

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 744 862**

51 Int. Cl.:

H04Q 9/00

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **02.03.2013 PCT/US2013/028780**

87 Fecha y número de publicación internacional: **06.09.2013 WO13131072**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **02.03.2013 E 13710237 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **29.05.2019 EP 2853098**

54 Título: **Sistema y método de detección del estado de aeronave en tiempo real**

30 Prioridad:

02.03.2012 US 201261606364 P

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:

26.02.2020

73 Titular/es:

**FEDEX CORPORATE SERVICES, INC. (100.0%)
942 South Shady Grove Road
Memphis, TN 38120, US**

72 Inventor/es:

**TURON, MARTIN A. y
LICCARDO, DARREN S.**

74 Agente/Representante:

SÁEZ MAESO, Ana

ES 2 744 862 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Sistema y método de detección del estado de aeronave en tiempo real

Referencia cruzada a aplicaciones relacionadas

5 Esta solicitud reivindica prioridad a la solicitud de patente provisional de los Estados Unidos número 61/606,364 la cual se presentó el 2 de marzo de 2012.

Campo técnico

El campo técnico se relaciona con la detección del estado de la aeronave, que incluye el despegue, aterrizaje, vuelo y detección de proximidad de la aeronave.

Antecedentes de la técnica

10 Los detectores del estado de vuelo de aeronaves son en general conocidos. Por ejemplo, la patente de los Estados Unidos número 7,791,455 titulada "Método y aparato para la detección autónoma de una ubicación o situación dada" se dirige al sistema para detectar la presencia de aeronaves operacionales mediante la detección de la presencia de una señal predeterminada, la llegada a una ubicación dada y un cambio en la presión del aire.

15 Véase también el documento US2009/0315704 titulado "Método y sistema integrado para el seguimiento del equipaje", donde se utilizan acelerómetros para determinar las fases de despegue y aterrizaje de aeronaves.

Breve resumen de la invención

20 Con referencia entre paréntesis a las partes, porciones o superficies correspondientes de la realización divulgada, con el único fin de ilustrar y no a modo de limitación, se proporciona un método de baja potencia para determinar si una carga (114) destinada al transporte aéreo está en un estado de vuelo que tiene las etapas de: proporcionar una carcasa (111) para su fijación a una carga, teniendo la carcasa: un acelerómetro (117) para detectar una aceleración lineal; un giroscopio (118) para detectar una velocidad angular; un controlador (110); medir una aceleración lineal con el acelerómetro; medir una velocidad angular con el giroscopio; proporcionar la aceleración lineal medida y la velocidad angular al controlador; y generar una señal (115) de salida del estado de vuelo que indica si la carcasa está en un estado de vuelo como una función de la señal de aceleración lineal y la señal de velocidad angular.

25 El método puede tener además la etapa de apagar un radio como una función de la señal de salida del estado del vuelo. La aceleración lineal medida puede tener una señal de aceleración lineal de tres ejes independientes. La velocidad angular medida puede tener una señal de velocidad de rotación de tres ejes independientes. La señal de velocidad angular medida puede tener una velocidad de muestreo de aproximadamente 25 Hz.

30 La señal de salida del estado de vuelo puede tener un estado de estatus en vuelo y un estado de estatus en tierra. El estado de estatus en vuelo puede tener un estado de estatus de verificación de despegue. El método puede tener además la etapa de proporcionar una señal de apagado de radio cuando la señal de salida del estado de vuelo puede tener un estado en vuelo. La función puede ser un algoritmo de máquina de estados.

35 El método puede tener además la etapa de alimentar el giroscopio como una función de la señal de salida del estado de vuelo. El giroscopio puede apagarse cuando la señal de salida del estado de vuelo puede tener un estado de estatus en tierra. El giroscopio puede encenderse cuando la señal de salida del estado de vuelo puede tener un estado de estatus de verificación de despegue. La función puede tener las etapas de: filtrar la aceleración lineal medida para producir una aceleración lineal filtrada; filtrar la velocidad angular medida para producir una velocidad angular filtrada; y cambiar un estado como una función de la aceleración lineal filtrada y la velocidad angular filtrada.

40 La etapa de generar una señal de salida del estado de vuelo puede tener la etapa de eliminar un componente gravitacional de la aceleración lineal medida. La etapa de eliminar un componente gravitacional puede tener un filtro de paso alto. El filtro de paso alto puede tener una frecuencia de corte de aproximadamente 0.01 Hz. El método puede tener además la etapa de guardar el componente gravitacional eliminado.

45 La etapa de generar una señal de salida del estado de vuelo puede tener además la etapa de detectar una característica de aceleración lineal del despegue de una aeronave. La característica de aceleración lineal del despegue es una señal de aceleración con una frecuencia entre 0.01 Hz y 0.1 Hz y una magnitud de aproximadamente 0.2 g. La característica de aceleración lineal de un despegue puede tener además una señal de aceleración la cual puede tener una magnitud entre aproximadamente 0.15 g y 0.5 g mantenida por una duración de aproximadamente dos segundos. La etapa de detectar una característica de aceleración lineal del despegue de una aeronave puede tener además una etapa de filtrado de paso bajo.

50 El método puede tener además la etapa de guardar una aceleración de despegue de la señal de aceleración lineal cuando se detecta la característica de aceleración lineal del despegue de una aeronave. La aceleración de despegue guardada puede tener un promedio de ventana. La etapa de generar una señal de salida del estado de vuelo puede tener además la etapa de cambiar de un estado en tierra a un estado de verificación de despegue cuando se detecta

la característica de aceleración lineal del despegue de una aeronave. La etapa de guardar un componente de aceleración gravitacional de la señal de aceleración lineal.

5 La aceleración gravitacional se guarda a partir de un período de tiempo antes de una transición a un estado de verificación de despegue. El período de tiempo es de aproximadamente 7 segundos. La etapa de generar una señal de salida del estado de vuelo puede tener además la etapa de detectar una característica de velocidad angular del despegue de una aeronave. La característica de velocidad angular del despegue de una aeronave es una velocidad angular en la cual una velocidad angular del eje x, una velocidad angular del eje y y una velocidad angular del eje z son todas menores que un umbral límite de velocidad angular.

10 La velocidad angular medida se transforma a través de una rotación, la rotación configurada y dispuesta para reorientar la velocidad angular medida en una velocidad de guiñada, una velocidad de balanceo y una velocidad de inclinación. La rotación es un producto cruzado de la aceleración gravitacional guardada y la aceleración de despegue guardada. El método puede tener además la etapa de integrar la velocidad angular con respecto al tiempo para producir un desplazamiento del ángulo de inclinación, un desplazamiento del ángulo de guiñada y un desplazamiento del ángulo de balanceo.

15 El método puede tener además la etapa de definir la señal de salida del estado de vuelo en un estado en tierra cuando el desplazamiento del ángulo de inclinación, el desplazamiento del ángulo de guiñada o el desplazamiento del ángulo de balanceo son mayores que un umbral de desplazamiento del ángulo.

20 El método puede tener además las etapas de: proporcionar un sensor de presión. El método puede tener además la etapa de detectar cuándo el sensor de presión puede tener una velocidad de disminución de presión menor que un umbral de disminución de presión de despegue. El método puede tener además la etapa de detectar cuándo el sensor de presión puede tener una velocidad de aumento de presión mayor que un umbral de aumento de presión de aterrizaje.

25 En otro aspecto, se proporciona un sistema para detectar el estado de vuelo de una aeronave que tiene: una carcasa que tiene: un acelerómetro para detectar una aceleración lineal y que tiene una señal de salida de aceleración lineal; un giroscopio para detectar una velocidad angular y tiene una señal de salida de velocidad angular; y un controlador configurado y dispuesto para producir una señal de salida del estado de vuelo como una función de la señal de salida de aceleración lineal y la señal de salida de velocidad angular, la señal de salida del estado de vuelo tiene un estado en vuelo y otro estado.

30 El controlador está además configurado para apagar un radio como una función de la señal de salida del estado del vuelo. La señal de salida de aceleración lineal puede tener una señal de aceleración lineal de tres ejes independientes. La señal de salida de velocidad angular puede tener una señal de velocidad de rotación de tres ejes independientes. La señal de salida de velocidad angular puede tener una velocidad de muestreo de aproximadamente 25 Hz. La señal de salida del estado de vuelo puede tener un estado de estatus en tierra. El estado de estatus en vuelo puede tener un estado de estatus de verificación de despegue.

35 El controlador puede estar configurado y dispuesto para apagar el radio cuando la señal de salida del estado de vuelo puede tener un estado en vuelo. La función es un algoritmo de máquina de estados. El controlador está configurado y dispuesto para alimentar el giroscopio como una función de la señal de salida del estado del vuelo. El controlador está configurado y dispuesto para apagar el giroscopio cuando la señal de salida del estado de vuelo puede tener un estado de estatus en tierra.

40 El controlador está configurado y dispuesto para encender el giroscopio cuando la señal de salida del estado de vuelo puede tener un estado de estatus de verificación de despegue. La función puede tener un filtro configurado y dispuesto para producir una aceleración lineal filtrada, y un filtro configurado y dispuesto para producir una velocidad angular filtrada. El controlador está configurado y dispuesto para eliminar un componente gravitacional de la señal de salida de aceleración lineal. El sistema puede tener además un filtro de paso alto configurado y dispuesto para eliminar el componente gravitacional de la señal de salida de aceleración lineal. El filtro de paso alto puede tener una frecuencia de corte de aproximadamente 0.01 Hz.

