

(12) SOLICITUD INTERNACIONAL PUBLICADA EN VIRTUD DEL TRATADO DE COOPERACIÓN EN MATERIA DE PATENTES (PCT)

(19) Organización Mundial de la
Propiedad Intelectual
Oficina internacional



(43) Fecha de publicación internacional
3 de julio de 2014 (03.07.2014)

WIPO | PCT

(10) Número de Publicación Internacional
WO 2014/102437 A1

(51) Clasificación Internacional de Patentes:

G05D 1/06 (2006.01) **B64F 1/12** (2006.01)
G05D 1/08 (2006.01) **B64C 25/68** (2006.01)

(72) Inventor; e

(71) Solicitante : **KONDAK, Konstantin** [DE/DE];
Uhlandstr, 3, 10623 Berlin (DE).

(21) Número de la solicitud internacional:

PCT/ES2013/070935

(22) Fecha de presentación internacional:

30 de diciembre de 2013 (30.12.2013)

(25) Idioma de presentación:

español

(26) Idioma de publicación:

español

(30) Datos relativos a la prioridad:

P201232073

31 de diciembre de 2012 (31.12.2012)

ES

(71) Solicitantes: **UNIVERSIDAD PABLO DE OLAVIDE**

[ES/ES]; Ctra. De Utrera, Km.1, E-41013 Sevilla (ES).

UNIVERSIDAD DE SEVILLA [ES/ES]; Pabellon De

Brasil, Paseo De Las Delicias, S/N, E-41013 Sevilla (ES).

FUNDACION ANDALUZA PARA EL DESARROLLO

AEROSPACIAL [ES/ES]; Wilbur Y Orvilla Wright, 13,

E-41309 La Rinconada-Sevilla (ES).

(72) Inventores: **BEJAR DOMINGUEZ, Manuel**; Wilbur Y

Orvilla Wright, 13, E-41309 La Rinconada-Sevilla (ES).

OLLERO BATURONE, Anibal; Wilbur Y Orvilla

Wright, 13, E-41309 La Rinconada-Sevilla (ES).

SANDINO VELAZQUEZ, Luis Alberto; Wilbur Y

Orvilla Wright, 13, E-41309 La Rinconada-Sevilla (ES).

SANTAMARIA RUBIO, Daniel; Wilbur Y Orvilla

Wright, 13, E-41309 La Rinconada-Sevilla (ES).

JIMENEZ, Antonio; Wilbur Y Orvilla Wright, 13, E-

41309 La Rinconada-Sevilla (ES). **ALARCON**

ROMERO, Francisco; Wilbur Y Orvilla Wright, 13, E-

41309 La Rinconada-Sevilla (ES). **VIGURIA JIMENEZ,**

Luis Antidio; Wilbur Y Orvilla Wright, 13, E-41309 La

Rinconada-Sevilla (ES). **ALBO SANCHEZ-BEDOYA,**

Carlos; Wilbur Y Orvilla Wright, 13, E-41309 La

Rinconada-Sevilla (ES). **ANDERSON BELL SEILER,**

Allan; Wilbur Y Orvilla Wright, 13, E-41309 La

Rinconada-Sevilla (ES). **GIL MONTAÑO, Pablo**; Wilbur

Y Orvilla Wright, 13, E-41309 La Rinconada-Sevilla (ES).

DE LOS SANTOS TRIGO, Silvia; Wilbur Y Orvilla

Wright, 13, E-41309 La Rinconada-Sevilla (ES).

[Continúa en la página siguiente]

(54) Title: SYSTEM FOR CONTROLLING ROTARY-WING UNMANNED AIRCRAFT FOR VERTICAL LANDING ON MOVING SURFACES BY FEEDING FORWARD FORCES IN THE CONTROL SYSTEM

(54) Título : SISTEMA DE CONTROL DE AERONAVES NO TRIPULADAS DE ALA ROTATORIA PARA ATERRIZAJE VERTICAL EN SUPERFICIES MÓVILES MEDIANTE PRE-ALIMENTACION DE FUERZAS EN EL SISTEMA DE CONTROL

