

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 769 498**

51 Int. Cl.:

B64C 25/50 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **29.01.2013** **E 13153108 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **25.12.2019** **EP 2623417**

54 Título: **Procedimiento de gestión de un mando de orientación de una parte orientable de un tren de aterrizaje de una aeronave**

30 Prioridad:

06.02.2012 FR 1251094

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

26.06.2020

73 Titular/es:

SAFRAN LANDING SYSTEMS (100.0%)
7, rue Général Valérie André, Inovel Parc Sud
78140 Vélizy-Villacoublay, FR

72 Inventor/es:

BENMOUSSA, MICHAEL;
POIRET, DAVID y
FRAVAL, JÉRÔME

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 769 498 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 gestión de un mando de orientación de una parte orientable de un tren de aterrizaje de una aeronave

La invención se refiere a un procedimiento de gestión de un mando de orientación de una parte orientable de un tren de aterrizaje de una aeronave.

5 Antecedentes de la invención

La mayor parte de las aeronaves modernas comprenden un tren de aterrizaje auxiliar situado bajo el morro del fuselaje de la aeronave. Generalmente, el control de la orientación de la aeronave en el suelo se realiza por un mando de orientación de una parte inferior orientable del tren de aterrizaje auxiliar que lleva las ruedas, el cual genera órdenes de orientación destinadas a un dispositivo de accionamiento de orientación, por ejemplo, un cilindro de cremallera o un dispositivo de accionamiento rotativo que coopera con una corona dentada solidaria a rotación con la parte inferior orientable, o incluso un dispositivo de empuje y tracción, según se divulga en el documento WO 2010/150760.

La posición angular de la parte orientable del tren de aterrizaje auxiliar obedece una orden de mando proveniente del puesto de pilotaje. Este tratamiento de control se sirve, de manera convencional, de un controlador del tipo de «Derivada Proporcional Integral» (PID), que suministra como salida una corriente de mando destinada al dispositivo de accionamiento de orientación.

La orden de mando es generada por la maniobra, por un piloto o un copiloto, por un volante especialmente dispuesto a este efecto, por unos pedales de accionamiento, o por dos de estos elementos simultáneamente. Unos detectores de posición angular del tren de aterrizaje auxiliar miden la posición angular de la parte orientable a fin de obedecer la orden de mando. Estos detectores son, generalmente, detectores inductivos de desplazamiento a rotación (o RVDT, por "Rotary Variable Differential Transformer" –Transformador Diferencial Variable a Rotación–), o bien detectores del tipo de potenciómetro.

La utilización de estos detectores angulares para determinar la orientación de la aeronave hace que el mando de orientación sea susceptible de errores de medida inducidos, por ejemplo, por neumáticos desinflados, por un desequilibrio del tren de aterrizaje, o por variaciones en la posición de los detectores.

Además, estos detectores angulares están situados en el tren de aterrizaje auxiliar, en una zona particularmente expuesta, sometida, en particular, a importantes sollicitaciones mecánicas y a fuertes variaciones de temperatura, así como a grados importantes de humedad. La fiabilidad de estos detectores se ve degradada por causa de su posición, lo que exige reemplazarlos con frecuencia.

Objeto de la invención

La invención tiene como objeto un procedimiento de gestión de un mando de orientación de una parte orientable de un tren de aterrizaje de aeronave, que permite hacer el mando más preciso y más fiable.

Compendio de la invención

Con vistas a la realización de este objetivo, se propone un procedimiento de gestión de un mando de orientación de una parte orientable de un tren de aterrizaje auxiliar de aeronave, el cual comprende la puesta en práctica de un tratamiento de control para controlar un dispositivo de accionamiento de orientación con una consigna de posición angular de la parte orientable, de tal manera que el tratamiento de control comprende un cálculo de error consistente en sustraer a la consigna de posición angular un ángulo de referencia. De acuerdo con la invención, el ángulo de referencia es un ángulo determinado por cálculo en función de una velocidad longitudinal y de una velocidad de guiñada de la aeronave.

Este procedimiento de gestión de mando no precisa del uso de un detector angular para determinar el ángulo de referencia. Este ángulo se obtiene a partir de la velocidad longitudinal y de la velocidad de guiñada, suministrados, por ejemplo, por una centralita inercial. La gestión del mando de orientación de la aeronave está, por tanto, basada directamente en características de un desplazamiento real de la aeronave, y ya no en una medida de posición angular suministrada por un detector de posición angular sometido a múltiples fuentes de error.