50 El controlador puede estar configurado y dispuesto para guardar el componente gravitacional eliminado. El controlador puede estar configurado y dispuesto para detectar una característica de aceleración lineal del despegue de una aeronave. La característica de aceleración lineal del despegue es una señal de aceleración con una frecuencia entre 0.01 Hz y 0.1 Hz y una magnitud de aproximadamente 0.2 g. La característica de aceleración lineal de un despegue puede tener además una señal de aceleración la cual puede tener una magnitud entre aproximadamente 0.15 g y 0.5 g mantenida durante una duración de aproximadamente dos segundos.

55 El sistema puede tener además un filtro de paso bajo configurado y dispuesto para filtrar la salida de aceleración lineal para la detección de una característica de aceleración del despegue de una aeronave. El controlador puede estar configurado y dispuesto para guardar la señal de salida de aceleración cuando se detecta una característica de aceleración lineal de una aeronave. La señal de salida de aceleración guardada puede tener un promedio circunscrito.

El controlador puede estar configurado y dispuesto para cambiar la señal de salida del estado de vuelo de un estado en tierra a un estado de verificación de despegue cuando se puede detectar la característica de aceleración lineal del despegue de una aeronave. El controlador puede estar configurado y dispuesto para guardar un componente de aceleración gravitacional de la señal de aceleración lineal.

- 5 La aceleración gravitacional puede guardarse a partir de un período de tiempo antes de una transición a un estado de verificación de despegue. El período de tiempo puede ser de unos 7 segundos. El controlador puede estar configurado y dispuesto para detectar una característica de velocidad angular del despegue de una aeronave.

10 La característica de velocidad angular del despegue de una aeronave puede ser una velocidad angular en la cual una velocidad angular del eje x, una velocidad angular del eje y y una velocidad angular del eje z son todas menores que un umbral límite de velocidad angular. El sistema puede tener además un transformador de rotación configurado y dispuesto para transformar la señal de salida de velocidad angular a través de una rotación, la rotación configurada y dispuesta para reorientar la velocidad angular medida en una velocidad de guiñada, una velocidad de balanceo y una velocidad de inclinación. La rotación puede ser un producto cruzado de la aceleración gravitacional guardada y la aceleración de despegue guardada.

15 El sistema puede tener además un integrador configurado y dispuesto para integrar la velocidad angular con respecto al tiempo para producir un desplazamiento del ángulo de inclinación, un desplazamiento del ángulo de guiñada y un desplazamiento del ángulo de balanceo. El controlador puede configurarse y disponerse para definir la señal de salida del estado de vuelo en un estado en tierra cuando el desplazamiento del ángulo de inclinación, el desplazamiento del ángulo de guiñada o el desplazamiento del ángulo de balanceo son mayores que un umbral de desplazamiento del ángulo.

20 El sistema puede tener además un sensor de presión. El controlador puede estar configurado y dispuesto para detectar cuándo el sensor de presión puede tener una velocidad de disminución de presión menor que un umbral de disminución de presión de despegue. El controlador puede estar configurado y dispuesto para detectar cuándo el sensor de presión puede tener una velocidad de aumento de presión mayor que un umbral de aumento de presión de aterrizaje.

30 En otro aspecto, se proporciona un método para determinar el estado del estado de vuelo de una aeronave entre un conjunto de estados del estado de vuelo que tiene las etapas de: proporcionar una carcasa para su fijación a un paquete que tiene la carcasa: un acelerómetro para detectar una aceleración lineal y que tiene una señal de salida de aceleración; un giroscopio para detectar una aceleración rotacional y que tiene una señal de salida de aceleración angular; recibir una señal de salida de aceleración a partir del acelerómetro; recibir una señal de salida de velocidad angular a partir del giroscopio; determinar el estado del estado de vuelo de la aeronave como una función de la señal de salida de aceleración y la señal de salida de velocidad angular, el conjunto de estados del estado de vuelo que tienen un estado en vuelo y otro estado.

Breve descripción de los dibujos

35 La Figura 1 es un diagrama de objeto de una primera realización del sistema de detección del estado de vuelo de una aeronave incorporado en un dispositivo de seguimiento de carga.

La Figura 2 es un algoritmo y un diagrama de estado del sistema de detección del estado de vuelo que se muestra en la Figura 1.

40 La Figura 3 es un diagrama de flujo del procesamiento del estado en tierra en el sistema que se muestra en la Figura 1.

La Figura 4 es un diagrama de flujo del procesamiento del estado de verificación de despegue en el sistema que se muestra en la Figura 1.

La Figura 5 es un diagrama de estado de una máquina de estado de detección de presión para otra realización del sistema de detección del estado de vuelo.

45 Descripción de las realizaciones preferidas

50 Al principio, debe entenderse claramente que los números de referencia similares están destinados a identificar los mismos elementos estructurales, porciones o superficies consistentemente a lo largo de las diversas figuras del dibujo, ya que dichos elementos, porciones o superficies pueden ser descritos o explicados adicionalmente por la especificación escrita completa, de la cual esta descripción detallada es una parte integral. A menos que se indique lo contrario, los dibujos están destinados a ser leídos (por ejemplo, sombreado, disposición de partes, proporción, grado, etc.) junto con la especificación, y deben considerarse una parte de la descripción escrita completa de esta invención. Como se usa en la siguiente descripción, los términos “horizontal”, “vertical”, “izquierda”, “derecha”, “arriba” y “abajo”, así como sus derivados adjetivos y adverbiales (por ejemplo, “horizontalmente”, “hacia la derecha”, “hacia arriba”, etc.), simplemente se refieren a la orientación de la estructura ilustrada cuando la figura de dibujo particular se orienta

al lector. De manera similar, los términos “hacia adentro” y “hacia afuera” en general se refieren a la orientación de una superficie con respecto a su eje de alargamiento, o eje de rotación, de acuerdo como corresponda.

5 El sistema de detección del estado de vuelo divulgado es un sistema para detectar eventos de aeronaves, tales como eventos de despegue y aterrizaje, mediante el uso de acelerómetros, giroscopios y/u otros sensores. El sistema de detección del estado de vuelo se puede usar junto con un dispositivo que tiene un radio celular con el fin de apagar el radio celular durante un evento de despegue y volver a encenderlo al aterrizar.

10 Por ejemplo, el sistema de detección del estado de vuelo puede usarse dentro de un dispositivo de seguimiento de carga de vuelo que tiene un módem de datos celulares. A la vez que el dispositivo de seguimiento de carga está en tierra, se envían informes de rastreo periódicos a través del módem celular a un servidor remoto. Cuando el sistema de detección del estado de vuelo detecta que el dispositivo de seguimiento está en una aeronave que despega, el módem celular del sistema de seguimiento de carga se apaga. Esto impedirá que el radio del módem celular interfiera con los radios y sensores de la aeronave. Dicho sistema es útil con el fin de cumplir con las normas de seguridad de vuelo que requieren que los radios se apaguen antes del despegue. Cuando el sistema de detección del estado del vuelo detecta que la aeronave ha aterrizado, el módem celular se vuelve a encender, lo que permite que el dispositivo de seguimiento de carga reanude el envío de informes de seguimiento periódicos.

15 Con referencia ahora a las figuras, y más particularmente a la Figura 1, se divulga el sistema 110 de detección del estado de vuelo configurado y dispuesto dentro del módulo 111 de seguimiento y reporte de carga. El módulo 111 de seguimiento en general se fija o se coloca dentro de un contenedor de carga, tal como el contenedor 114 de carga. El módulo 111 de seguimiento reúne y transmite datos 132 de transporte a un ordenador 120 remoto a la vez que se transporta el contenedor 114 de carga. Los componentes principales del módulo 111 de seguimiento son el sistema 110 de detección del estado de vuelo, el acelerómetro 117, el giroscopio 118 y el radio 113.

20 El acelerómetro 117 es un acelerómetro lineal MEMS de tres ejes de baja potencia tal como un LIS3DH de STMicroelectronics de Ginebra, Suiza. El acelerómetro 117 proporciona datos A (Ax, Ay, Az) 120 de aceleración lineal de tres ejes al sistema 110 de detección del estado de vuelo. El giroscopio 118 es un giroscopio MEMS de baja potencia tal como un CMR3000, de VTI Technologies (ahora Murata Manufacturing Oy de Nagaokakyo, Kyoto). El giroscopio 118 se enciende y apaga mediante el comando 122 de encendido/apagado del sistema 110. El giroscopio 118 proporciona datos R (dθx, dθy, dθz) 121 de velocidad de rotación de tres ejes al sistema 110.

25 El sistema 110 se implementa en un microcontrolador que tiene su propia memoria flash, tal como un Atmel AVR Atmega328. El sistema 110 contiene el algoritmo de software y la máquina 125 de estado. El sistema 110 proporciona el comando 115 de encendido/apagado al radio 113. El sistema 110 también está conectado al radio 113 a través de la línea 133 de transferencia de datos. Con el Radio 113 es un radio tal como un GE 865-QUAD GSM/GPRS de Telit Wireless Solutions, Trieste, Italia. El Radio 113 es capaz de transmitir y recibir datos hacia/a partir de una ubicación remota, tal como una torre celular conectada a Internet a través del enlace 132 inalámbrico.

30 La Figura 2 es un diagrama de máquina de estado del algoritmo 125 que se ejecuta en el sistema 110 de detección del estado de vuelo. El algoritmo 125 en general recibe entradas de datos (A) 120 de acelerómetro y datos (R) 121 de giroscopio; y tiene salidas SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DEL_GIROSCOPIO 122 y SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DE_RADIO 115. El algoritmo 125 contiene una máquina de estados en la cual en general tiene tres estados separados que incluyen: ESTADO_EN_TIERRA 151, ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153 y ESTADO_EN_VUELO 155. El algoritmo 125 utiliza una serie de variables 160 y constantes 170 de parámetros.