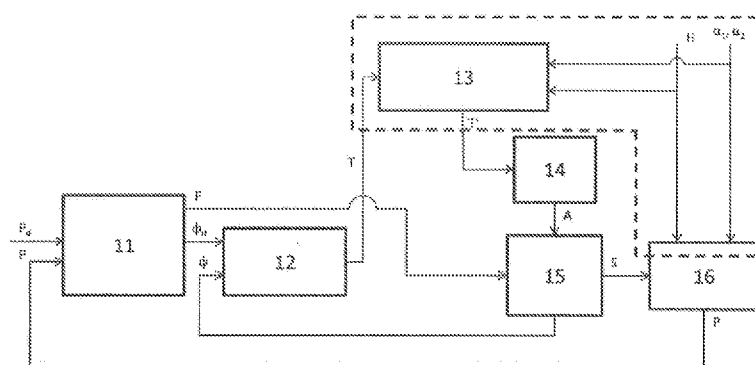


FIGURA 3

(57) Abstract: The invention relates to an improvement to the control system for landing a VTOL unmanned aircraft on a moving platform, comprising the addition of: a sensor-based control system, said sensors measuring the tension of the cable that connects the aircraft to the landing platform and the angles of orientation of said cable with respect to a system connected to the aircraft; and a control module that receives as input the tension — both in terms of magnitude and direction — obtained from the sensors, as well as the control settings generated by the aircraft controller. Based on the tension in the cable, the control module of the invention calculates corrections to be incorporated into the control settings, which anticipate the disruptions that will occur to the position of the aircraft as a consequence of the changes in the tension of the cable.

(57) Resumen:

[Continúa en la página siguiente]



WO 2014/102437 A1



(74) **Mandatario:** BARTRINA DIAZ, Jose Maria;
Pisa,c/industria,3-2ª-7 - Edificio Metropol, E-419247
Mairena Del Aljarafe-Sevilla (ES).

(81) **Estados designados** (*a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección nacional admisible*): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) **Estados designados** (*a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección regional admisible*): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), europea (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publicada:

— con informe de búsqueda internacional (Art. 21(3))

Mejora del sistema de control para el aterrizaje de una aeronave VTOL no tripulada sobre una plataforma móvil, consistente en la adición de un sistema de control basado en unos sensores, que miden la tensión del cable que une la aeronave con la plataforma de aterrizaje y los ángulos de orientación de dicho cable con respecto a un sistema asociado a la aeronave, y un módulo de control que toma como entradas la tensión –tanto en magnitud como en dirección–, obtenida de los citados sensores, además de las consignas de control generadas por el controlador de la aeronave. El módulo de control objeto de la invención calcula, a partir de la tensión en el cable, correcciones a introducir en las consignas de control, que se adelantan a las perturbaciones que se producirán en la posición de la aeronave como consecuencia de los cambios en la tensión del cable.

DESCRIPCION

Sistema de control de aeronaves no tripuladas de ala rotatoria para aterrizaje vertical en superficies móviles mediante pre-alimentación de fuerzas en el sistema de control.

OBJETO DE LA INVENCION

- 5 La invención consiste en una mejora del sistema de control para el aterrizaje de una aeronave VTOL no tripulada sobre una plataforma móvil.

El sector de la técnica a que se destina la presente invención es el aeroespacial, o para dispositivos de ayuda al aterrizaje

