

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 385 421**

51 Int. Cl.:
G05D 1/10 (2006.01)
G01C 21/16 (2006.01)
G01S 1/56 (2006.01)
G01S 5/14 (2006.01)
G08G 5/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **08866617 .7**
96 Fecha de presentación: **19.12.2008**
97 Número de publicación de la solicitud: **2225622**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **08.09.2010**

54 Título: **Procedimiento de ayuda al aterrizaje de una aeronave utilizando GPS y MLS en el marco de una aproximación axial calculada**

30 Prioridad:
21.12.2007 FR 0709035

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
24.07.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
24.07.2012

73 Titular/es:
THALES
45, RUE DE VILLIERS
92200 NEUILLY-SUR-SEINE, FR

72 Inventor/es:
BOUQUET, Ludovic

74 Agente/Representante:
Carpintero López, Mario

ES 2 385 421 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

Procedimiento de ayuda al aterrizaje de una aeronave utilizando GPS y MLS en el marco de una aproximación axial calculada

5 La invención se refiere a un procedimiento de ayuda a la aproximación y al aterrizaje de una aeronave utilizando un sistema de aterrizaje por microondas y un sistema de posicionamiento por satélite. La invención se refiere, más particularmente, a un procedimiento de ayuda a la aproximación y al aterrizaje de una aeronave utilizando un sistema de aterrizaje por microondas en el marco de una aproximación axial calculada.

10 El sistema de aterrizaje por microondas, llamado MLS, acrónimo de la expresión anglosajona “*Microwave Landing System*”, es un sistema de ayuda a la aproximación y al aterrizaje instrumental que proporcionará a una aeronave su posición en coordenadas esféricas en un sistema de referencia vinculado a la pista de aterrizaje, es decir un ángulo de azimut, un ángulo de emplazamiento y una distancia entre la pista de aterrizaje y la aeronave véase el artículo “A Rotated-Coordinate gaussian Position Reconstruction Algorithm for the Microwave landing System” de F.D. Powell, Journal of the institute of Navigation, vol. 37, No. 3, 1990). La distancia entre la pista y la aeronave es proporcionada por un equipo auxiliar de medición de la distancia, conocido con el acrónimo DME por la expresión anglosajona “*Distance Measurement Equipment*” y que funciona en una frecuencia diferente o por un sistema de posicionamiento por satélite. El MLS se ha desarrollado para paliar los inconvenientes del sistema de aterrizaje instrumental, llamado ILS, acrónimo de la expresión anglosajona “*Instrument Landing System*”, y ha sido adoptado por la organización de aviación civil internacional (OACI) para suceder al ILS. El MLS permite realizar aproximaciones curvas y segmentadas, aterrizajes de las categorías I, II y III y un aumento de la cadencia de aterrizaje de las aeronaves gracias a una disminución de la separación entre las aeronaves.

20 El MLS, tal como ha sido normalizado por la OACI, transmite señales de guiado lateral, es decir un ángulo de azimut, y de guiado vertical, es decir un ángulo de emplazamiento, utilizando una técnica de haces de barrido con referencia temporal y una señal multiplexada en el tiempo. La utilización de una señal multiplexada en el tiempo permite la transmisión de señales de guiado lateral y vertical en el mismo canal de radiofrecuencia sin crear interferencias entre las señales de guiado lateral y las señales de guiado vertical. Las señales de guiado se emiten en una frecuencia cercana a 5 Gigahertzios (GHz) por una estación de azimut y una estación de emplazamiento. La estación de azimut está colocada al final de la pista mientras que la estación de emplazamiento está situada al lado de la pista, a aproximadamente 300 metros (m) del umbral de comienzo de pista. Cada estación transmite un haz de barrido estrecho que realiza un barrido de ida y vuelta a velocidad angular constante del espacio de cobertura según la coordenada angular considerada. Una antena y un receptor de a bordo de la aeronave reciben el haz de barrido una primera vez durante el barrido de ida y una segunda vez durante el barrido de vuelta. De este modo, es posible determinar el ángulo de azimut y el ángulo de emplazamiento mediante la siguiente relación lineal:

$$\theta = (T - T_0) \cdot \frac{v}{2} \tag{1}$$

35 en la que θ es el ángulo de azimut o el ángulo de emplazamiento,
 T un intervalo de tiempo entre la recepción de las pasadas de ida y de vuelta del haz de barrido,
 T_0 el valor del intervalo de tiempo T para un ángulo θ nulo y
 v la velocidad angular de barrido.
 T_0 y v son constantes definidas por las normas internacionales sobre el MLS.

40 El sistema de aterrizaje por microondas con aproximación axial calculada, llamado MLS-cc, acrónimo de la expresión anglosajona “*Microwave Landing System - Computed Centerline*”, es un MLS en el que la estación de azimut no está colocada al final de la pista sino que está desplazada a un lado de la pista de aterrizaje. El desplazamiento de la estación de azimut puede utilizarse normalmente en dos casos particulares. En el primer caso, la estación de azimut está situada en las proximidades de la estación de emplazamiento con fines de sencillez de despliegue del MLS. Esta configuración se encuentra principalmente en el caso de equipos tácticos desplegados en terrenos improvisados y no preparados. En el segundo caso, el MLS-cc se utiliza para la aproximación a una pista secundaria no equipada con un MLS pero situada en la zona de cobertura de la pista equipada con el MLS. En los dos casos, debido al desplazamiento de la estación de azimut, el receptor de la aeronave mide un ángulo, llamado ángulo de azimut real, que no corresponde al ángulo de azimut en el sentido convencional del término, llamado ángulo de azimut virtual. Es necesario, por lo tanto, calcular el ángulo de azimut virtual para poder proporcionar al piloto una información recentrada con respecto al eje de pista. Para evaluarlo, es necesario calcular la posición de la aeronave en un sistema de referencia cartesiano centrado en un punto de referencia en el suelo, llamado punto en el suelo. Este punto en el suelo es, por ejemplo, una de las dos estaciones o el punto de intersección entre el eje de pista y una recta perpendicular al eje de pista y que pasa por la estación de emplazamiento. Este punto de intersección se denomina *MLS datum point* (punto de referencia del MLS).

55 El cálculo de la posición de la aeronave se realiza mediante un sistema de 3 ecuaciones con 3 incógnitas, parametrizado por el ángulo de azimut real, el ángulo de emplazamiento y una distancia entre la aeronave y el punto

en el suelo. Al ser no lineales estas ecuaciones, se utilizan algoritmos iterativos para resolver el sistema. Convencionalmente, los algoritmos iterativos son de tipo Gauss-Seidel o Newton-Raphson.

5 Utilizando un sistema de posicionamiento por satélite, es posible utilizar el *MLS datum point* como punto en el suelo para la determinación de la distancia con la aeronave. Sin embargo, existen riesgos vinculados a los comportamientos de los algoritmos iterativos en esta situación, como se expone en la norma DO-226.

10 Con el objetivo de optimizar la rapidez de convergencia hacia la posición de la aeronave y la precisión de esta posición, pueden utilizarse dos algoritmos iterativos sucesivamente, el primero para converger rápidamente alrededor de la posición de la aeronave, el segundo para obtener una mejor precisión de esta posición. Dicha combinación de algoritmos presenta, sin embargo, el inconveniente de complicar la determinación de la posición de la aeronave, haciendo difícil la implantación de los algoritmos iterativos y su validación. Por otro lado, estos algoritmos son lentos de ejecutar, costosos en términos de carga de cálculo y arriesgados en comportamiento, en particular debido a riesgos de soluciones múltiples, de divergencia y de estacionariedad. Finalmente, estos algoritmos degradan la precisión de cálculo debido a su naturaleza iterativa, en particular la propagación de errores.