35 Los datos 120 del acelerómetro son una corriente de valores de vector de aceleración muestreados en el tiempo que tienen una muestra de aceleración para cada dimensión (Ax, Ay, Az). Los datos de aceleración se muestrean a una velocidad de 20 Hz. De acuerdo con las compensaciones de potencia y precisión, los datos de aceleración se pueden muestrear a velocidades mucho más altas, tal como hasta 10 kHz. Se tiene en cuenta que no hay garantía de que el acelerómetro 117 tenga alguno de sus ejes (x, y, z) alineados con la dirección de la gravedad cuando la carga 114 se guarda en una aeronave, camión o bodega. En otras palabras, la carga 114 puede ser una caja orientada en un ángulo tal que ni Ax, Ay ni Az den una medida a lo largo de un eje z mundial (un eje alineado con la dirección de la gravedad). Los datos 121 del giroscopio también son una serie de valores (Rx, Ry, Rz) de vectores tridimensionales. Cada uno de Rx, Ry y Rz representan la velocidad de rotación a lo largo de tres ejes independientes. Los datos del giroscopio también se muestrean a una velocidad de 20 Hz, sin embargo, se pueden usar velocidades de muestreo más altas cuando la potencia no es una gran preocupación. Se pueden usar giroscopios alternativos que proporcionan aceleración angular, sacudida, velocidad y/o posición, o cualquier combinación de las mismas.

40 El primer estado del algoritmo, ESTADO_EN_TIERRA 151 es tanto un estado inicial como un estado correspondiente al estado de vuelo de cuando el sistema 110 cree que el sistema no está en una aeronave que despega o que vuela. En el ESTADO_EN_TIERRA 151, SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DEL_GIROSCOPIO 122 se define en APAGADO (es decir, bajo voltaje o FALSO) haciendo que el giroscopio 118 esté apagado. Por lo tanto, el giroscopio 118 no requerirá potencia de funcionamiento en este estado. También en ESTADO_EN_TIERRA 151, SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DE_RADIO 115 se define en ENCENDIDO (es decir, bajo voltaje ALTO o VERDADERO). Por lo tanto, en este estado, el radio 113 puede transmitir datos 132.

En ESTADO_EN_TIERRA 151, se leen y analizan los datos 120 del acelerómetro. Si se identifica una secuencia de datos del acelerómetro que es característica de un despegue potencial de la aeronave, se guardan los datos recientes del acelerómetro y la máquina de estado del algoritmo ingresa al ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153.

5 Una vez en el ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153, SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DEL_GIROSCOPIO 122 pasa de APAGADO a ENCENDIDO (bajo a alto voltaje, FALSO a VERDADERO). Esto hace que el giroscopio 118 se encienda y comience a generar datos R 121 del giroscopio. En el ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153, los datos R 121 actuales del giroscopio y los datos A 120 del acelerómetro, se analizan y comparan con los datos del acelerómetro guardados en el despegue potencial. Se realizan diversas pruebas con los datos del giroscopio y los datos del
10 acelerómetro a lo largo del tiempo. Si el análisis indica que no se ha producido un evento de despegue, el estado vuelve al ESTADO_EN_TIERRA. Sin embargo, si el análisis indica que efectivamente se ha producido un despegue, la máquina de estado ingresa al ESTADO_EN_VUELO 155.

En el ESTADO_EN_VUELO 155, tanto SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DE_RADIO 115 como SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DEL_GIROSCOPIO 122 están configurados en APAGADO (voltaje bajo, FALSO). Por lo tanto, en este estado, ni el giroscopio 118 ni el radio 113 consumen energía, y se impiden las señales de radio del radio 113 que podrían interferir potencialmente con los instrumentos de vuelo. Los datos 120 del acelerómetro todavía se muestrean y se analizan en busca de un patrón que sea característico del aterrizaje de una aeronave. Si se detecta un patrón de acelerómetro característico del aterrizaje de una aeronave, la máquina de estado vuelve a ingresar al ESTADO_EN_TIERRA 151.
15

Al volver a ingresar al ESTADO_EN_TIERRA 151, el algoritmo define SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DE_RADIO 115 en ENCENDIDO (voltaje alto, VERDADERO). El algoritmo continuará procesando datos y pasa a través de la máquina de estado como se describió anteriormente.
20

La Figura 3 es un diagrama de ruta de datos del procesamiento realizado en el ESTADO_EN_TIERRA 151. En el ESTADO_EN_TIERRA 151, SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DE_RADIO 115 está ENCENDIDO permitiendo que el radio 113 funcione, y SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DEL_GIROSCOPIO 122 está APAGADO, impidiendo que el giroscopio 118 use energía. El procesamiento algorítmico en el ESTADO_EN_TIERRA usa el flujo de datos 120 del acelerómetro para tomar la decisión de si se ha detectado una firma de despegue candidata. Los datos 120 del acelerómetro se filtran primero por el filtro 181 de gravedad para producir la salida 182 del filtro de gravedad. El filtro 131 de gravedad es un filtro de Butterworth de paso bajo de primer orden con una frecuencia de corte de 0.01 Hz. Dado que la carga 114 normalmente no gira lentamente durante un intervalo de cien segundos, el valor 182 del acelerómetro filtrado que sale del filtro 131 de gravedad es típicamente una buena representación de la aceleración lineal experimentada por el acelerómetro 117 debido a la gravedad. En otras palabras, es probable que el vector 182 resultante tenga una orientación apuntando hacia arriba en relación con la tierra. El vector 182 se pasa a través del bloque 183 de normalización que escala la magnitud del vector 182 a la longitud de la unidad para producir el vector G 184 de gravedad. El vector G 184 de gravedad es una variable importante la cual se usa en múltiples funciones del algoritmo 125.
25
30
35

Con referencia a la salida 182 del filtro de gravedad, la salida 182 se resta 185 de la muestra 120 de acelerómetro original para producir el vector A_horizontal 186. A_horizontal 186 es un vector que es equivalente a la aceleración A 120 original pero con el componente del vector de gravedad eliminado. En otras palabras, A_horizontal representa el componente horizontal o perpendicular a la gravedad (tangente a la tierra) de la aceleración A 120. Por ejemplo, si la carga 114 se acelera a lo largo de una pista, A_horizontal 186 en general representará el componente de aceleración en la dirección a lo largo del pista.
40

A continuación, A_horizontal 186 se pasa a través del filtro 187 de pista para producir la salida 188. El filtro 187 de pista es un filtro de paso bajo Butterworth de primer orden con un corte de frecuencia de 0.5 Hz. El filtro 187 de pista en general elimina las aceleraciones de frecuencia elevada las cuales son características de los baches en una carretera, las aceleraciones automotrices rápidas debido a la aceleración, frenado o giro, y/o los choques de manejo de carga para producir un vector de aceleración que solo tiene las frecuencias específicas. La salida 188 se pasa entonces a través del bloque 189 de magnitud para producir una A_magnitud_horizontal_objetivo 190, que es simplemente la longitud del vector (magnitud) de la salida 188.
45

La A_magnitud_horizontal_objetivo 190 representa la magnitud de la aceleración original después de que se elimina el componente de gravedad y se eliminan los componentes de frecuencia elevada no deseados. En otras palabras, la A_magnitud_horizontal_objetivo 190 representa la magnitud de la aceleración horizontal en el rango de frecuencia objetivo. Los cálculos de A_magnitud_horizontal_objetivo y G son precisos independientemente de la orientación en donde se encuentre la carga 114. Si A_magnitud_horizontal_objetivo es un valor típico del despegue de una aeronave, el estado cambia al ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153. Más específicamente, si A_magnitud_horizontal_objetivo es mayor que el umbral A_UMBRAL_MIN 171 y menor que el umbral A_UMBRAL_MAX 172, entonces la máquina de estado ingresará AL ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153. Antes de pasar al ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153, algunas variables se almacenan para su uso posterior. El vector G 184 de gravedad, se almacena en G_despegue 161, y A_horizontal 186 se almacena en A_despegue_horizontal 162. En lugar de guardar los valores más recientes de G 184 y A_horizontal 186, es beneficioso almacenar los valores de G 184 y A_horizontal 186 de 2 a 8 segundos antes del evento de despegue detectado.
50
55
60

En el ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153, el giroscopio 118 se enciende al configurar SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DEL_GIROSCOPIO 122 en ENCENDIDO. En general, SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DE_RADIO 115 no se cambia y permanece ENCENDIDO, sin embargo, puede ser beneficioso en algunas implementaciones activar SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DE_RADIO APAGADO 115 en el ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153. La A_magnitud_objetivo 190 se calcula en el ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153 tal como estaba en el ESTADO_EN_TIERRA 151. Si en algún momento en el ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153 la A_magnitud_objetivo 190 cae por debajo de A_UMBRAL_MIN 171 o sube por encima de A_UMBRAL_MAX 172, el estado vuelve al ESTADO_EN_TIERRA 151. En otras palabras, si la magnitud de la aceleración horizontal en el rango de frecuencia objetivo es demasiado alta o demasiado baja para ser característica del despegue de una aeronave, el algoritmo determina que no se ha producido un evento de despegue y devuelve el estado al ESTADO_EN_TIERRA 151.

El procesamiento de los datos 120 del acelerómetro y los datos 121 del giroscopio en el ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153 incluye eliminar la desviación del desplazamiento, filtrar los datos y girar los datos del vector resultante a través de una matriz de rotación con el fin de alinear los ejes del vector con la dirección de gravedad percibida y aceleración hacia delante de la aeronave. Las señales de velocidad de rotación y aceleración lineal se integran cada una por separado para producir datos de ángulo y velocidad lineal. Los datos de aceleración, velocidad, velocidad de rotación, ángulo de rotación se verifican entonces para ver si están en rangos de datos aceptables que son característicos del despegue de una aeronave.