ANTECEDENTES EN EL ESTADO DE LA TÉCNICA

- 10 La operación de aeronaves de despegue y aterrizaje vertical desde buques presenta diversas características que la convierten en una maniobra no exenta de dificultades. En el caso de condiciones atmosféricas o de mar desfavorables, el problema se agrava debido a las grandes perturbaciones que pueden producirse en la posición y actitud tanto de la aeronave como de la plataforma de aterrizaje.
- 15 Actualmente se utilizan diversas técnicas para incrementar la seguridad de dichas maniobras en aeronaves tripuladas. Una solución que ha demostrado ser efectiva es la utilización de un cable que une la aeronave con la plataforma de aterrizaje (US3801050, US2453851). De entre estos métodos basados en cable, cabe destacar el sistema Beartrap utilizado por la marina canadiense y RAST empleado por el ejército estadounidense
- 20 (US3303807). Ambos se basan en mantener una tensión constante en el cable que une el helicóptero con la plataforma mediante medios hidráulicos. La tensión constante en el cable incrementa la estabilidad del sistema plataforma-cable-helicóptero ante posibles perturbaciones inducidas por agentes externos –típicamente meteorológicos–, facilitando la labor del piloto durante el aterrizaje.
- 25 Otros sistemas (JP 5330493 A 19931214), además de mantener la tensión constante en el cable, también realizan mediciones del ángulo que forma el cable con la plataforma y la aeronave. El sistema en cuestión consta de un controlador cuyo objetivo es mantener el cable perpendicular a la aeronave y la plataforma para así conseguir que la misma aterrice en el punto deseado. Este sistema, sin embargo, únicamente permite medir el efecto que
- 30 posibles perturbaciones tengan sobre la posición de la aeronave una vez que ésta haya

cambiado, no siendo posible prever dicho efecto a partir de la causa misma (una fuerza perturbadora). Además, en los sistemas mencionados, únicamente se realiza el control del ángulo que forma el cable con la aeronave, no utilizándose las medidas de ángulo para incrementar la precisión del posicionamiento relativo de la misma con respecto a la plataforma de aterrizaje.

Otros métodos empleados para facilitar la maniobra consisten en estabilizar la plataforma de aterrizaje, de modo que su posición y actitud no se vea afectada por el movimiento del buque. Esto se consigue situando la superficie de aterrizaje sobre una plataforma de Stewart —una plataforma cuya posición y actitud es controlable mediante actuadores que permiten su movimiento en los 6 grados de libertad posibles—. En este sentido, cabe destacar los recientes trabajos de Cybaero orientados principalmente a las aeronaves no tripuladas, como la patente internacional WO 2009/091315 W1, y la tesis sobre el sistema MALLS: Mobile Automatic Launch and Landing Station for VTOL UAVs, *Andreas Gising*, Linköping Universitet LITH-ISY-EX--08/4190—SE.

EXPLICACIÓN DE LA INVENCION

La invención consiste en una mejora del sistema de control para el aterrizaje de una aeronave VTOL no tripulada sobre una plataforma móvil. Partiendo del método mencionado en el apartado anterior consistente en el despliegue de un cable entre la aeronave y la plataforma, la mejora se basa en la adición de un sistema de control consistente en unos sensores, que miden la tensión del cable que une la aeronave con la plataforma de aterrizaje y los ángulos de orientación de dicho cable con respecto a un sistema asociado a la aeronave, y un módulo de control que toma como entradas la tensión —tanto en magnitud como en dirección— obtenida de los sensores mencionados, además de las consignas de control generadas por el controlador de la aeronave. El módulo de control objeto de la invención calcula, a partir de la tensión en el cable, correcciones a introducir en las consignas de control. Dichas correcciones permiten adelantarse a las perturbaciones que inmediatamente se producirán en la posición de la aeronave como consecuencia de los cambios en la tensión del cable. Al igual que en los métodos mencionados en el estudio del estado de la técnica, el cable se recoge conforme la aeronave se acerca a la plataforma, no siendo dicho mecanismo de recogida objeto de esta invención.

Adicionalmente, la información sobre la orientación del cable permite incrementar la precisión de la estimación de la posición de la aeronave con relación a la plataforma de aterrizaje. En efecto, si el cable es suficientemente corto y su tensión elevada, podemos

suponer que toma la forma de una línea recta que une la aeronave con la plataforma. En combinación con otros sensores de la aeronave, como pudiera ser un altímetro de precisión, y los sensores inerciales que determinan la actitud de la misma, la posición relativa de ésta puede ser estimada a partir de la altura de la misma y el ángulo que forma el cable con la vertical. El valor de la posición relativa obtenido por este método puede entonces utilizarse para incrementar la precisión de la estimación de posición proporcionada por el resto de sensores de la aeronave. Cabe destacar la diferencia de este método con respecto a los descritos en el estado de la técnica, en los cuales la información proporcionada por los sensores de ángulos únicamente se emplea como entrada de un bucle de control cuyo objetivo es mantener el cable perpendicular a la aeronave. En la solución propuesta, sin embargo, las medidas de ángulos se emplean para incrementar la precisión de la estimación de la posición de la aeronave, siendo a su vez dicha estimación empleada para el control en posición de la aeronave.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LAS FIGURAS

Figura 1. Vista general de la aeronave y plataforma en configuración de aterrizaje.