15 Los algoritmos iterativos son ejecutados por el receptor de la aeronave, por ejemplo un receptor multimodal, llamado MMR, acrónimo de la expresión anglosajona "*MultiMode Receiver*". El MMR comprende una cadena de radiofrecuencia, un procesador de señales digitales, llamado DSP, acrónimo de la expresión anglosajona "*Digital Signal Processor*", un receptor de sistema de posicionamiento global, mejor conocido con el acrónimo "GPS" por la expresión anglosajona "*Global Positioning System*" y un microprocesador. La cadena de radiofrecuencia recibe señales procedentes de diferentes sistemas, en particular las señales de guiado procedentes de la estación de
20 azimut y de la estación de emplazamiento. El procesador procesa las señales procedentes de la cadena de radiofrecuencia para extraer los ángulos de azimut y de emplazamiento, pero también palabras auxiliares contenidas en las señales de guiado. El receptor GPS puede ser interno o externo. Éste transmite las posiciones del avión. El microprocesador asegura varias funciones entre las cuales un cálculo de la distancia entre el *MLS datum point* y la aeronave, un cálculo de la posición de la aeronave a partir de los algoritmos iterativos, un cálculo de desviaciones entre la posición del avión y un eje de descenso óptimo, una gestión del equipo y una interfaz de comunicación con un enlace de un bus de avión, por ejemplo un bus ARINC, abreviatura para la serie de normas "*Aeronautical Radio Incorporated*". El microprocesador comprende un dispositivo de gestión de los algoritmos que permite detectar y
25 procesar la divergencia, la no convergencia o la falsa convergencia de un algoritmo, generar la inicialización, la secuenciación y la combinación de los algoritmos.

30 Un objetivo de la invención es, particularmente, paliar todos o parte de los inconvenientes mencionados anteriormente. Para ello, la invención tiene por objeto un procedimiento de ayuda a la aproximación y al aterrizaje de una aeronave que utiliza un sistema de posicionamiento por satélite y un sistema MLS en el marco de una aproximación axial calculada, tal como se define en la reivindicación 1.

35 La invención presenta, particularmente, la ventaja de que permite reducir la complejidad del cálculo de la posición de la aeronave, no utilizando ya el cálculo un algoritmo de tipo Gauss-Seidel o Newton-Raphson sino un algoritmo de simple búsqueda de las raíces de un polinomio de segundo grado, tal como se describe en la norma DO-198. Por consiguiente, el algoritmo es menos complejo de certificar y los problemas vinculados a la utilización de algoritmos iterativos se suprimen. En particular, los problemas de divergencia y de estacionariedad, de propagación de errores y de soluciones múltiples se suprimen. Además, el algoritmo es menos costoso en términos de carga de cálculo.

40 La invención se entenderá mejor y otras ventajas serán evidentes con la lectura de la descripción detallada de realizaciones que se dan a modo de ejemplo, descripción realizada respecto a dibujos adjuntos que representan:

- la figura 1, un ejemplo de configuración de MLS con aproximación axial calculada;
- la figura 2, un ángulo de emplazamiento entre una antena de emplazamiento y una aeronave;
- la figura 3, ángulos de azimut entre, por un lado, la antena de azimut y la aeronave y, por otro lado, un eje
45 de pista de aterrizaje y la aeronave;
- la figura 4, un ejemplo de etapas implementadas por el procedimiento de acuerdo con la invención;
- la figura 5, un ejemplo de sub-etapas para la determinación de una distancia entre un punto de referencia y la aeronave;
- la figura 6, un ejemplo de configuración de pista de aterrizaje, de punto de referencia, de estación de azimut
50 y de aeronave para la determinación de la distancia entre el punto de referencia y la aeronave;
- la figura 7, un ejemplo de sub-etapas para la determinación de una distancia entre un punto intermedio y la aeronave;
- la figura 8, un sistema de referencia geográfico y un sistema de referencia geocartesiano;
- la figura 9, otro ejemplo de sub-etapas para la determinación de la distancia entre el punto de referencia y la
55 aeronave.

La figura 1 presenta un ejemplo de configuración de MLS en el marco de una aproximación axial calculada. El MLS comprende una pista de aterrizaje 1 de eje de pista x orientado desde un umbral de fin de pista 2 hacia el umbral de comienzo de pista 3, una estación de emplazamiento 4 y una estación de azimut 5. La pista de aterrizaje 1 define un sistema de referencia cartesiano directo R_c un eje de ejes de pista longitudinal, llamado primer eje x, un eje

transversal de la pista de aterrizaje 1 que pasa por la estación de emplazamiento 4, llamado segundo eje y y un eje perpendicular a los primer y segundo ejes, llamado tercer eje z . El segundo eje y está orientado desde la estación de emplazamiento 4 hacia la pista de aterrizaje 1. Un punto de intersección entre el primer eje x y el segundo eje y define el centro del sistema de referencia R_c y se denomina *MLS datum point* 6. Éste corresponde generalmente al punto de contacto de las ruedas de la aeronave sobre la pista de aterrizaje 1. La estación de emplazamiento 4 comprende una antena de emplazamiento 7 y la estación de azimut 5 comprende una antena de azimut 8. Cada antena comprende un centro de fase a partir del cual pueden determinarse las coordenadas de la antena. En lo sucesivo en la descripción, se asimilará, por lo tanto, la posición de cada antena a la de su centro de fase. Las antenas de emplazamiento 7 y de azimut 8 emiten señales de guiado mediante haces de barrido 9 y 10 para un guiado vertical y lateral de una aeronave 11 durante una fase de aproximación y/o de aterrizaje. Los haces de barrido 9 y 10 permiten también la transmisión de palabras auxiliares que contienen, por ejemplo, coordenadas de la antena de emplazamiento 7 y de la antena de azimut 8.

La figura 2 representa un ángulo de emplazamiento φ entre la antena de emplazamiento 7 y la aeronave 11. El ángulo de emplazamiento φ está marcado en un sistema de referencia cartesiano R'_c centrado en la antena de emplazamiento 7 y un eje de ejes x' , el eje y y un eje z' , siendo los ejes x' y z' paralelos respectivamente a los ejes x y z . Éste está definido por el ángulo entre el plano (x', y) y una recta que pasa por la antena de emplazamiento 7 y la aeronave 11.

La figura 3 representa un ángulo de azimut real θ_R y un ángulo de azimut virtual θ_v . El ángulo de azimut real θ_R está señalado en un sistema de referencia cartesiano R''_c centrado en la antena de azimut 8 y un eje de ejes x'' , el eje y y un eje z'' , siendo los ejes x'' y z'' paralelos respectivamente a los ejes x y z . Éste está definido por el ángulo entre el plano (x'', z'') y una recta que pasa por la antena de azimut 8 y la aeronave 11. El ángulo de azimut virtual θ_v está señalado en el sistema de referencia cartesiano R_c y definido por el ángulo entre el plano (x, z) y una recta que pasa por la aeronave 11 y un punto virtual $8v$ del plano (x, z) . Este punto virtual corresponde a una antena de azimut en el marco de un sistema MLS, situada habitualmente en el primer eje x a una distancia de 300 m después del umbral de fin de pista 2.

En lo sucesivo en la descripción, se considera además del sistema de referencia cartesiano R_c centrado en el *MLS datum point* 6, del sistema de referencia cartesiano R'_c centrado en la antena de emplazamiento 7 y del sistema de referencia cartesiano R''_c centrado en la antena de azimut 8, un sistema de referencia geocartesiano $R_{geocart}(O, X, Y, Z)$ y un sistema de referencia geográfico $R_{geogra}(\lambda, \phi, h)$, ilustrados en la figura 8.

El sistema de referencia geocartesiano $R_{geocart}(O, X, Y, Z)$ es un sistema de referencia en el que el centro O está próximo al centro de masas de la Tierra, el eje OZ está próximo al eje de rotación terrestre y el plano OXZ está próximo al plano meridiano de origen.