La Figura 4 muestra las etapas de procesamiento tomadas por el algoritmo 125 en el ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153. Se reciben los datos A 120 de aceleración del vector y los datos R 121 de velocidad de rotación, así como el vector G_despegue 161 de gravedad guardado y la aceleración horizontal A_despegue_horizontal 162 del ESTADO_EN_TIERRA 151. Primero, la matriz 199 de rotación es construida a partir de G_despegue 161 y A_despegue_horizontal 162 guardados. Más específicamente, la matriz 199 de rotación se construye concatenando G_despegue 161, con aceleración A_despegue_horizontal horizontal normalizada, y el producto vectorial cruzado de G_despegue 161 y A_despegue_horizontal normalizado. En el pseudocódigo, la matriz de rotación se expresa como:

Matriz de Rotación= [G_despegue;

A_despegue_horizontal/ |A_despegue_horizontal|;

G_despegue x (A_despegue_horizontal/ |A_despegue_horizontal|)]

Al multiplicar un vector de aceleración por la matriz 199 de rotación, el vector de aceleración se reorienta de modo tal que el eje z ahora esté alineado con el vector G_despegue 161 de gravedad, y el eje y esté alineado en la dirección del vector de aceleración A_despegue_horizontal 162 horizontal. Por ejemplo, como se muestra en la Figura 4, los datos A 120 de aceleración se multiplican por el vector 201 por la matriz 199 de rotación para producir el vector Acuerpo 202. El componente del vector del eje z de Acuerpo 202, Acuerpo_z, representa la aceleración en la dirección de la gravedad del mundo real percibida. Del mismo modo, Acuerpo_y representa la aceleración o frenado de la aeronave en la dirección a lo largo de la pista. En resumen, la matriz 199 de rotación se utiliza para tener en cuenta el hecho de que la carga 114 se puede asegurar en cualquier orientación en un vehículo y el vector Acuerpo siempre se rotará de modo tal que Acuerpo_z esté en la dirección de la gravedad, y Acuerpo_y esté en la dirección de aceleración de despegue horizontal.

Similar al procesamiento para calcular Acuerpo 202, los datos R 121 de velocidad de rotación se giran a través de la multiplicación 203 de vectores con la matriz 199 de rotación para producir el producto 204 vectorial. El producto 204 vectorial luego se pasa a través del filtro 205 de cuerpo para producir Rcuerpo 206. El filtro 205 de cuerpo es un filtro de paso bajo Butterworth de primer orden con un corte de frecuencia de aproximadamente 0.4 Hz. Rcuerpo 206 es una versión filtrada de paso bajo de R 121 en el cual los ejes se han girado para corresponder con el marco de referencia del cuerpo de la aeronave percibido calculado a partir de G_despegue 161 y A_despegue_horizontal 162 como se hizo al calcular Acuerpo 202. Más específicamente, Rcuerpo_z representa la velocidad de rotación alrededor del eje de guiñada de la aeronave percibida. De manera similar, Rcuerpo_y representa la velocidad de rotación alrededor del eje de inclinación de la aeronave percibida, y Rcuerpo_x representa la velocidad de rotación alrededor del eje de balanceo de la aeronave percibida.

El bloque 210 de promedio mantiene una suma continua de datos 120 de aceleración los cuales se dividen por el recuento de muestras recibidas para producir la salida 211 del vector. La salida 211 del vector se gira luego por la multiplicación 212 del vector con la matriz 199 de rotación para producir Adesviación_cuerpo 213. Adesviación_cuerpo representa los datos de aceleración promediados en tiempo bruto girados para alinearse con el marco de la aeronave percibido.

De manera similar, el bloque 215 de promedio mantiene una suma continua de datos 121 de velocidad de rotación los cuales se dividen por el recuento del número de muestras recibidas para crear el producto 216 vectorial. El producto 216 vectorial se gira 217 por la matriz 199 de rotación para producir Rdesviación_cuerpo 213. Los datos utilizados para calcular Adesviación_cuerpo 213 y Rdesviación_cuerpo se limitan a una duración fija que dura aproximadamente cinco segundos.

Rdesviación_cuerpo 218 se resta 219 de Rcuerpo 206 y se integra 221 para producir desplazamiento θ _cuerpo 222 angular. El desplazamiento θ _cuerpo (θ _cuerpo_x, θ _cuerpo_y, θ _cuerpo_z) angular, 222 es un vector que representa una estimación del ángulo durante el cual la aeronave percibida ha girado durante el tiempo después de que finalizó la recopilación de datos para Rdesviación_cuerpo 218. Por ejemplo, θ _cuerpo_y representa el desplazamiento angular de la aeronave alrededor del eje de inclinación, θ _cuerpo_z representa el desplazamiento angular de la aeronave alrededor del eje de guiñada, y θ _cuerpo_x representa el desplazamiento angular de la aeronave alrededor del eje de balanceo.

Con el fin de determinar el cambio en la velocidad, se realiza una integración similar en la señal de Acuerpo. Como se muestra en la Figura 4, Adesviación_cuerpo 213 se resta 225 de Acuerpo 202 para producir el resultado 227 vectorial. El resultado 227 vectorial se integra 229 para producir el vector V _cuerpo 230 de cambio de velocidad. V _cuerpo está formado hasta por los tres componentes, V _cuerpo_x, V _cuerpo_y, V _cuerpo_z, cada uno representando el cambio en la velocidad en una dimensión. Por ejemplo, V _cuerpo_y representa el cambio de velocidad a lo largo de la dirección de la pista.

Los datos 121 de velocidad también pasan a través del filtro 233 de velocidad, el cual es un filtro de paso bajo Butterworth de primer orden con una frecuencia de corte de aproximadamente 0.1 Hz. La salida del filtro 233 de velocidad es R _paso_bajo 235.

En el estado ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153, se realizan una serie de comprobaciones de límites en las variables calculadas de aceleración, cambio de velocidad, velocidad de rotación y desplazamiento angular.

Las verificaciones de límites incluyen una verificación de que el valor absoluto de R _paso_bajo 235 permanece <VELOCIDADES_UMBRAL 173. Esto es para rechazar los momentos en que la carga 114 gira demasiado rápido para ser característica del despegue de una aeronave. Del mismo modo, se verifica que el valor absoluto de Acuerpo 211 sigue siendo mayor que ACELERACIÓN_MAX_CUERPO. Además, el algoritmo 125 verifica otros parámetros que incluyen:

$\text{abs}(\theta\text{_cuerpo.y}) < \text{-MAX_INCLINACIÓN_HACIA_ABAJO}$ 175

$\theta\text{_cuerpo.x} > \text{LÍMITE_BALANCEO_GUIÑADA}$ 176

$\text{abs}(\theta\text{_cuerpo.z}) > \text{LÍMITE_BALANCEO_GUIÑADA}$ 177

$\text{abs}(V\text{_cuerpo.y}) > \text{YZ_MAX_V}$ 178

$\text{abs}(V\text{_cuerpo.Z}) > \text{YZ_MAX_V}$ 178

$\text{abs}(R\text{cuerpo}) > \text{VELOCIDADES_MÁXIMAS}$ 179

$\text{abs}(A\text{Cuerpo}) > \text{ACELERACIÓN_MÁXIMA_CUERPO}$ 174

Si alguna de las variables probadas no está dentro del rango aceptable, el estado cambiará nuevamente al ESTADO_EN_TIERRA. Sin embargo, si ninguna de las variables probadas está fuera del rango durante un período de tiempo mayor que DURACIÓN_DE_VERIFICACIÓN y el desplazamiento de inclinación θ _cuerpo.y es mayor que MIN_INCLINACIÓN_HACIA_ARRIBA y el cambio en la velocidad V _cambio.x orientada a la pista es mayor que X _MIN_V, entonces el estado es cambiado al ESTADO_EN_VUELO 155.

En el ESTADO_EN_VUELO 155, ambos SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DEL_GIROSCOPIO y SALIDA_ENCENDIDO/APAGADO_DE_RADIO están desactivados. También en el ESTADO_EN_VUELO 155 Acuerpo se calcula utilizando el mismo método que en el ESTADO_DE_VERIFICACIÓN 153. Un evento de aterrizaje se detecta al detectar cuando $A\text{cuerpo.y} < \text{-UMBRAL_DE_ATERRIZAJE}$. Cuando se detecta un evento de aterrizaje, el estado cambia de nuevo al ESTADO_EN_TIERRA.

Otras realizaciones del sistema 110 de detección del estado de vuelo incluyen modificaciones algorítmicas y el uso de tipos de datos de sensores adicionales.

En una segunda realización, el procesamiento de ESTADO_EN_VUELO se incrementa para involucrar una monitorización constante de las maniobras de aeronave esperadas. Estas maniobras incluyen:

a. Giros coordinados

i. Donde se espera que se mantenga una restricción de movimiento circular en el plano horizontal.

b. Velocidades de balanceo y guiñada acopladas

i. Donde se espera que la velocidad de balanceo lleve la velocidad de guiñada a un giro, seguido de un movimiento de velocidad de guiñada constante, y finalmente, la velocidad de balanceo conduce a la velocidad de guiñada fuera de un giro con signo opuesto.

c. Actitudes sostenidas diferentes de cero

i. Donde se espera que una fase de ascenso o descenso del vuelo mantenga una orientación de la aeronave de inclinación hacia arriba o hacia abajo durante un tiempo significativo.