Se muestra un esquema de la aeronave y la plataforma durante la maniobra de aterrizaje. Se encuentra también representado el cable que une ambos elementos durante el aterrizaje.

Figura 2. Esquema del sistema de sensores que permite medir el ángulo y tensión del cable.

Se muestra un esquema del sistema que permite medir la tensión del cable que une la aeronave con la plataforma de aterrizaje, así como los ángulos que forma dicho cable con la aeronave.

Figura 3. Diagrama de bloques del sistema de control.

Se muestra un diagrama de bloques del sistema de control automático de la aeronave. En el diagrama se resaltan los módulos que forman parte de la invención y que mejoran el comportamiento de los sistemas de control automático actuales.

Figura 4. Representación modo de realización preferente

Se muestra una visión general del modo de realización preferente. Son visibles la aeronave, así como el dispositivo acoplado a la misma al que va sujeto el cable que une la aeronave con la plataforma de aterrizaje.

Los elementos numerados en las figuras se detallan a continuación:

Figura 1

- 1 – Aeronave de aterrizaje vertical
- 2 – Dispositivo de sujeción del cable en la aeronave
- 5 3 – Cable unión aeronave-plataforma
- 4 – Dispositivo de sujeción del cable a la plataforma
- 5 – Plataforma de aterrizaje

Figura 2

- 10 6 – Zona de unión con la base de la aeronave
- 7 – Medidor de ángulo en el eje 1
- 8 – Medidor de ángulo en el eje 2
- 9 – Medidor de tensión del cable
- 10 – Cable que une la aeronave con la plataforma de aterrizaje
- 15

Figura 3

- 11 – Control 1
- 12 – Control 2
- 13 – Pre-alimentación
- 20 14 – Driver actuadores
- 15 – Aeronave
- 16 – Estimador

Figura 4

17 – Medidor de ángulo A

18 – Medidor de ángulo B

19 – Sensor piezoeléctrico

EJEMPLO DE REALIZACION PREFERENTE

5 A modo explicación del “Sistema de control de aeronaves no tripuladas de ala rotatoria para aterrizaje vertical en superficies móviles mediante pre-alimentación de fuerzas en el sistema de control”, la Figura 3 muestra el esquema del sistema de control automático de una aeronave no tripulada, al que se le han añadido los componentes objeto de la invención, distinguiéndose éstos últimos por encontrarse enmarcados en el recuadro de línea
10 discontinua.

A continuación se describe el sistema tradicional de control, así como el funcionamiento de los módulos objetos de la invención y cómo éstos contribuyen a mejorar el comportamiento del sistema tradicional.

Como se puede observar, el sistema de control tiene por objetivo fijar la posición y actitud de
15 la aeronave a partir de la posición y actitud deseadas P_d y la posición y actitud estimadas P . El sistema de control representado consta de dos bucles de control anidados. El primer módulo de control ‘Control 1’ genera una consigna de fuerza -en módulo F y dirección ϕ_d – que debe ejercer el rotor principal de la aeronave. La consigna de módulo F se emplea directamente para actuar sobre el control de potencia de la aeronave. Por otra parte, las
20 consignas de ángulo son las entradas de un segundo módulo de control interno ‘Control 2’, que es el que genera consignas de pares de fuerza T que deben aplicarse sobre el rotor para orientar su plano, a partir de la diferencia entre la consigna de dirección ϕ_d y la medida la misma ϕ .

En un sistema tradicional, en el que no se incluyen los módulos objetos de la invención, las
25 consignas T alimentan directamente el módulo identificado como ‘Driver actuadores’. Dicho módulo genera las señales A necesarias para el manejo de los actuadores, que podrían ser, por ejemplo, señales moduladas en ancho de pulso. El efecto de la aplicación de dichas señales sobre el sistema se mide mediante los sensores a bordo, que pueden incluir, entre otros, giróscopos, sensores inerciales, de posicionamiento por satélite. En la Figura 3 los
30 datos proporcionados por dichos sensores se han agrupado bajo la nomenclatura S .