El sistema de referencia geográfico $R_{geogra}(\lambda, \phi, h)$ es un sistema de referencia en el que la Tierra está representada por un elipsoide, estando señalado cada punto $M(\lambda, \phi, h)$ con respecto a este elipsoide. λ designa la longitud, es decir el ángulo entre el plano OXZ y el plano meridiano que contiene el punto en cuestión, ϕ designa la latitud, es decir el ángulo entre el plano OXY y la normal al elipsoide que pasa por el punto en cuestión y h designa la altura elipsoidal. Cada punto $M(\lambda, \phi, h)$ define un vector \vec{u}_λ paralelo al plano P tangente al elipsoide que pasa por la proyección ortogonal de $M(\lambda, \phi, h)$ y orientado hacia el norte verdadero, un vector \vec{u}_ϕ paralelo al plano P y orientado hacia el Este y un vector \vec{u}_h ortogonal al plano P . El elipsoide que representa la Tierra es, por ejemplo, el elipsoide WGS84 de semi-eje grande a y de semi-eje pequeño b . A partir del semi-eje grande a y del semi-eje pequeño b , se define la excentricidad e y la normal grande $v(\phi)$ del elipsoide mediante las relaciones:

$$e = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}}, \quad v(\phi) = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2(\phi)}} \quad (2)$$

La figura 4 muestra un ejemplo de etapas implementadas por el procedimiento de acuerdo con la invención. Para este procedimiento, se considera la configuración de MLS con aproximación axial calculada descrita en referencia a la figura 1 y en la que la antena de emplazamiento 7 y la antena de azimut 8 están situadas en un mismo plano horizontal paralelo al plano (x, y) y situado por encima de éste a una distancia dz . En una primera etapa 41, se crea un punto de referencia P_{ref} de las mismas coordenadas que las de la antena de azimut 8 o de la antena de emplazamiento 7. En una segunda etapa 42, una distancia ρ entre el punto de referencia P_{ref} y la aeronave 11 se determina mediante un sistema de posicionamiento por satélite. En una tercera etapa 43, se determina el ángulo de azimut real θ_R entre el plano (x'', z'') y la recta que pasa por la antena de azimut 8 y la aeronave 11. En una cuarta

etapa 44, se determina el ángulo de emplazamiento φ entre el plano (x', y) y la recta que pasa por la antena de emplazamiento 7 y la aeronave 11. En una quinta etapa 45, se determina la posición de la aeronave 11 con respecto al punto de referencia P_{ref} a partir de la distancia ρ , del ángulo de azimut real θ_R y del ángulo de emplazamiento φ .

5 Dicho procedimiento permite simplificar la determinación de la posición de la aeronave 11 con respecto al punto de referencia P_{ref} . En efecto, la posición de la aeronave 11 puede determinarse por medio de un algoritmo simplificado. Dicho algoritmo simplificado se describe, por ejemplo, en la norma DO-198 y se expone parcialmente en el anexo. Éste se limita esencialmente a la determinación de raíces de un polinomio de segundo grado y presenta, por consiguiente, varias ventajas. Una primera ventaja es la reducción de la complejidad del cálculo de la posición de la aeronave 11. Por consiguiente, el algoritmo es menos complejo de certificar, demanda menos recursos de cálculo
10 que los algoritmos del estado de la técnica y puede ser ejecutado más rápidamente. Una segunda ventaja es la supresión del carácter iterativo del cálculo de la posición de la aeronave 11. Por consiguiente, se suprimen los riesgos de soluciones múltiples, de propagación de errores, de divergencia y de estacionariedad. A partir de la posición de la aeronave 11 con respecto al punto de referencia P_{ref} , puede determinarse el ángulo de azimut virtual θ_v mediante la siguiente relación:

$$\theta_v = \arctan \left(\frac{-(y_M + y_{AZ})}{\sqrt{(x_M + D_{se})^2 + (z_M + z_{AZ})^2}} \right) \quad (3)$$

15

En la que (x_M, y_M, z_M) son las coordenadas de la aeronave 11 en el sistema de referencia R_C , (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) son las coordenadas de la antena de azimut 8 en el sistema de referencia R_C , D_{se} es la distancia entre el umbral de fin de pista 2 y el *MLS datum point* 6.

Las coordenadas y_{AZ} y z_{AZ} pueden determinarse a partir de la palabra auxiliar A1 contenida en las señales de guiado. La distancia D_{se} puede determinarse mediante la palabra auxiliar A3.

La etapa 42 de determinación de la distancia ρ entre el punto de referencia P_{ref} y la aeronave 11 puede realizarse de acuerdo con al menos dos realizaciones.

Una primera realización se ilustra mediante las figuras 5 y 6.

25 En una primera etapa 421a, se crea un punto intermedio A. El punto intermedio A tiene, en el sistema de referencia R_C , las mismas coordenadas que el *MLS datum point* 6 siguiendo el primer eje x y el segundo eje y y la misma coordenada que el punto de referencia P_{ref} siguiendo el tercer eje z. El punto intermedio A está situado, por lo tanto, por encima del *MLS datum point* 6, separando la distancia dz a estos dos puntos.

En una segunda etapa 422a, se determina una distancia d_{MLS} entre el punto intermedio A y la aeronave 11. De acuerdo con una realización particular, la determinación de la distancia d_{MLS} entre el punto intermedio A y la aeronave 11 comprende las siguientes sub-etapas, ilustradas por la figura 7. En una primera etapa 4221, se determinan coordenadas (λ_M, ϕ_M, h_M) de la aeronave 11, por ejemplo en el sistema de referencia $R_{geogra}(\lambda, \phi, h)$. Estas coordenadas (λ_M, ϕ_M, h_M) se determinan mediante un sistema de posicionamiento por satélite, por ejemplo el sistema GPS, comprendiendo la aeronave 11 un receptor que procesa las señales recibidas de los satélites para determinar su posición. En una segunda etapa 4222, se determinan las coordenadas $(\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS})$ del *MLS datum point* 6, por ejemplo en el sistema de referencia $R_{geogra}(\lambda, \phi, h)$. Estas coordenadas $(\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS})$ pueden determinarse particularmente a partir de las señales emitidas por los haces de barrido 9 y 10. En particular, de acuerdo con las normas definidas por la OACI, estas coordenadas están contenidas en las palabras auxiliares B40 y B41 de las señales. En una tercera etapa 4223, las coordenadas (λ_A, ϕ_A, h_A) del punto intermedio A se determinan a partir de las coordenadas $(\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS})$ del *MLS datum point* 6 mediante las siguientes relaciones:

$$\begin{cases} \lambda_A = \lambda_{MLS} \\ \phi_A = \phi_{MLS} \\ h_A = h_{MLS} + dz \end{cases} \quad (4)$$

40

En una cuarta etapa 4224, la distancia d_{MLS} entre el punto intermedio A y la aeronave 11 se calcula a partir de las coordenadas (λ_M, ϕ_M, h_M) de la aeronave 11 y de las coordenadas (λ_A, ϕ_A, h_A) del punto intermedio A. En una realización particular, las coordenadas (λ_M, ϕ_M, h_M) y (λ_A, ϕ_A, h_A) se convierten en coordenadas (X_M, Y_M, Z_M) y (X_A, Y_A, Z_A) en el sistema de referencia $R_{geocart}$ mediante las siguientes fórmulas:

$$\begin{cases} X_M = (v(\phi_M) + h_M) \cos \phi_M \cos \lambda_M \\ Y_M = (v(\phi_M) + h_M) \cos \phi_M \sin \lambda_M \\ Z_M = [(b^2/a^2)v(\phi_M) + h_M] \sin \phi_M = [(1 - e^2)v(\phi_M) + h_M] \sin \phi_M \end{cases} \quad (5)$$

Las mismas fórmulas permiten determinar las coordenadas (X_A, Y_A, Z_A) sustituyendo λ_M, ϕ_M y h_M por λ_A, ϕ_A y h_A .