5 Una tercera realización incluye un mecanismo de bloqueo de movimiento implementado en el ESTADO_EN_TIERRA para aprovechar el hecho de que las inclinaciones y rotaciones debido al manejo de la carga son un fuerte indicador de que la carga no está por estar en una aeronave lista para despegar. Por lo tanto, en el caso de que se detecten inclinaciones y/o rotaciones de manejo, las transiciones de estado fuera del ESTADO_EN_TIERRA se impiden por una duración de aproximadamente dos minutos.

10 Una cuarta realización del sistema de detección del estado del vuelo incluye el uso de la confirmación del estado del vuelo con base en la presión como se muestra en la Figura 5. Se agrega una entrada del sensor 501 de presión para la toma de decisiones con base en la presión. Una comparación absoluta de la presión, y/o una comparación de la derivada de presión contra un umbral se utilizan como confirmación del despegue. La presión y/o la derivada de presión caen por debajo o por encima de un umbral durante los eventos de ascenso de despegue y descenso de aterrizaje de la aeronave. Más específicamente, el sensor de presión está configurado para muestrear la presión a una velocidad de 1 Hz. Estos datos del sensor de presión se utilizan para calcular una derivada del tiempo de la presión la cual también se filtra a paso bajo con el tiempo. Un método eficiente de filtrado de paso bajo simultáneo y cálculo de la derivada de presión implica tomar los datos de presión, filtrado de paso bajo a través de dos filtros de paso bajo separados (cada uno con una constante de tiempo diferente), y luego tomar la diferencia entre los dos. El algoritmo utiliza esta señal de presión derivada del tiempo filtrado de paso bajo para detectar el ascenso de la aeronave justo después del despegue y el descenso de la aeronave antes del aterrizaje.

25 Las transiciones de estado del algoritmo estándar (es decir, la Figura 2) se verifican entonces detectando cambios en la señal de presión derivada del tiempo suavizado. Más concretamente, una transición del estado VERIFICACIÓN_DESPEGUE al estado ESTADO_EN_VUELO como se muestra en la Figura 2, se verifica cuando la señal de presión derivada del tiempo suavizado cae a menos de un UMBRAL_PRESIÓN_DE_DESPEGUE. De manera similar, se verifica una transición del ESTADO_EN_VUELO al ESTADO_EN_TIERRA cuando la señal de presión derivada del tiempo suavizado se vuelve mayor que UMBRAL_DE_PRESIÓN_DE_DESCENSO. La realización puede utilizar una máquina de estados específicamente para el procesamiento de señales de presión (Figura 5) la cual está separada de la máquina de estados del algoritmo estándar (Figura 2). En esta configuración, la máquina 510 de estado de procesamiento de señal de presión funciona en paralelo a una máquina de estado como se describe en la primera realización y se muestra en la Figura 2.

30 Como se muestra en la Figura 5, la máquina 510 de estado de presión que tiene los estados de ESTADO_DE_ESPERA 520, ESTADO_DE_DESPEGUE 525, ESTADO_DE_ASCENSO_FINALIZADO 527, ESTADO_DE_DESCENSO 529 y ESTADO_ATERRIZADO 520. La máquina de estado comienza en ESTADO_DE_ESPERA 520. Si la señal de presión derivada del tiempo suavizado alguna vez tiene un valor inferior al valor negativo de umbral PUMBRAL, el estado pasará al ESTADO_DE_DESPEGUE 525 indicando que existe la posibilidad de que la aeronave esté en ascenso. De manera similar, a la vez que está en ESTADO_DE_ESPERA 520, si la señal de presión derivada del tiempo suavizado alguna vez tiene un valor por encima del umbral PUMBRAL, el estado pasará al ESTADO_DE_DESCENSO 529, lo que indica que existe la probabilidad de que la aeronave esté descendiendo.

35 A la vez que está en ESTADO_DE_DESPEGUE 525, si el valor absoluto de la señal de presión derivada del tiempo suavizado alguna vez cae por debajo del umbral PUMBRAL, el estado cambiará a ESTADO_DE_ASCENSO_FINALIZADO 527. En ESTADO_DE_ASCENSO_FINALIZADO 527, un mensaje que indica que el ascenso ha finalizado puede comunicarse a otras partes del algoritmo, entonces el estado volverá a ESTADO_DE_ESPERA 520. Del mismo modo, a la vez que en ESTADO_DE_DESCENSO 525, si el valor absoluto de la señal de presión derivada de tiempo suavizado alguna vez cae por debajo del umbral PUMBRAL, el estado cambiará a ESTADO_ATERRIZADO 531. En ESTADO_ATERRIZADO 531 un mensaje que indica que la aeronave ha aterrizado se puede comunicarse a otras partes del algoritmo, luego el estado volverá al ESTADO_DE_ESPERA 520. La adición del sensor 501 de presión y el análisis de la señal de presión como se describe permite un medio secundario para determinar el estado del vuelo, que puede usarse como un método de respaldo o como una forma de confirmar el estado del vuelo de acuerdo con lo determinado por otros métodos.

40 En una quinta realización, se implementa un temporizador a prueba de fallos en el sistema de detección del estado del vuelo. Cuando está en vuelo, el temporizador se usa para detectar cuándo se pasa un umbral de tiempo de vuelo total posible para sacar la máquina de estado ESTADO_EN_VUELO para garantizar una operación a prueba de fallos para las detecciones de aterrizaje abortadas.

55 En una sexta realización, los datos de ubicación geográfica se usan para implementar una cerca geográfica. Se puede comparar una biblioteca de ubicaciones de aeropuertos con la ubicación en tiempo real del dispositivo determinada por GPS, triangulación celular o Wi-Fi. Cuando el sistema GPS indica que el aparato está dentro del límite de un aeropuerto, el algoritmo de detección de despegue puede ejecutarse con parámetros más agresivos. Por ejemplo, se pueden usar velocidades de muestreo de acelerómetro más altas, y/o se puede encender el giroscopio en lugar de

esperar una aceleración de despegue. Cuando el sistema no se encuentra dentro de los límites de un aeropuerto, podría funcionar en un modo menos agresivo, o no del todo para ahorrar energía del dispositivo y extender la vida útil de la batería.

5 En una séptima realización, la firma de audio de un motor a reacción o de hélice también podría detectarse con un micrófono y procesamiento de señal DSP para confirmar además que el dispositivo está dentro de una aeronave y debería apagar sus radios.

10 En una octava realización, se usa un magnetómetro para ayudar a detectar campos magnéticos y firmas de campo cerca de la carga. Por ejemplo, la firma magnética única de diversos cuerpos de aeronaves podría detectarse con un magnetómetro y procesamiento de señal DSP para confirmar aún más que el dispositivo está dentro de una aeronave y debería apagar sus radios.

15 El sistema y los métodos de detección del estado de vuelo revelados dieron como resultado diversas ventajas y resultados sorprendentes. El sistema y el método pudieron distinguir con precisión entre los eventos de vuelo de la aeronave y otros movimientos de transporte, lo que resultó en un sistema y método capaces de apagar de manera segura un radio externo antes del despegue del vuelo y volver a encender el radio poco después del aterrizaje. Los apagados falsos de radio también se minimizan con el sistema y método divulgados. Además, el método y el sistema son capaces de operar con precisión a la vez que se usan solo bajas velocidades de muestreo y potencia de procesamiento. Esto se traduce en importantes ahorros de energía y permite que el sistema y el método funcionen durante periodos prolongados sin recargas o baterías nuevas. Además, aunque el dispositivo y el método divulgados pueden tener un GPS, no es necesario un GPS para un funcionamiento preciso. El uso del método y dispositivo sin un GPS ofrece ahorros de energía sustanciales sobre un dispositivo o método que utiliza un GPS. Lo más importante, quizás, es que el método y el sistema divulgados ofrezcan el beneficio de un sistema completamente autónomo que no requiere entradas externas o coordinación con otros sistemas. Esto permite la implementación sin dependencias de la infraestructura externa y ofrece una alta confiabilidad que es independiente de otras fallas del sistema.

25 Aunque se han mostrado y descrito diversas realizaciones del sistema detector del estado de vuelo, y se han discutido diversas modificaciones del mismo, las personas expertas en esta técnica apreciarán fácilmente que se pueden realizar diversos cambios adicionales sin apartarse del alcance de la invención.