El módulo '*Estimador*' se encarga de proporcionar la estimación P de la posición y actitud de la aeronave a partir de las medidas de los sensores, cerrando de esta manera el bucle de control.

5 Con la presente invención, se mejora el sistema expuesto mediante la adición de un módulo adicional '*Pre-alimentación*' para el cálculo de la corrección por pre-alimentación, así como mediante la inclusión de las señales de tensión y ángulos (H y α_1 , α_2 respectivamente) del cable que une la aeronave con la plataforma como nuevas entradas del módulo '*Estimador*'. La medida de la tensión se obtiene a partir de un sensor colocado al efecto en la pieza que une el cable con la aeronave (elemento 9, Figura 3). Por otra parte, las medidas de los
10 ángulos α_1 , α_2 se obtienen a partir de dos sensores de ángulo situados perpendicularmente (elementos 7 y 8, Figura 3).

Las señales H , α_1 y α_2 permiten al módulo de cálculo de la señal de pre-alimentación generar una señal de corrección de las señales de actuación T . Las señales H , α_1 y α_2 son medidas de la tensión en módulo y ángulos en el cable que une la aeronave con la
15 plataforma. Cualquier fuerza perturbadora sobre la aeronave (como por ejemplo la generada por una racha de viento) tiene un efecto inmediato sobre la tensión en el cable, así como un efecto de primer orden sobre la velocidad de la aeronave y de segundo orden sobre la posición, tal y como se describe en la 2ª Ley de Newton

$$F = M \cdot \dot{v} = M \cdot \ddot{x}$$

De este modo, al tomar como entrada la tensión en el cable, el módulo de cálculo de la
20 corrección por pre-alimentación puede calcular una nueva consigna de actuación corregida T' , adelantándose al efecto que tendrá la fuerza perturbadora sobre la posición y actitud S de la aeronave.

Adicionalmente, la medida del ángulo del cable puede utilizarse para mejorar la estimación de la posición relativa entre la aeronave y la plataforma, mediante fusión sensorial con el
25 resto de sensores de estimación de posición y actitud de la aeronave.

Así, a continuación se describe un ejemplo de realización de la invención sin que dicha propuesta de realización suponga la opción óptima ni limite en manera alguna las posibilidades de realización de la misma.

Para este modo de realización, la plataforma aérea es un helicóptero no tripulado al que se
30 le ha incorporado en su base una junta cardan en cuyo extremo se encuentra anclado el

cable que une la aeronave para la plataforma. Para medir los ángulos que forma el cable con la plataforma se dispone de dos codificadores, que podrían ser ópticos o de otro tipo, para medir el ángulo de cada articulación de la junta cardan. Asimismo, se dispone de un sensor de fuerzas para medición de la tensión en el cable. Como ejemplo de realización, podría utilizarse un sensor piezoeléctrico. La Figura 4 muestra el conjunto previamente descrito, incluyendo los codificadores (17, 18), así como el sensor de fuerzas (19).

Las señales eléctricas proporcionadas por los sensores previamente mencionados son adaptadas por la electrónica a bordo de la aeronave y leídas por un microcontrolador que las convierte en formato digital. El microcontrolador proporciona los valores de las señales de ángulo y tensión al sistema de control de la aeronave, que se ejecuta en un ordenador a bordo de la misma.

No se considera necesario hacer más extensa esta descripción para que cualquier experto en la materia comprenda el alcance de la invención y las ventajas que de la misma se derivan. Los materiales empleados, dimensiones y procedimientos de unión, incluso su sistema de fijación sobre el usuario, serán susceptibles de variación siempre y cuando ello no suponga una alteración en la esencialidad del invento.