La distancia d_{MLS} puede calcularse a continuación mediante la siguiente relación:

$$d_{MLS} = \sqrt{(X_M - X_A)^2 + (Y_M - Y_A)^2 + (Z_M - Z_A)^2} \quad (6)$$

5 Debe observarse que la determinación de las coordenadas de la aeronave 11, correspondiente a la etapa 4221, también puede realizarse después de o durante la etapa 4222 y/o la etapa 4223. En todos los casos, la etapa 4224 de cálculo de la distancia d_{MLS} debe llevarse a cabo lo más rápidamente posible después de la etapa 4221 de determinación de las coordenadas de la aeronave 11 para obtener una distancia d_{MLS} prácticamente en tiempo real.

10 En una tercera etapa 423a, se determina un ángulo de azimut θ_{ref} entre la aeronave 11 y un plano paralelo al plano (x, z) que pasa por el punto de referencia P_{ref} . Ventajosamente, el punto de referencia P_{ref} tiene las mismas coordenadas que las de la antena de azimut 8. El ángulo de azimut θ_{ref} puede determinarse entonces directamente, siendo este ángulo igual al ángulo de azimut real θ_R .

15 En una cuarta etapa 424a, se determina una distancia dy entre el *MLS datum point* 6 y el punto de referencia P_{ref} siguiendo el segundo eje y . De acuerdo con una realización particular, la distancia dy se determina a partir de las palabras auxiliares transmitidas a la aeronave 11 mediante las señales emitidas por las estaciones de emplazamiento 4 y de azimut 5. En particular, la distancia dy está contenida en los bits 21 a 30 de la palabra auxiliar A1.

En una quinta etapa 425a, la distancia ρ se calcula a partir del ángulo de azimut θ_{ref} y de las distancias d_{MLS} y dy mediante la siguiente relación:

$$\rho = \sqrt{d_{MLS}^2 - (dy \cdot \cos \theta_{ref})^2} + dy \cdot \sin \theta_{ref} \quad (7)$$

20 Debe observarse que el orden de las etapas 422a, 423a y 424a no tiene importancia, pudiendo realizarse las operaciones vinculadas a estas etapas en un orden diferente o simultáneamente.

Una segunda realización se ilustra mediante las figuras 8 y 9.

25 En una primera etapa 421b, las coordenadas (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) de la antena de azimut 8, señalada mediante el punto S_{AZ} , se determinan en el sistema de referencia cartesiano R_c , por ejemplo mediante las palabras auxiliares transmitidas a la aeronave 11 por las estaciones de emplazamiento 4 y de azimut 5. De acuerdo con las normas establecidas por la OACI, la coordenada x_{AZ} puede determinarse mediante la palabra auxiliar A1, en particular los bits 31 a 43, la coordenada y_{AZ} puede determinarse mediante los bits 21 a 30 de la palabra auxiliar A1 y la coordenada z_{AZ} puede determinarse mediante los bits 57 a 63 de la palabra auxiliar A1.

30 En una segunda etapa 422b, las coordenadas (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) en el sistema de referencia R_c se convierten en coordenadas (X_{AZ}, Y_{AZ}, Z_{AZ}) en el sistema de referencia $R_{geocart}$. La conversión puede realizarse particularmente descomponiendo el vector $\overrightarrow{OS_{AZ}}$ en un vector \overrightarrow{OR} y un vector $\overrightarrow{RS_{AZ}}$ en el que el punto R es el *MLS datum point* 6:

$$\overrightarrow{OS_{AZ}} = \overrightarrow{OR} + \overrightarrow{RS_{AZ}} \quad (8)$$

35 El punto R tiene como coordenadas en el sistema de referencia $R_{geocart}$:

$$\overrightarrow{OR} = \begin{pmatrix} (v(\phi_R) + h) \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \bar{u}_\lambda \\ \bar{u}_\phi \\ \bar{u}_h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (v(\phi_R) + h) \cos \phi_R \cos \lambda_R \\ (v(\phi_R) + h) \cos \phi_R \operatorname{sen} \lambda_R \\ \left[\left(\frac{b^2}{a^2} \right) v(\phi_R) + h \right] \operatorname{sen} \phi_R \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \bar{X} \\ \bar{Y} \\ \bar{Z} \end{pmatrix} \quad (9)$$

en el que las coordenadas (λ_R, ϕ_R, h_R) puede obtenerse mediante palabras auxiliares B40 y B41 procedentes de los haces de barrido 9 y 10.

El vector \overrightarrow{RS}_{AZ} puede determinarse en el sistema de referencia $R_{geocart}$ mediante las relaciones:

$$\overrightarrow{RS}_{AZ} = \begin{pmatrix} x_{AZ} \\ y_{AZ} \\ z_{AZ} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \\ \bar{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{AZ} \\ y_{AZ} \\ z_{AZ} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & -\operatorname{sen} \psi & 0 \\ -\operatorname{sen} \psi & -\cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \bar{u}_\lambda \\ \bar{u}_\phi \\ \bar{u}_h \end{pmatrix} \quad (10)$$

5

En las que el ángulo ψ es el ángulo entre el primer eje x y el norte verdadero, pudiendo obtenerse este ángulo mediante la palabra auxiliar A1 o B41,

Y en las que los vectores \bar{u}_λ , \bar{u}_ϕ y \bar{u}_h puede determinarse en el sistema de referencia $R_{geocart}$ mediante las relaciones

$$\bar{u}_\lambda = \begin{pmatrix} -\operatorname{sen} \phi_R \cos \lambda_R \\ -\operatorname{sen} \phi_R \operatorname{sen} \lambda_R \\ \cos \phi_R \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \bar{X} \\ \bar{Y} \\ \bar{Z} \end{pmatrix} \quad \bar{u}_\phi = \begin{pmatrix} -\operatorname{sen} \lambda_R \\ \cos \lambda_R \\ 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \bar{X} \\ \bar{Y} \\ \bar{Z} \end{pmatrix}$$

$$\bar{u}_h = \begin{pmatrix} \cos \phi_R \cos \lambda_R \\ \cos \phi_R \operatorname{sen} \lambda_R \\ \operatorname{sen} \phi_R \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \bar{X} \\ \bar{Y} \\ \bar{Z} \end{pmatrix} \quad (11)$$

10

En una tercera etapa 423b, las coordenadas (λ_M, ϕ_M, h_M) de la aeronave 11, señalada mediante el punto M , se determinan, por ejemplo en el sistema de referencia $R_{geogra}(\lambda, \phi, h)$. Estas coordenadas (λ_M, ϕ_M, h_M) pueden determinarse particularmente mediante un sistema de posicionamiento por satélite, por ejemplo el GPS, comprendiendo la aeronave 11 un receptor que procesa las señales recibidas de los satélites para determinar su posición.

15

En una cuarta etapa 424b, las coordenadas (λ_M, ϕ_M, h_M) en el sistema de referencia $R_{geogra}(\lambda, \phi, h)$ se convierten en coordenadas (X_M, Y_M, Z_M) en el sistema de referencia $R_{geocart}$. La aeronave 11 tiene como coordenadas en el sistema de referencia $R_{geocart}$:

$$\begin{cases} X_M = (v(\phi_M) + h_M) \cos \phi_M \cos \lambda_M \\ Y_M = (v(\phi_M) + h_M) \cos \phi_M \operatorname{sen} \lambda_M \\ Z_M = \left[\left(\frac{b^2}{a^2} \right) v(\phi_M) + h_M \right] \operatorname{sen} \phi_M = \left[(1 - e^2) v(\phi_M) + h_M \right] \operatorname{sen} \phi_M \end{cases} \quad (12)$$

20 En una quinta etapa 425b, la distancia ρ se calcula a partir de las coordenadas (X_{AZ}, Y_{AZ}, Z_{AZ}) y (X_M, Y_M, Z_M) mediante la siguiente relación:

$$\rho = \sqrt{(X_M - X_{AZ})^2 + (Y_M - Y_{AZ})^2 + (Z_M - Z_{AZ})^2} \quad (13)$$

Debe observarse que las etapas 421b y 422b pueden realizarse antes, después o simultáneamente a las etapas 423b y 424b.