REIVINDICACIONES

1. Un método de baja potencia para determinar si una carga destinada al transporte aéreo se encuentra en un estado de vuelo que comprende las etapas de:
- proporcionar una carcasa para su fijación a una carga, comprendiendo dicha carcasa:
- 5 un acelerómetro para detectar una aceleración lineal,
un giroscopio para detectar una velocidad angular y un controlador;
medir una aceleración lineal con dicho acelerómetro;
proporcionar dicha aceleración lineal medida y velocidad angular a dicho controlador;
- 10 determinar si dicha aceleración lineal es característica del despegue de una aeronave, y guardar datos de aceleración de despegue que incluyen al menos una parte de dicha aceleración lineal medida cuando se detecta dicha característica de aceleración lineal del despegue de una aeronave;
- generar una señal de salida del estado de vuelo que indica un estado de despegue después de determinar que dicha aceleración lineal es característica del despegue de una aeronave;
- encender dicho giroscopio con base en la señal de salida del estado del vuelo;
- 15 verificar dicho estado de despegue midiendo una velocidad angular con dicho giroscopio y analizando y comparando una aceleración lineal medida y una velocidad angular medida con los datos de aceleración de despegue guardados;
- generar una señal de salida del estado de vuelo que indica que dicha carcasa está en un estado de vuelo.
2. El método como se define en la reivindicación 1, y que comprende además la etapa de apagar un radio como una función de dicha señal de salida del estado de vuelo y en donde dicha señal de salida del estado de vuelo comprende un estado de estatus en vuelo y un estado de estatus en tierra y que comprende además la etapa de proporcionar una señal de apagado de radio cuando dicha señal de salida del estado de vuelo comprende un estado de estatus en vuelo.
- 20 3. El método de acuerdo con la reivindicación 1, en donde dicha aceleración lineal medida comprende una señal de aceleración lineal de tres ejes independientes y dicha velocidad angular medida comprende una señal de velocidad de rotación de tres ejes independientes.
- 25 4. El método como se define en la reivindicación 1, en donde dichas etapas de análisis y comparación comprenden filtrar dicha aceleración lineal medida para producir una aceleración lineal filtrada, filtrar dicha velocidad angular medida para producir una velocidad angular filtrada y cambiar un estado como una función de dicha aceleración lineal filtrada y velocidad angular filtrada.
- 30 5. El método como se define en la reivindicación 1, en donde dicho giroscopio se apaga cuando dicha señal de salida del estado de vuelo comprende un estado de estatus en tierra.
6. El método como se define en la reivindicación 1, en donde dicha etapa de generar una señal de salida del estado de vuelo comprende las etapas de eliminar un componente gravitacional de dicha aceleración lineal medida con un filtro de paso alto que tiene una frecuencia de corte de aproximadamente 0.01 Hz y guardar dicho componente gravitacional eliminado.
- 35 7. El método como se define en la reivindicación 1, en donde dicha característica de aceleración lineal de un despegue es una señal de aceleración con una frecuencia entre 0.01 Hz y 0.1 Hz y una magnitud de entre aproximadamente 0.15 g y 0.5 g mantenida durante una duración de aproximadamente dos segundos y en donde dicha aceleración de despegue guardada comprende un promedio en ventanas, en donde dicha etapa de generar una señal de salida del estado de vuelo comprende además la etapa de cambiar de un estado en tierra a un estado de despegue verificado cuando se detecta dicha característica de aceleración lineal del despegue de una aeronave y que comprende además la etapa de guardar un componente de aceleración gravitacional de dicha señal de aceleración lineal y en donde dicha aceleración gravitacional se guarda a partir de un período de tiempo antes de una transición a un estado de despegue verificado.
- 40 8. El método como se define en la reivindicación 7, en donde dicha etapa de generar una señal de salida del estado de vuelo comprende además la etapa de detectar una característica de velocidad angular del despegue de una aeronave en donde dicha característica de velocidad angular del despegue de una aeronave es una velocidad angular en la cual una velocidad angular del eje x, una velocidad angular del eje y y una velocidad angular del eje z son todas menores que un umbral límite de velocidad angular en donde dicha velocidad angular se transforma a través de una rotación, dicha rotación configurada y dispuesta para reorientar dicha velocidad angular medida en una velocidad de guiñada, una velocidad de balanceo y una velocidad de inclinación en donde dicha rotación es un producto cruzado
- 50

- de dicha aceleración gravitacional guardada y dicha aceleración de despegue guardada y además comprende la etapa de integrar dicha velocidad angular con respecto al tiempo para producir un desplazamiento de ángulo de inclinación, un desplazamiento de ángulo de guiñada y un desplazamiento de ángulo de balanceo y definir dicha señal de salida del estado de vuelo en un estado en tierra cuando dicho desplazamiento del ángulo de inclinación, el desplazamiento del ángulo de guiñada o el desplazamiento del ángulo de balanceo son mayores que un umbral de desplazamiento del ángulo.
- 5
9. El método como se define en la reivindicación 7, y que comprende además las etapas de:
- proporcionar un sensor de presión;
- 10
- detectar cuando dicho sensor de presión tiene una velocidad de disminución de presión menor que un umbral de disminución de presión de despegue; y
- detectar cuándo dicho sensor de presión tiene una velocidad de aumento de presión mayor que un umbral de aumento de presión de aterrizaje.
10. Un sistema para detectar el estado de vuelo de una aeronave que comprende:
- 15
- un acelerómetro que comprende medios para detectar una aceleración lineal y que tiene una señal de salida de aceleración lineal;
- un giroscopio que comprende medios para detectar una velocidad angular y que tiene una señal de salida de velocidad angular; y
- 20
- un controlador configurado y dispuesto para producir una señal de salida del estado de vuelo como una función de dicha señal de salida de aceleración lineal y dicha señal de salida de velocidad angular, dicha señal de salida del estado de vuelo comprende un estado en vuelo y un segundo estado, estando el controlador además configurado para:
- determinar si dicha aceleración lineal es característica del despegue de una aeronave;
- guardar datos de aceleración del despegue que incluyen al menos una parte de dicha aceleración lineal medida cuando se detecta dicha característica de aceleración lineal del despegue de una aeronave;
- 25
- generar una señal de salida del estado de vuelo que indica un estado de despegue después de determinar que dicha aceleración lineal es característica del despegue de una aeronave;
- encender dicho giroscopio con base en la señal de salida del estado del vuelo;
- 30
- verificar dicho estado de despegue midiendo una velocidad angular con dicho giroscopio y analizando y comparando una aceleración lineal medida y una velocidad angular medida con los datos de aceleración de despegue guardados; y
- definir la señal de salida del estado del vuelo al estado en vuelo;
- en donde dicho acelerómetro, giroscopio y controlador están en una carcasa.
11. El sistema como se define en la reivindicación 10, y en donde dicho controlador está configurado además para apagar un radio como una función de dicha señal de salida del estado de vuelo en donde dicho segundo estado de dicha señal de salida del estado de vuelo comprende un estado del estado en tierra y en donde dicho estado de estatus en vuelo comprende un estado de estatus de verificación de despegue en donde dicho controlador está configurado y dispuesto para apagar dicho giroscopio cuando dicha señal de salida del estado de vuelo comprende un estado de estatus en tierra.
- 35
12. El sistema como se define en la reivindicación 10, en donde dicha señal de salida de aceleración lineal comprende una señal de aceleración lineal de tres ejes independientes y dicha señal de salida de velocidad angular comprende una señal de velocidad de rotación de tres ejes independientes.
- 40
13. El sistema como se define en la reivindicación 10, en donde dicha función comprende un filtro configurado y dispuesto para producir una aceleración lineal filtrada, y un filtro configurado y dispuesto para producir una velocidad angular filtrada.
- 45
14. El sistema como se define en la reivindicación 10, en donde dicho controlador está configurado y dispuesto para eliminar un componente gravitacional de dicha señal de salida de aceleración lineal, dicho sistema comprende además un filtro de paso alto configurado y dispuesto para eliminar dicho componente gravitacional de dicha señal de salida de aceleración lineal, en donde dicho filtro de paso alto tiene una frecuencia de corte de aproximadamente 0.01 Hz, y en donde dicho controlador está configurado y dispuesto para guardar dicho componente gravitacional eliminado.

- 5 15. El sistema como se define en la reivindicación 10, en donde dicha característica de aceleración lineal del despegue es una señal de aceleración con una frecuencia entre 0.01 Hz y 0.1 Hz y una magnitud de entre aproximadamente 0.15 g y 0.5 g mantenida durante una duración de aproximadamente dos segundos, en donde dicho controlador está configurado y dispuesto para cambiar dicha señal de salida del estado de vuelo de un estado en tierra a un estado de verificación de despegue cuando se detecta dicha característica de aceleración lineal del despegue de una aeronave, en donde dicho controlador está configurado y dispuesto para guardar un componente de aceleración gravitacional de dicha señal de aceleración lineal, y en donde dicha aceleración gravitacional se guarda a partir de un período de tiempo antes de una transición a un estado de verificación de despegue.
- 10 16. El sistema como se define en la reivindicación 15, en donde dicho controlador está configurado y dispuesto para detectar una característica de velocidad angular del despegue de una aeronave, en donde dicha característica de velocidad angular del despegue de una aeronave es una velocidad angular en la cual una velocidad angular del eje x, una velocidad angular del eje y, y una velocidad angular del eje z son todas menores que un umbral de límite de velocidad angular y además comprenden un transformador de rotación configurado y dispuesto para transformar dicha señal de salida de velocidad angular a través de una rotación, dicha rotación configurada y dispuesta para reorientar dicha velocidad angular medida en una velocidad de guiñada, una velocidad de balanceo y una velocidad de inclinación y en donde dicha rotación es un producto cruzado de dicha aceleración gravitacional guardada y dicha aceleración de despegue guardada y que además comprende un integrador configurado y dispuesto para integrar dicha velocidad angular con respecto al tiempo para producir un desplazamiento del ángulo de inclinación, un desplazamiento del ángulo de guiñada y un desplazamiento del ángulo de balanceo y en donde dicho controlador está configurado y dispuesto para definir dicha señal de salida del estado de vuelo en un estado en tierra cuando dicho desplazamiento del ángulo de inclinación, desplazamiento del ángulo de guiñada o desplazamiento del ángulo de balanceo es mayor que un umbral de desplazamiento del ángulo.
- 15 20 25 17. El sistema como se define en la reivindicación 16, y que comprende además un sensor de presión, en donde dicho controlador está configurado y dispuesto para detectar cuándo dicho sensor de presión tiene una velocidad de disminución de presión menor que un umbral de disminución de presión de despegue y para detectar cuándo dicho sensor de presión tiene un velocidad de aumento de presión mayor que un umbral de aumento de presión de aterrizaje.