REIVINDICACIONES

1. Sistema de control de aeronaves no tripuladas de ala rotatoria para aterrizaje vertical en superficies móviles mediante pre-alimentación de fuerzas en el sistema de control, caracterizado por la utilización de un cable que une la aeronave con la plataforma de aterrizaje y por el empleo de las medidas de tensión en dicho cable para corregir las consignas de control de la aeronave en función de dichas medidas.
2. Sistema automático de control de aeronaves de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizado por la utilización de las medidas tanto en módulo como en ángulo de la tensión existente en el cable que une la aeronave con la plataforma de aterrizaje para la corrección de las consignas de control.
3. Sistema automático de control de aeronaves, de acuerdo con la reivindicación 1 y 2, en el que la medida del ángulo que forma el cable con la aeronave es utilizada para mejorar la estimación de la posición relativa entre la aeronave y la plataforma de aterrizaje, para el posterior empleo de dicha estimación en el control en posición de la aeronave.
4. Sistema de control de aeronaves no tripuladas de ala rotatoria para aterrizaje vertical en superficies móviles mediante pre-alimentación de fuerzas en el sistema de control según reivindicación 1, 2 y 3, caracterizado porque incorpora un sistema de control consistente en unos sensores, que miden la tensión del cable que une la aeronave con la plataforma de aterrizaje y los ángulos de orientación de dicho cable con respecto a un sistema asociado a la aeronave; e igualmente un módulo de control que toma como entradas la tensión –tanto en magnitud como en dirección- obtenida de los sensores indicados, además de las consignas de control generadas por el controlador de la aeronave. El sistema de control indicado calcula, a partir de la tensión en el cable, correcciones a introducir en las consignas de control.
5. Sistema de control de aeronaves no tripuladas de ala rotatoria para aterrizaje vertical en superficies móviles mediante pre-alimentación de fuerzas en el sistema de control según reivindicaciones 1, 2, 3 y 4, caracterizado porque en combinación con otros sensores de la aeronave, como pudiera ser un altímetro de precisión, y los sensores

inerciales que determinan la actitud de la aeronave, se realiza a través de un algoritmo de fusión de datos una estimación la posición relativa de la aeronave, a partir de la altura de la misma y el ángulo que forma el cable con la vertical. El valor de la posición relativa obtenido por este método se utiliza entonces para incrementar la precisión de la estimación de posición proporcionada por el resto de sensores de la aeronave.

6. Sistema de control de aeronaves no tripuladas de ala rotatoria para aterrizaje vertical en superficies móviles mediante pre-alimentación de fuerzas en el sistema de control según reivindicaciones 1, 2, 3, 4 y 5, caracterizado porque el sistema de control, que fija la posición y actitud de la aeronave a partir de la posición y actitud deseadas P_d y la posición y actitud estimadas P , consta de dos bucles de control anidados. El primer módulo de control '*Control 1*' (11) genera una consigna de fuerza -en módulo F y dirección ϕ_d - que debe ejercer el rotor principal de la aeronave. La consigna de módulo F se emplea directamente para actuar sobre el control de potencia de la aeronave. Por otra parte, las consignas de ángulo son las entradas de un segundo módulo de control interno '*Control 2*' (12), que es el que genera consignas de pares de fuerza T que deben aplicarse sobre el rotor para orientar su plano, a partir de la diferencia entre la consigna de dirección ϕ_d y la medida la misma ϕ .

7. Sistema de control de aeronaves no tripuladas de ala rotatoria para aterrizaje vertical en superficies móviles mediante pre-alimentación de fuerzas en el sistema de control según reivindicaciones 1, 2, 3, 4, 5, 6 y 7, caracterizado por la adición de un módulo (13) para el cálculo de la corrección por pre-alimentación. Las señales las señales de tensión y ángulos en el cable que une la aeronave con la plataforma (H y α_1, α_2 respectivamente) permiten al módulo de cálculo de la señal de pre-alimentación (13) generar una señal de corrección de las señales de actuación T que alimentan los actuadores del rotor de la aeronave.

8. Sistema de control de aeronaves no tripuladas de ala rotatoria para aterrizaje vertical en superficies móviles mediante pre-alimentación de fuerzas en el sistema de control según reivindicaciones 1, 2, 3, 4, 5, 6 y 7, caracterizado porque al tomar como entrada la tensión en el cable, el módulo de cálculo de la corrección por pre-alimentación (13) puede calcular una nueva consigna de actuación corregida T' ,

adelantándose al efecto que tendrá una fuerza perturbadora sobre la posición y actitud S de la aeronave (15).