45 Breve descripción de los dibujos

La invención se comprenderá mejor a la luz de la descripción que sigue, en referencia a las figuras de los dibujos que se acompañan, entre las cuales:

- la Figura 1 es una vista esquemática, desde debajo, de una aeronave en movimiento, en el suelo,
- la Figura 2 es una representación esquemática de una arquitectura de un sistema de control de la orientación de una aeronave, que pone en práctica un procedimiento de gestión de un mando de orientación de acuerdo con la invención,

- la Figura 3 es un esquema de principio que ilustra un modo particular de puesta en práctica del procedimiento de gestión de un mando de orientación de acuerdo con la invención.

Descripción detallada de la invención

5 En referencia a las Figuras 1 y 2, una aeronave 1 comprende un tren de aterrizaje auxiliar 2 cuya parte inferior orientable 3 comprende un eje mecánico 4 que porta dos ruedas 5.

Aquí, el tren de aterrizaje auxiliar 2 está provisto de un dispositivo de accionamiento de orientación del tipo de empuje-tracción, el cual comprende dos cilindros 6 que tienen unos cuerpos 7 montados de forma pivotante en el tren de aterrizaje, así como unas varillas 8 cuyos extremos están asegurados a un collar 9 montado de forma giratoria en el tren de aterrizaje. El propio collar 9 está unido a la parte inferior orientable por un compás, no representado aquí. Unos distribuidores rotativos 10 permiten conectar las cámaras de los cilindros 6 a la llegada de presión o al retorno, según su posición angular. Los cilindros 6 están unidos, a través de los distribuidores rotativos 10, a un bloque hidráulico 11, el cual porta una servoválvula 12 que recibe una corriente de mando de una unidad de control 13. Todo esto es bien conocido y únicamente se recuerda a título de ilustración.

15 A fin de gobernar la orientación de la parte orientable 3 del tren de aterrizaje auxiliar 2 y, por tanto, de la aeronave 1, el piloto o el copiloto disponen, cada uno de ellos, de un volante 14 y de unos pedales de accionamiento 15 gracias a los cuales el piloto o el copiloto transmiten una orden angular θ_{orden} (visible en la Figura 3) a la unidad de control 13. La unidad de control 13 genera entonces una corriente de mando I_{comm} . Para ello, un convertor 16 instalado en la unidad de control 13 transforma, en primer lugar, la orden angular θ_{orden} en un ángulo de consigna θ_{consi} de un tratamiento de control. Este tratamiento de control comprende un cálculo de error ε , realizado por un diferenciador 17, el cual consiste en sustraer al ángulo de consigna θ_{consi} un ángulo estimado θ_{est} de orientación de la parte orientable 20 3 del tren de aterrizaje auxiliar 2. Un controlador de PID 18 actúa seguidamente sobre el error ε para generar una corriente de mando I_{comm} en función de este error ε . La corriente de mando I_{comm} es entonces transmitida a la servoválvula 12. En función de esta corriente de mando I_{comm} , esta calibra un caudal de fluido hidráulico que es aportado a los cilindros 6 a través del bloque hidráulico 11. Las varillas 8 de los cilindros 6 gobiernan entonces, de 25 forma conjugada, una rotación de la parte inferior orientable 3 con el fin de orientar esta en un ángulo efectivo θ_{eff} .

Para determinar el ángulo estimado de orientación θ_{est} del tren de aterrizaje auxiliar en un cierto instante t , y, por tanto, corregir el ángulo de consigna θ_{consi} , el procedimiento de gestión de la invención utiliza un valor de una velocidad longitudinal V_{long} de la aeronave 1 y una velocidad de guiñada τ de la aeronave 1. Estas informaciones son aportadas por una centralita inercial 19 de la aeronave 1.

30 El ángulo estimado de orientación θ_{est} es visible en la Figura 1. El ángulo estimado de orientación θ_{est} es el ángulo comprendido entre un eje geométrico longitudinal X de la aeronave y un eje geométrico X' perpendicular a un eje geométrico Y del eje mecánico 4 del tren de aterrizaje auxiliar 2. θ_{est} es también el ángulo, visto sobre el centro instantáneo de rotación C de la aeronave 1 en el instante t , entre el eje geométrico Y y una línea Y' que pasa por el centro instantáneo de rotación C y es perpendicular al eje geométrico longitudinal X. Aquí, la línea Y' pasa por el eje 35 geométrico de los ejes mecánicos de los trenes de aterrizaje principales.