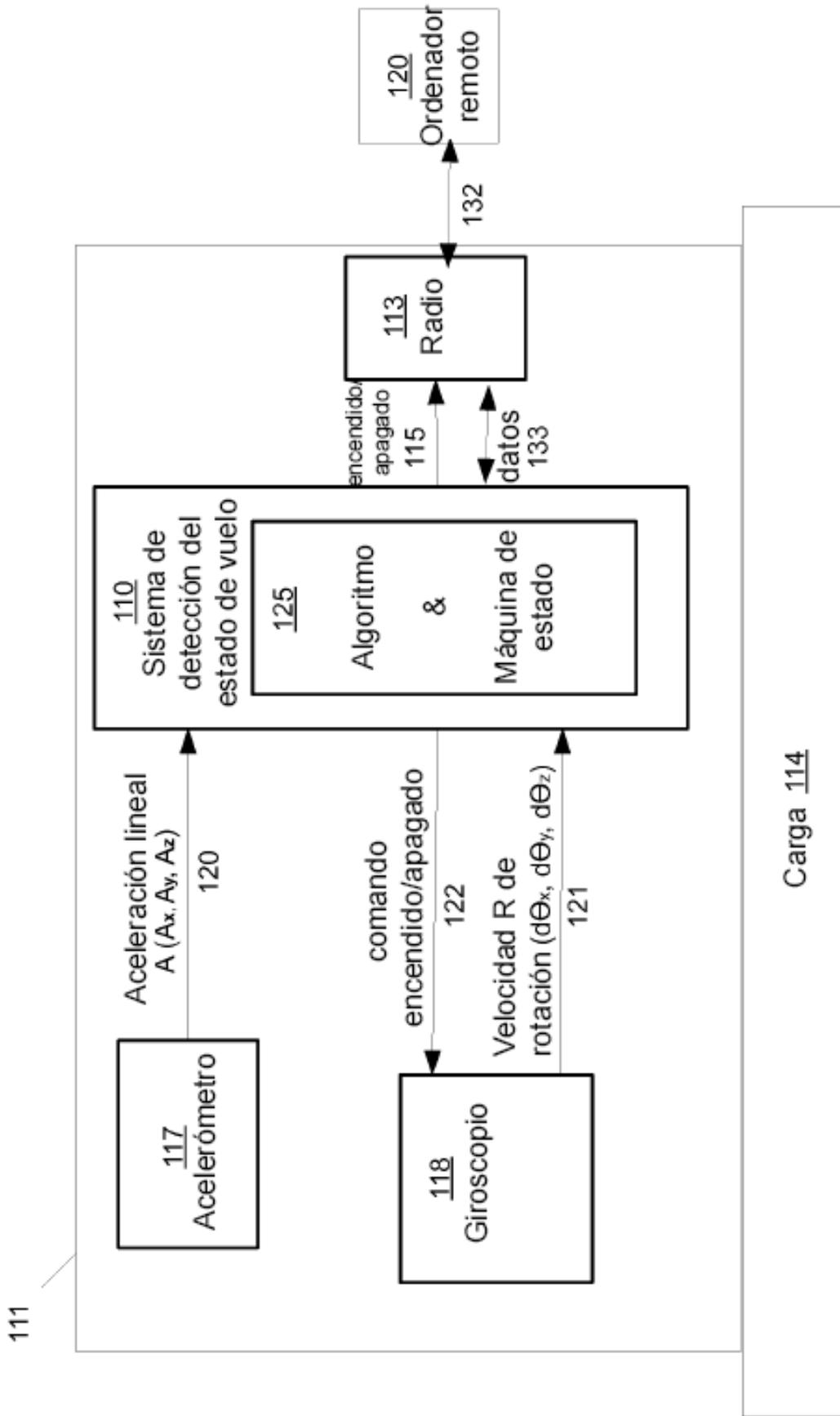


FIG.1

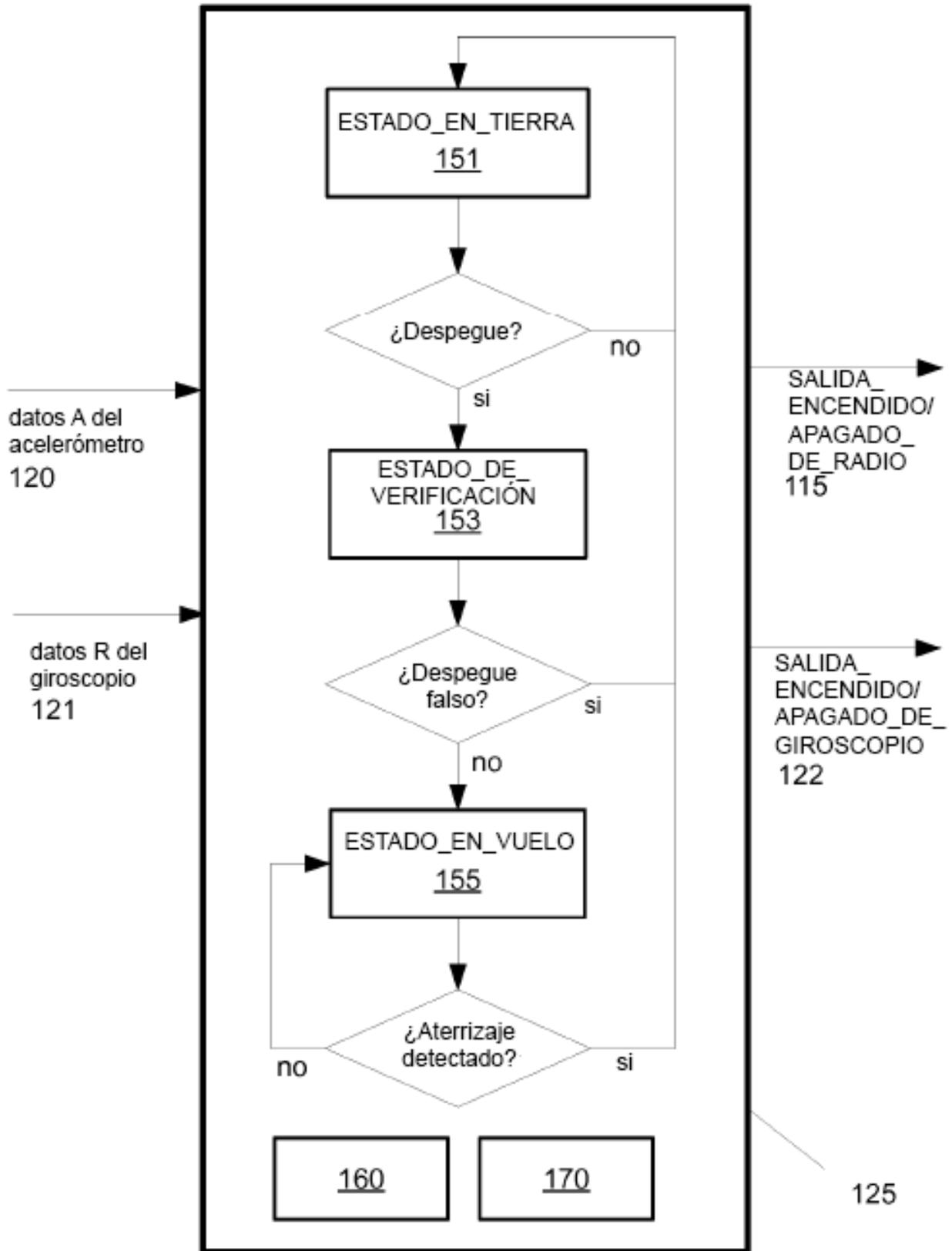
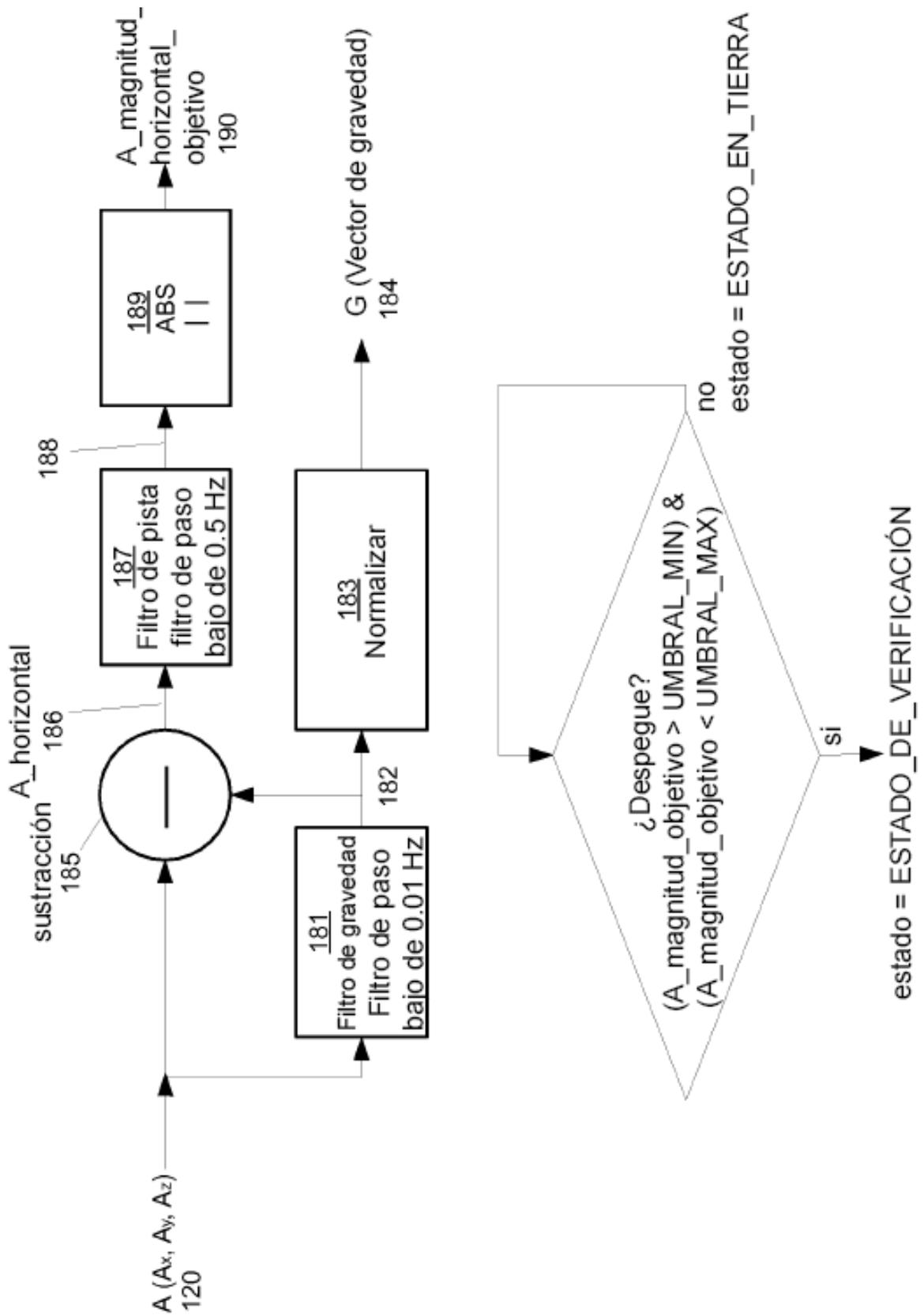