5 Esta segunda realización presenta la ventaja de no utilizar medición de ángulo de azimut para el cálculo de la distancia ρ entre el punto de referencia P_{ref} y la aeronave 11. De ello resulta una mayor precisión del cálculo de la distancia ρ y, por consiguiente, del cálculo de la posición de la aeronave 11.

10 El procedimiento descrito anteriormente puede aplicarse, particularmente, mediante un dispositivo embarcado a bordo de una aeronave 11. Este dispositivo es por ejemplo un receptor multimodal de a bordo, llamado comúnmente "multimode receiver" y abreviado como "MMR". Un receptor multimodal de a bordo tiene la función de guiar con precisión a la aeronave 11 durante una fase de aproximación final y de aterrizaje. Éste puede indicar particularmente a un piloto de la aeronave 11 que se aleja de la trayectoria óptima de descenso. El MMR puede funcionar normalmente en modos ILS, VOR, MLS y GPS diferencial, siendo "VOR" el acrónimo de "Very high frequency Omnidirectional Range". En modos ILS, VOR y MLS, el MMR recibe una señal de radiofrecuencia de una antena ILS, de una antena VOR o de antenas MLS, según el caso. La señal de radiofrecuencia es decodificada y las desviaciones de la aeronave 11 con respecto a la trayectoria óptima de descenso se calculan y se transmiten a un sistema de gestión de vuelo de la aeronave 11.

20 De acuerdo con la invención, el MMR se utiliza en modo MLS. El MMR comprende medios de adquisición de señales de radiofrecuencia que reciben las señales de guiado de los haces de barrido 9 y 10, medios de procesamiento de las señales de radiofrecuencia y medios para determinar la posición de la aeronave 11 con respecto al punto de referencia P_{ref} de acuerdo con el procedimiento descrito anteriormente. El MMR también puede comprender un receptor de sistema de posicionamiento por satélite, por ejemplo un receptor GPS. De acuerdo con otra realización, el receptor GPS también puede ser externo al MMR, una interfaz entre el MMR y el receptor GPS que está realizada, por ejemplo, por medio de un bus en serie, por ejemplo un bus ARINC. En una realización particular, el MMR comprende medios para determinar el ángulo de azimut virtual θ_v a partir de la posición de la aeronave 11. El bus ARINC puede utilizarse para intercambiar datos entre el MMR y un sistema de gestión de vuelo de la aeronave 11. En particular, la posición de la aeronave 11, el ángulo de azimut virtual θ_v , el ángulo de emplazamiento ϕ y/o la distancia ρ pueden ser transmitidos a un piloto automático de la aeronave 11.

ANEXO

30 Este anexo presenta la problemática de cálculo de la posición de una aeronave y un algoritmo simplificado que permite este cálculo inspirado en la norma DO-198.

Presentación del problema y formalización geométrica

La función MLS-cc se utiliza para aterrizajes en pistas equipadas con estaciones MLS situadas en posiciones no óptimas (desplazamiento de la estación de azimut o estación de azimut de otra pista de aterrizaje).

35 El conocimiento del ángulo de azimut y del ángulo de emplazamiento obtenidos a partir de las informaciones transmitidas por las estaciones MLS pero también de la distancia con respecto a un punto en el suelo (utilización de un DME o de un GPS) permite calcular la posición de la aeronave, siendo conocida la posición de las estaciones unas con respecto a las otras.

Se definen las siguientes notaciones en un sistema de referencia cartesiano directo:

- 40 - (X_M, Y_M, Z_M) : coordenadas de la aeronave,
- (X_{AZ}, Y_{AZ}, Z_{AZ}) : coordenadas de la antena de azimut,
- (X_S, Y_S, Z_S) : coordenadas de la antena de emplazamiento,
- (X_D, Y_D, Z_D) : coordenadas del DME o del punto de referencia P_{ref} ,
- ρ : distancia entre la aeronave y el DME o el punto de referencia,
- θ : ángulo de azimut, en radianes,
- 45 - ϕ : ángulo de emplazamiento, en radianes.

El ángulo ϕ corresponde al ángulo entre la aeronave y el eje de pista y no al ángulo entre la aeronave y el plano de descenso tal como se mide en MLS. Una corrección, que consiste en añadir la pendiente, es por lo tanto necesaria para obtener ϕ a partir del dato proporcionado por el MLS.

Es posible calcular ρ , θ y ϕ a partir de las siguientes relaciones:

$$\rho = \sqrt{(x_M - x_D)^2 + (y - y_D)^2 + (z - z_D)^2} \quad (0.1)$$

$$\theta = \arctan \left[-\frac{y_M - y_{AZ}}{\sqrt{(x_M - x_{AZ})^2 + (z_M - z_{AZ})^2}} \right] \quad (0.2)$$

$$\phi = \arctan \left[\frac{z_M - z_S}{\sqrt{(x_M - x_S)^2 + (y_M - y_S)^2}} \right] \quad (0.3)$$

Las ecuaciones anteriores son equivalentes a:

$$x_M = x_D + \sqrt{\rho^2 - (y_M - y_D)^2 - (z_M - z_D)^2} \quad \text{con } x_M > x_D \quad (1.1)$$

$$y_M = y_{AZ} - \tan \theta \sqrt{(x_M - x_{AZ})^2 + (z_M - z_{AZ})^2} \quad (1.2)$$

$$z_M = z_S + \tan \phi \sqrt{(x_M - x_S)^2 + (y_M - y_S)^2} \quad (1.3)$$

- 5 La resolución del sistema de ecuaciones no lineales (1.1) a (1.3) es compleja y necesita la utilización de un algoritmo iterativo, por ejemplo definido en la norma DO-226. Sin embargo, en ciertos casos particulares, el problema puede simplificarse. Para ello, se necesitan características precisas de geometría en el suelo. De acuerdo con estas características, una de las dos antenas de las estaciones de MLS y el punto de referencia están situados en el mismo lugar y las antenas de emplazamiento y de azimut están situadas en un mismo plano horizontal.

10 Simplificación del problema e hipótesis necesarias

El origen del sistema de referencia cartesiano está fijado en el punto en el que se encuentra la antena de azimut. Tenemos, por lo tanto, $(x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) = (0, 0, 0)$. La distancia entre la aeronave y la estación de azimut se determina mediante las coordenadas (x_M, y_M, z_M) de la aeronave obtenidas por un receptor de sistema de posicionamiento por satélite a bordo de la aeronave y las coordenadas (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) de la antena de azimut transmitidas por la estación de emplazamiento o la estación de azimut en las palabras auxiliares B40 y B41.

15 En lo sucesivo en la descripción, se considerará que la antena de azimut y el punto de referencia están situados en el mismo lugar. Sin embargo, se obtendrían resultados similares considerando que la antena de emplazamiento y el punto de referencia están situados en el mismo lugar. Por lo tanto, tenemos $(x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) = (x_D, y_D, z_D)$. A partir de las ecuaciones (1.1) a (1.3), podemos escribir:

$$x_M^2 = \rho^2 - y_M^2 - z_M^2 \quad (2.1)$$

$$y_M = -\tan \theta \sqrt{x_M^2 + z_M^2} \quad (2.2)$$

$$z_M = z_S + \tan \phi \sqrt{(x_M - x_S)^2 + (y_M - y_S)^2} \quad (2.3)$$

20

La combinación de (2.1) y (2.2) da:

$$y_M = \rho \text{sen} \theta \quad (2.4)$$

La coordenada y_M de la aeronave es, por lo tanto, fácilmente calculable partiendo exclusivamente del conocimiento de ρ y θ .