5

10

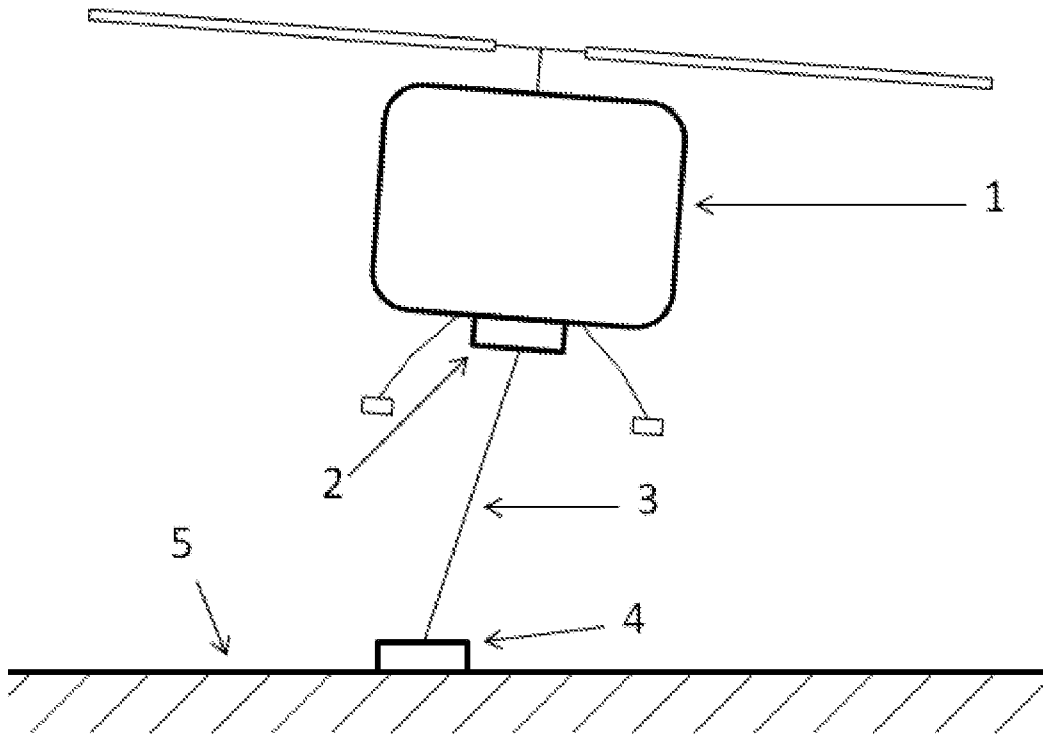


FIGURA 1

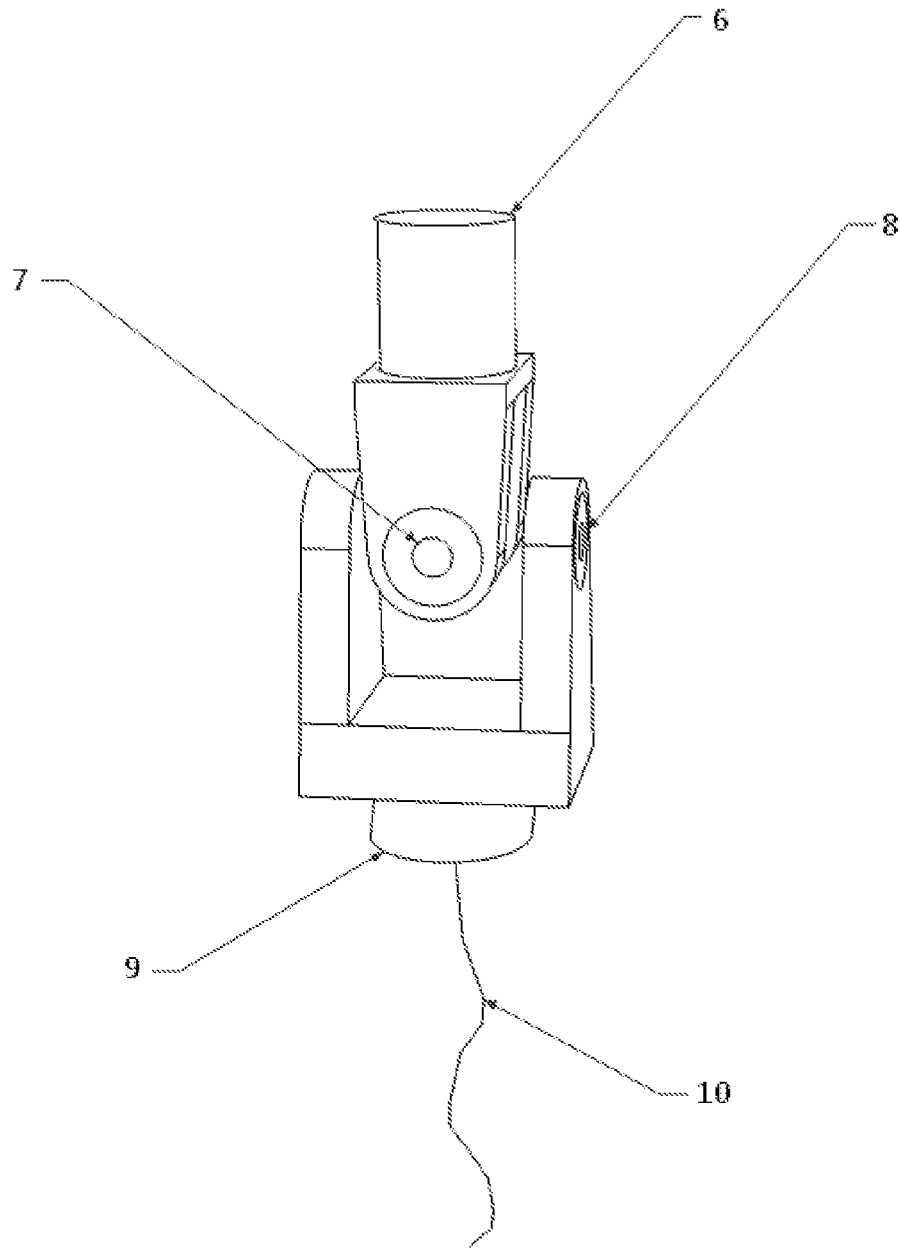