FIG. 2

FIG. 3 – procesamiento de ESTADO_EN_TIERRA



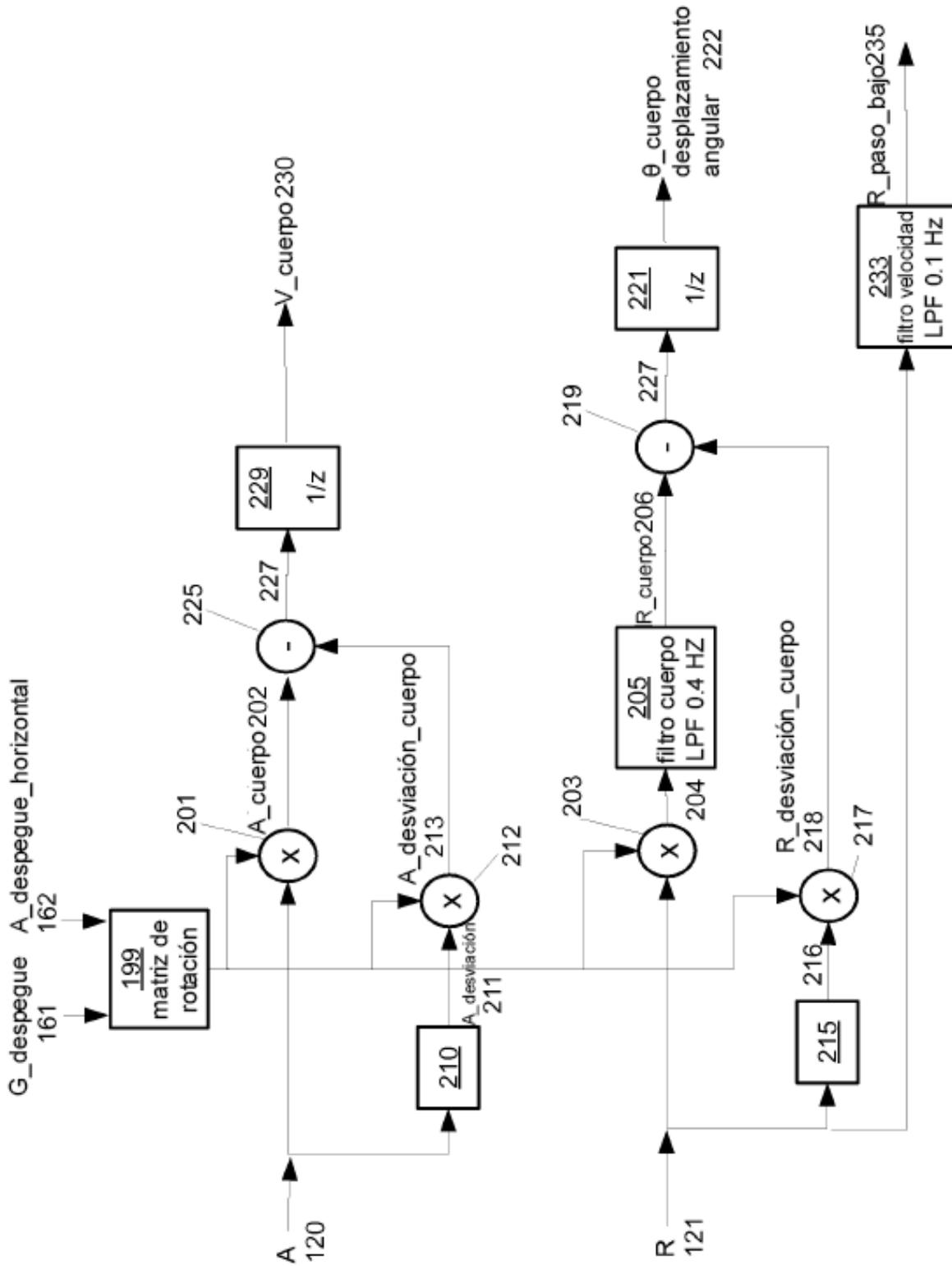


FIG. 4 — procesamiento del ESTADO_DE_VERIFICACIÓN

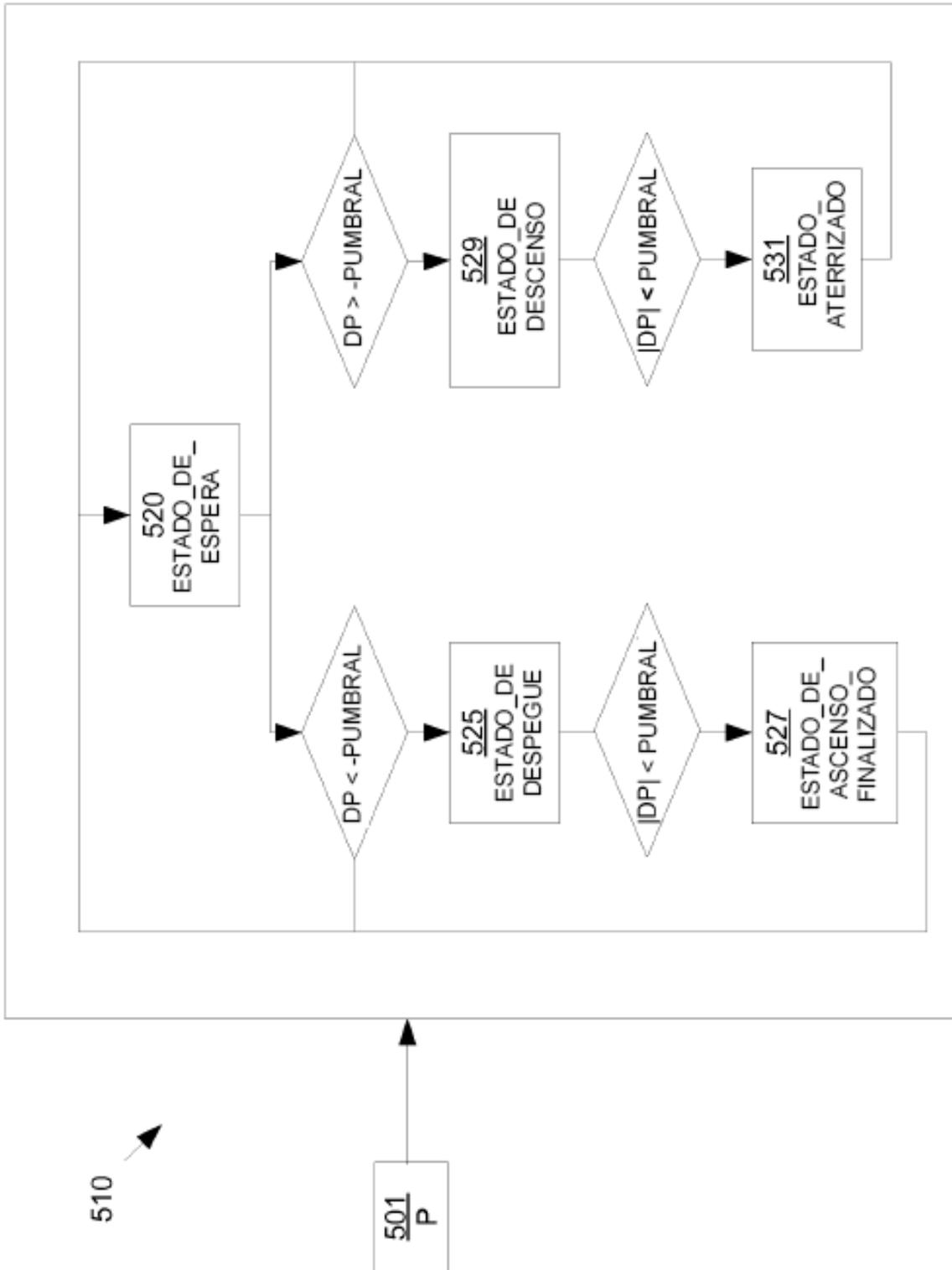


FIG.5