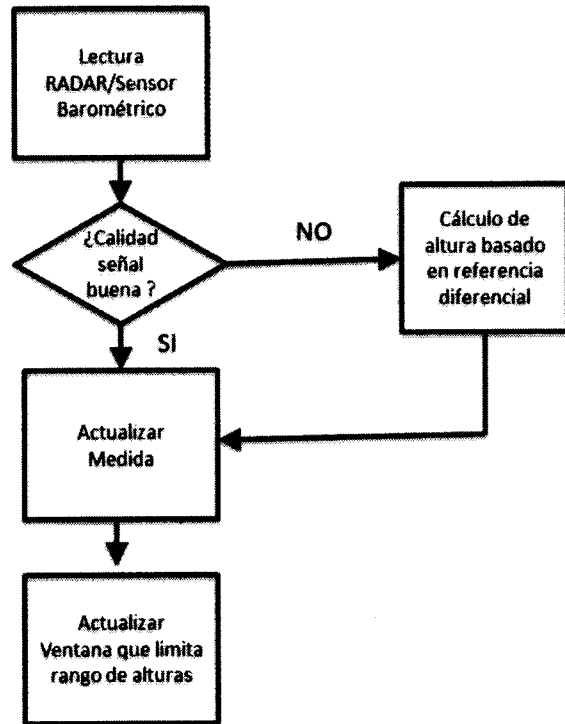


FIG 4



- ②① N.º solicitud: 201500317
②② Fecha de presentación de la solicitud: 05.05.2015
③② Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TECNICA

⑤① Int. Cl.: Ver Hoja Adicional

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	⑤⑥ Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
A	(HAJIYEV et al.) "Robust integrated INS/radar altimeter accounting faults at the measurement channels". Proceedings of the 23rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (Paper ICAS 2002-6.8.4), Toronto, Canada, 8-13/09/2002	1-15
A	(GRAY et al.) "Integrated GPS/INS/BARO and radar altimeter system for aircraft precision approach landings". Proceedings of the National Aerospace and Electronics Conference (NAECON)], Vol: 1, paginas: 161- 168. 22/05/1995 Doi: 10.1109/NAECON.1995.521930	1-15
A	(RAO) "Integration of GPS and baro-inertial loop aided strapdown INS and radar altimeter". IETE Journal of Research, Vol: 43, No: 5, paginas: 383 - 390. 09/1997 ISSN 0377-2063 (print)	1-15
A	(BRAUN et al.) "The Mars airplane: a credible science platform". Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, paginas: 396 - 408. 06/03/2004 Doi: 10.1109/AERO.2004.1367623	1-15
A	US 6640165 B1 (HAYWARD et al.) 28/10/2003, columna 1, línea 19 - columna 2, línea 44	1-15
A	US 4922258 A (HASSENPFUG) 01/05/1990, columna 2, líneas 23-67	1-15

Categoría de los documentos citados

X: de particular relevancia

Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría

A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita

P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud

E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

El presente informe ha sido realizado

para todas las reivindicaciones

para las reivindicaciones nº:

Fecha de realización del informe
28.02.2017

Examinador
F. J. Olalde Sánchez

Página
1/4

CLASIFICACIÓN OBJETO DE LA SOLICITUD

B64D43/00 (2006.01)

G01C5/00 (2006.01)

G01C5/06 (2006.01)

G01S13/88 (2006.01)

G01C21/16 (2006.01)

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)

B64D, G01C, G01S

Bases de datos electrónicas consultadas durante la búsqueda (nombre de la base de datos y, si es posible, términos de búsqueda utilizados)

INVENES, EPODOC

Fecha de Realización de la Opinión Escrita: 28.02.2017

Declaración

Novedad (Art. 6.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones 1-15	SI
	Reivindicaciones	NO
Actividad inventiva (Art. 8.1 LP11/1986)	Reivindicaciones 1-15	SI
	Reivindicaciones	NO

Se considera que la solicitud cumple con el requisito de aplicación industrial. Este requisito fue evaluado durante la fase de examen formal y técnico de la solicitud (Artículo 31.2 Ley 11/1986).

Base de la Opinión.-

La presente opinión se ha realizado sobre la base de la solicitud de patente tal y como se publica.

1. Documentos considerados.-

A continuación se relacionan los documentos pertenecientes al estado de la técnica tomados en consideración para la realización de esta opinión.

Documento	Número Publicación o Identificación	Fecha Publicación
D01	Robust integrated INS/radar altimeter accounting faults at the measurement channels	13/09/2002
D02	Integrated GPS/INS/BARO and radar altimeter system for aircraft precision approach landings	22.05.1995
D03	Integration of GPS and baro-inertial loop aided strapdown INS and radar altimeter	31.08.1997
D04	The Mars airplane: a credible science platform	06.03.2004
D05	US 6640165 B1 (HAYWARD et al.)	28.10.2003
D06	US 4922258 A (HASSENPFUG)	01.05.1990

2. Declaración motivada según los artículos 29.6 y 29.7 del Reglamento de ejecución de la Ley 11/1986, de 20 de marzo, de Patentes sobre la novedad y la actividad inventiva; citas y explicaciones en apoyo de esta declaración

De acuerdo con el artículo 29.6 del Reglamento de ejecución de la Ley 11/86 de Patentes se considera, preliminarmente y sin compromiso, que los objetos definidos por las reivindicaciones 1-15 cumplen aparentemente los requisitos de novedad en el sentido del artículo 6.1 de la Ley 11/86 de Patentes (LP), y de actividad inventiva en el sentido del artículo 8.1 LP, en relación con el estado de la técnica establecido por el artículo 6.2 de dicha Ley.

La solicitud contiene una reivindicación independiente que define un altímetro basado en sistemas radar, inercial y de presión atmosférica (reivindicación 1). La solicitud contiene reivindicaciones dependientes (2-15) que definen altímetros adicionales.

Los documentos citados reflejan el estado de la técnica. Todos ellos divulgaron altímetros basados en la integración de sistemas radar, inercial y de presión atmosférica.

Ninguno de ellos divulgó ni de ninguno de ellos tomados por sí solos o en combinación deriva de una manera evidente un altímetro dotado de un bloque de procesamiento que determine la altura ponderando las lecturas de los sensores inercial, barométrico y radar en función de la fase de medición en que se encuentre el vehículo (tierra, vuelo, aterrizaje), dando un peso del 80-90% a la estimación barométrica-inercial frente a la lectura radar en fase de aterrizaje, dando un peso del 70-90% a la lectura radar en fase de vuelo cuando la señal radar supere un umbral predeterminado y desechando la lectura radar en fase de vuelo cuando la señal radar sea inferior a dicho umbral predeterminado.

Por consiguiente, los altímetros definidos por las reivindicaciones dependientes 2-14 también cumplen aparentemente, por propia definición, los requisitos de novedad y actividad inventiva.