Debido a que las antenas de emplazamiento y de azimut están situadas en el mismo plano horizontal, tenemos $z_S = 0$. La combinación de las ecuaciones (2.1) y (2.3) da:

$$x_M^2 - 2x_M x_S \text{sen}^2 \phi + \text{sen}^2 \phi (d^2 + y_M^2 - 2y_M y_S) - \rho^2 \cos^2 \theta \cos^2 \phi = 0 \quad (2.5)$$

5

donde d designa la distancia entre la antena de emplazamiento y la antena de azimut, es decir:

$$d = \sqrt{x_S^2 + y_S^2}$$

encontrar la coordenada x_M de la aeronave se reduce, por lo tanto, a resolver una ecuación de segundo grado (2.5)

donde $a = 1$, $b = -2x_S \text{sen}^2 \phi$ y $c = \text{sen}^2 \phi (d^2 + y_M^2 - 2y_M y_S) - \rho^2 \cos^2 \theta \cos^2 \phi$.

10 El determinante es:

$$\Delta = 4x_S^2 \text{sen}^4 \phi - 4[\text{sen}^2 \phi (d^2 + y_M^2 - 2y_M y_S) - \rho^2 \cos^2 \theta \cos^2 \phi]$$

La resolución de esta ecuación conduce a soluciones múltiples ya que las soluciones son de la forma:

$$x_M = -x_S \text{sen}^2 \phi \pm \frac{\sqrt{\Delta}}{2} \quad (2.6)$$

$$x_M = -x_S \text{sen}^2 \phi - \frac{\sqrt{\Delta}}{2}$$

15 La primera solución, es siempre negativa, siendo la coordenada x_S siempre positiva. Esta solución corresponde a una situación en la que la aeronave está situada detrás de la antena de azimut, es decir fuera del sector cubierto por el barrido de las estaciones de emplazamiento y de azimut. Esta solución no es, por lo tanto, posible.

$$x_M = -x_S \text{sen}^2 \phi + \frac{\sqrt{\Delta}}{2}$$

20 La segunda solución, corresponde a una situación en la que la aeronave está situada delante de la antena de azimut. Ésta es la solución a considerar en el caso de una aeronave que realiza una aproximación axial calculada.

La coordenada z_M de la aeronave puede determinarse entonces mediante la ecuación (2.1), es decir:

$$z_M = \pm \sqrt{\rho^2 - y_M^2 - x_M^2}$$

La primera solución, $z_M = -\sqrt{\rho^2 - y_M^2 - x_M^2}$, corresponde a una posición de la aeronave por debajo de la antena de azimut. Esta solución no es, por lo tanto, posible.

25 La segunda solución, $z_M = +\sqrt{\rho^2 - y_M^2 - x_M^2}$, corresponde a una posición de la aeronave por encima de la antena de azimut. Esta es la solución a considerar.

Por lo tanto, siempre es posible determinar la posición de la aeronave mediante las siguientes relaciones:

$$\left\{ \begin{array}{l} x_M = -x_S \operatorname{sen}^2 \phi + \frac{\sqrt{\Delta}}{2} \\ y_M = \rho \operatorname{sen} \theta \\ z_M = +\sqrt{\rho^2 - y_M^2 - x_M^2} \end{array} \right.$$

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de ayuda a la aproximación y al aterrizaje de una aeronave (11) que utiliza un sistema de posicionamiento por satélite y un sistema MLS en el marco de una aproximación axial calculada, comprendiendo el sistema MLS una pista de aterrizaje (1), una estación de emplazamiento (4) y una estación de azimut (5),
 5 definiendo la pista de aterrizaje (1) un sistema de referencia cartesiano directo R_c que comprende, como ejes, un eje longitudinal de la pista de aterrizaje (1), llamado primer eje (x), un eje transversal de la pista de aterrizaje (1) que pasa por la estación de emplazamiento (4), llamado segundo eje (y) y un eje perpendicular a los primer y segundo ejes, llamado tercer eje (z), un punto de intersección entre el primer eje (x) y el segundo eje (y) que define el centro del sistema de referencia R_c , llamado punto de la pista (6),
 10 comprendiendo la estación de emplazamiento (4) una antena de emplazamiento (7) y comprendiendo la estación de azimut (5) una antena de azimut (8), comprendiendo cada antena un centro de fase, estando los centros de fase de las antenas de emplazamiento (7) y de azimut (8) situados en un plano paralelo a un plano (x, y) a una distancia dz del punto de la pista (6) de acuerdo con el tercer eje (z),

caracterizado porque comprende las siguientes etapas:

- 15 (41) crear un punto de referencia P_{ref} de las mismas coordenadas que las del centro de fase de la antena de azimut (8) y/o de la antena de emplazamiento (7),
 (42) determinar una distancia ρ entre el punto de referencia P_{ref} y la aeronave (11) mediante el sistema de posicionamiento por satélite,
 (43) determinar un ángulo de azimut (θ_R) entre una recta que pasa por el centro de fase de la antena de azimut
 20 (8) y la aeronave (11) y un plano paralelo a un plano (x, z) que pasa por el centro de fase de la antena de azimut (8),
 (44) determinar un ángulo de emplazamiento (ϕ) entre una recta que pasa por el centro de fase de la antena de azimut (8) y la aeronave (11) y el plano paralelo al plano (x, y) que pasa por los centros de fase de las antenas de emplazamiento (7) y de azimut (8),
 25 (45) determinar, a partir de la distancia ρ entre el punto de referencia P_{ref} y la aeronave (11), del ángulo de azimut y del ángulo de emplazamiento, la posición de la aeronave (11) con respecto al punto de referencia P_{ref} ,

comprendiendo la determinación de la distancia ρ entre el punto de referencia P_{ref} y la aeronave (11) las siguientes etapas:

- 30 crear, en el sistema de referencia R_c , un punto intermedio (A) de las mismas coordenadas (λ_A, ϕ_A, h_A) que las coordenadas ($\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS}$) del punto de la pista (6) siguiendo el primer eje (x) y el segundo eje (y) y de misma coordenada que el punto de referencia P_{ref} siguiendo el tercer eje (z),
 determinar una distancia d_{MLS} entre el punto intermedio (A) y la aeronave (11),
 determinar un ángulo de azimut θ_{ref} entre el plano (x, z) y una recta que pasa por el punto de referencia P_{ref} y la aeronave,
 35 determinar una distancia dy entre el punto de la pista (6) y el punto de referencia P_{ref} siguiendo el segundo eje (y),

calcular la distancia ρ entre el punto de referencia P_{ref} y la aeronave (11) mediante la relación

$$\rho = \sqrt{d_{MLS}^2 - (dy \cdot \cos \theta_{ref})^2} + dy \cdot \sin \theta_{ref} .$$

2. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** la determinación de la distancia d_{MLS}
 40 entre el punto intermedio (A) y la aeronave (11) comprende las siguientes etapas:

- determinar las coordenadas (λ_M, ϕ_M, h_M) de la aeronave (11),
 determinar las coordenadas ($\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS}$) del punto de la pista (6),
 determinar las coordenadas (λ_A, ϕ_A, h_A) del punto intermedio (A) a partir de las coordenadas ($\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS}$)
 del punto de la pista (6),
 45 calcular la distancia d_{MLS} entre el punto intermedio (A) y la aeronave (11) a partir de las coordenadas (λ_M, ϕ_M, h_M) de la aeronave (11) y las (λ_A, ϕ_A, h_A) del punto intermedio (A).

3. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 2, **caracterizado porque** las coordenadas ($\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS}$) del punto de la pista (6) se determinan a partir de señales emitidas por la estación de emplazamiento (4) o la estación de azimut (5).