A partir del valor de la velocidad longitudinal V_{long} , de la velocidad de guiñada τ y de una distancia L entre la línea Y' y el tren de aterrizaje auxiliar 2 de la aeronave 1, una función de cálculo 20 instalada en la unidad de control 13 suministra una estimación del ángulo estimado θ_{est} del tren de aterrizaje auxiliar 2, obtenida por medio de la siguiente fórmula:

$$40 \quad \theta_{est} = \arctan\left(\frac{L \cdot \tau}{V_{long}}\right)$$

Las diferentes variables de esta fórmula se expresan en las siguientes unidades:

- θ_{est} , en grados;
- V_{long} , en metros por segundo;
- 45 - L, en metros;
- τ , en grados por segundo.

El ángulo estimado θ_{est} del tren de aterrizaje auxiliar 2 se utiliza en el procedimiento de gestión según el tratamiento de control representado en la Figura 3.

50 La fórmula anterior permite aportar una estimación de θ_{est} para valores de V_{long} no nulos. En la práctica, se define un umbral mínimo para la velocidad V_{long} por debajo del cual el ángulo θ_{est} ya no será calculado. Cuando la velocidad

Vlong es inferior al umbral mínimo, se ha previsto, además, despresurizar el accionador de orientación con el fin de evitar cualquier rotación fortuita del tren de aterrizaje.

La invención no está limitada por el modo de realización particular que se acaba de describir, sino que, bien al contrario, cubre cualquier variante que entre dentro del alcance de la invención, tal y como se define por las reivindicaciones.

5 Si bien se ha descrito un bucle de control que comprende un diferenciador y un PID, es posible poner en práctica cualquier tipo de tratamiento de control que comprenda al menos un cálculo de error consistente en sustraer a un ángulo de consigna un ángulo de referencia, de tal manera que el ángulo de referencia se determina en función de la velocidad longitudinal y de la velocidad de guiñada de la aeronave.

10 Aunque se ha ilustrado aquí la invención en su aplicación a un tren de aterrizaje auxiliar cuyo dispositivo de accionamiento de orientación comprende cilindros hidráulicos alimentados por una servoválvula, la invención podrá igualmente llevarse a la práctica en su aplicación a un tren de aterrizaje cuyo dispositivo de accionamiento de orientación comprenda uno o varios dispositivos de accionamiento electromecánicos alimentados por un controlador (o EMAC).

REIVINDICACIONES

5 1.- Un procedimiento de gestión de un mando de orientación de una parte orientable (3) de un tren de aterrizaje auxiliar (2) de una aeronave (1), que comprende la puesta en práctica de un tratamiento de control para controlar un dispositivo de accionamiento de orientación (6) con una consigna (θ_{consi}) de posición angular de la parte orientable (3), de tal modo que el tratamiento de control comprende un cálculo de error (ϵ) consistente en sustraer a la consigna (θ_{consi}) de posición angular un ángulo de referencia (θ_{est}), caracterizado por que el ángulo de referencia (θ_{est}) es un ángulo determinado por cálculo en función de una velocidad longitudinal (V_{long}) y de una velocidad de guiñada (τ) de la aeronave (1).

10 2.- Un procedimiento de gestión de un mando de orientación de acuerdo con la reivindicación 1, en el cual el ángulo de referencia se determina según la fórmula:

$$\theta_{est} = \arctan\left(\frac{L \cdot \tau}{V_{long}}\right)$$

donde (V_{long}) es la velocidad angular de la aeronave, (τ) es la velocidad de guiñada de la aeronave, y (L) es una distancia entre un tren de aterrizaje principal de la aeronave y el tren de aterrizaje auxiliar (2).

15 3.- Un procedimiento de gestión de un mando de orientación de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 2, en el cual el tratamiento de control es realizado por un bucle de control que comprende un controlador de PID (18) para generar un comando de orientación (I_{comm}) del dispositivo de accionamiento (6) en función del error (ϵ).

20 4.- Un procedimiento de gestión de un mando de orientación de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 3, en el cual el tratamiento de control se pone en práctica en una unidad de control (13) dispuesta en la aeronave (1), de tal manera que la unidad de control (13) suministra una corriente de mando (I_{comm}) a un órgano de mando (12) con el fin de suministrar una potencia calibrada al dispositivo de accionamiento de orientación (6).