- 50 4. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 2 ó 3, **caracterizado porque** las coordenadas (λ_M, ϕ_M, h_M) de la aeronave (11) son determinadas por un sistema de posicionamiento global (GPS).

5. Receptor multimodal con el que puede estar equipada una aeronave (11) para ayuda a la aproximación y al aterrizaje con aproximación axial calculada que comprende medios de adquisición de señales de radiofrecuencia y medios de procesamiento de las señales de radiofrecuencia, **caracterizado porque** comprende, además, medios

para determinar una posición de una aeronave (11) mediante el procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores.

6. Receptor multimodal de acuerdo con la reivindicación 5, **caracterizado porque** el receptor multimodal comprende un receptor de sistema de posicionamiento por satélite.

5

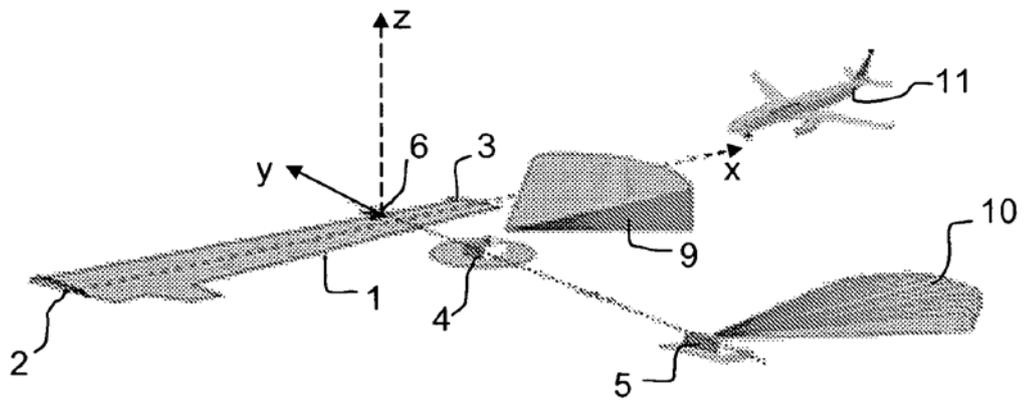


FIG.1

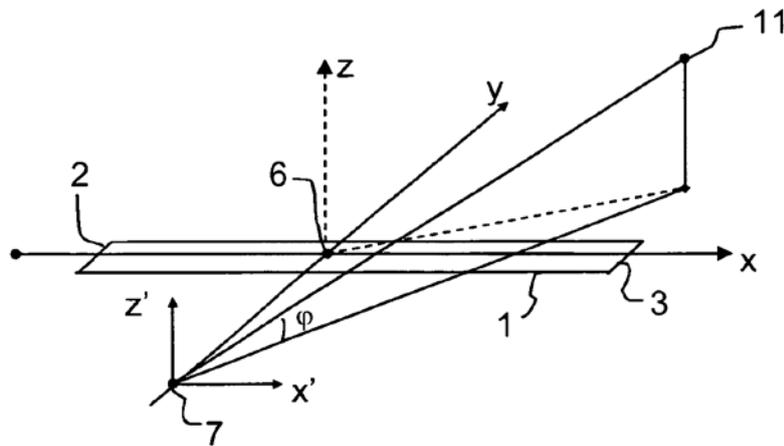


FIG.2

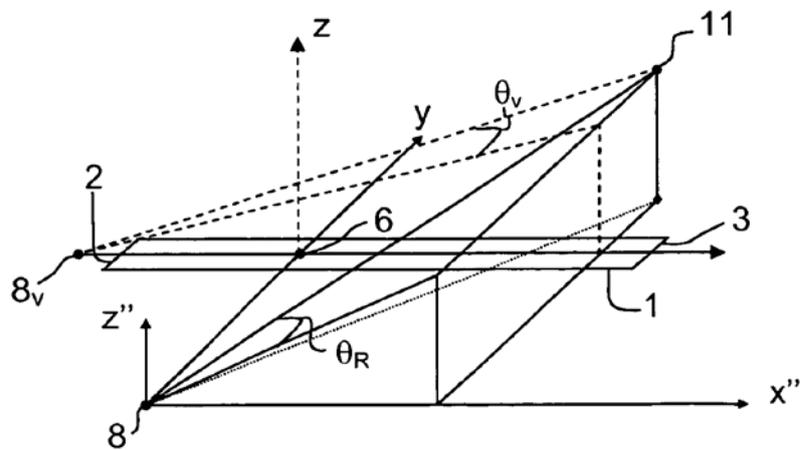


FIG.3

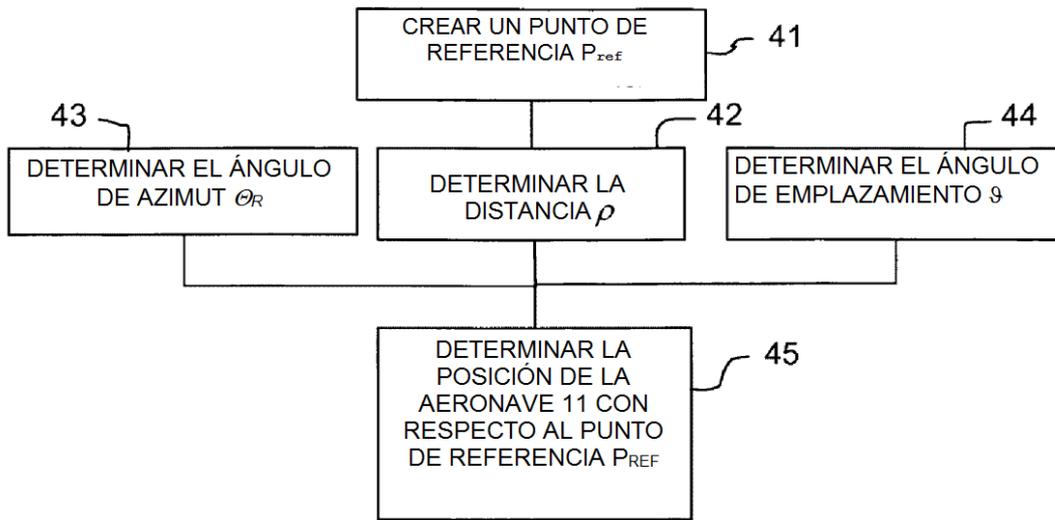


FIG.4

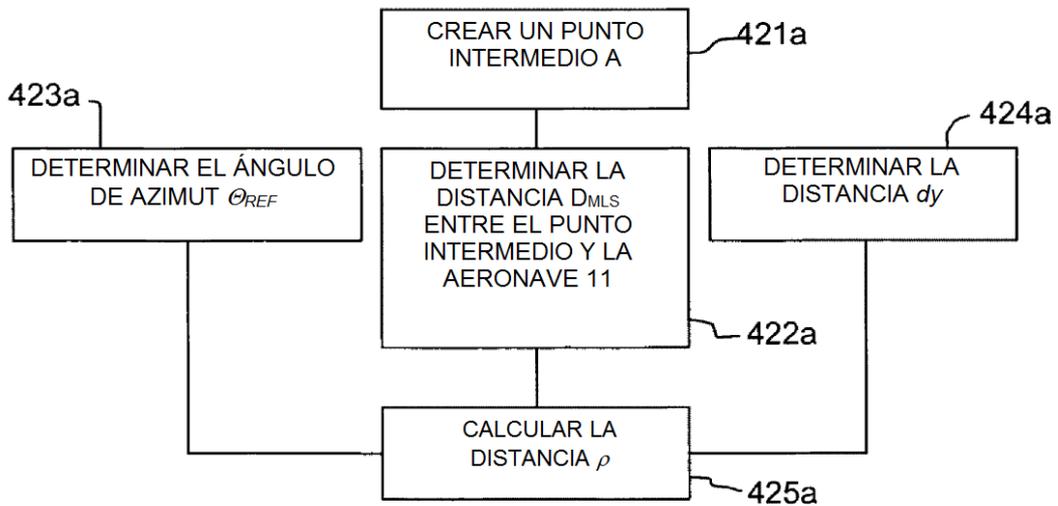


FIG.5

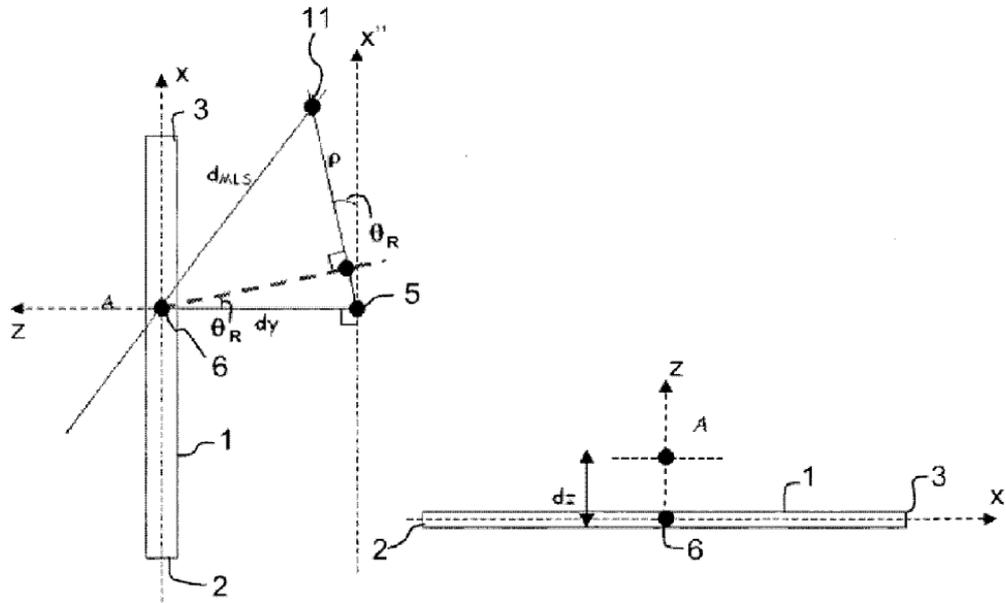


FIG. 6

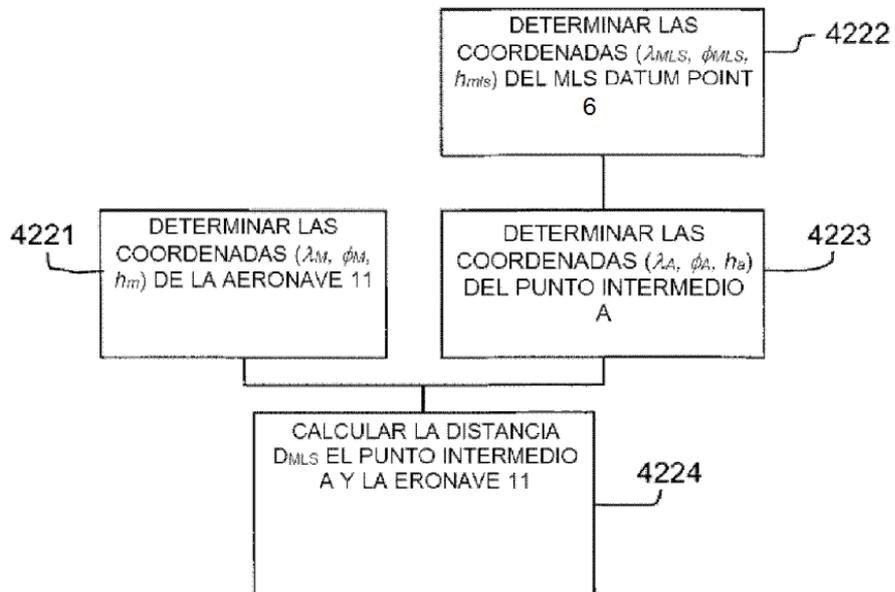


FIG. 7

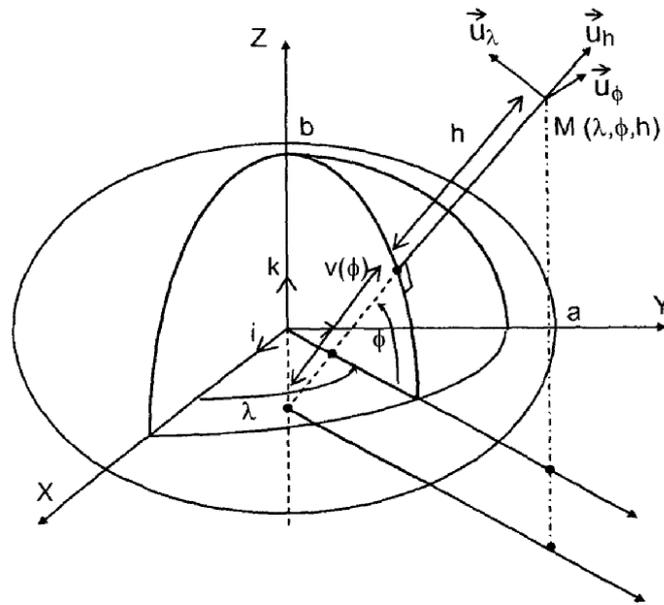


FIG.8

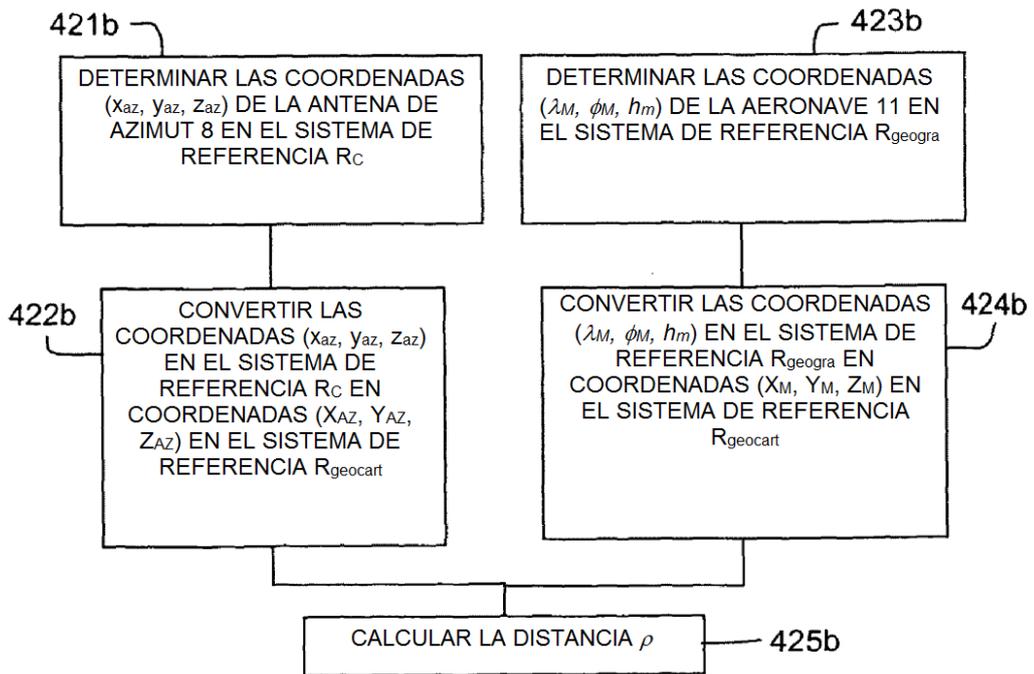


FIG.9