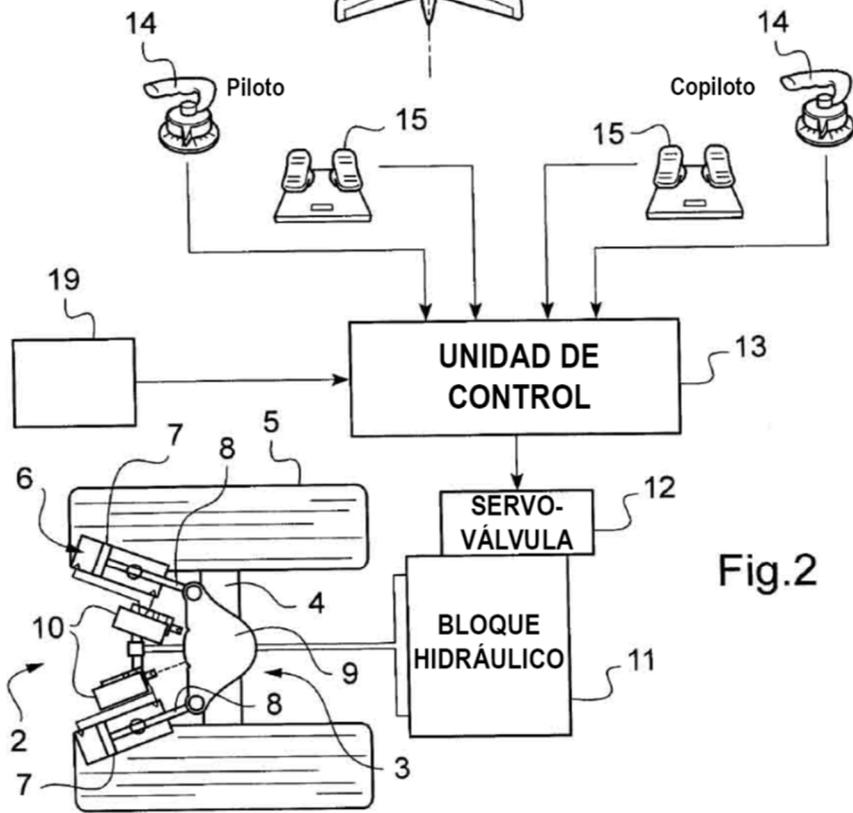
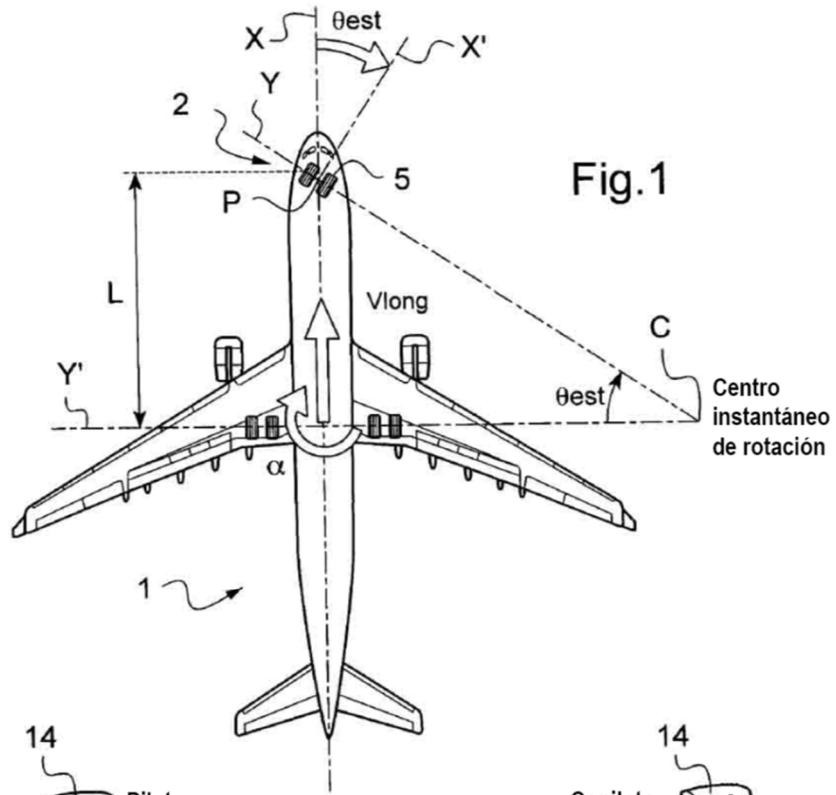


Fig.3