FIGURA 2

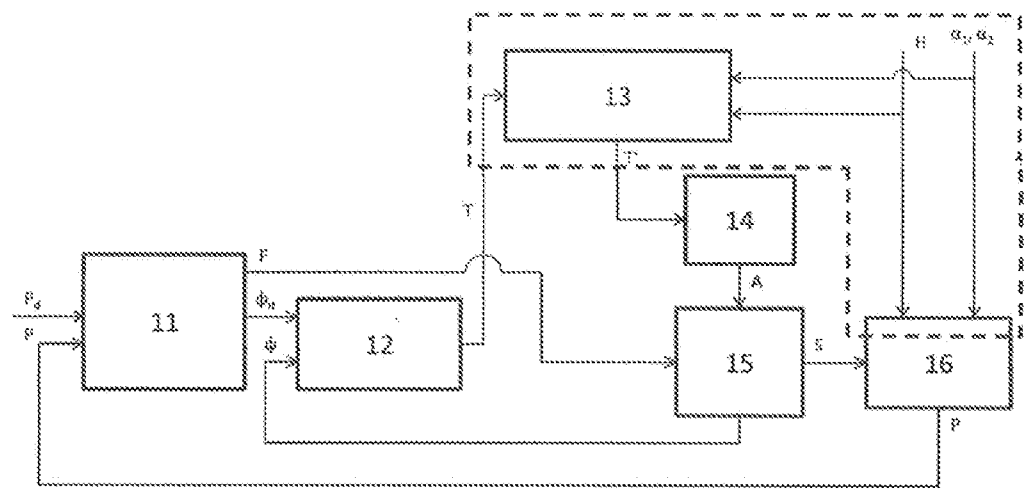


FIGURA 3

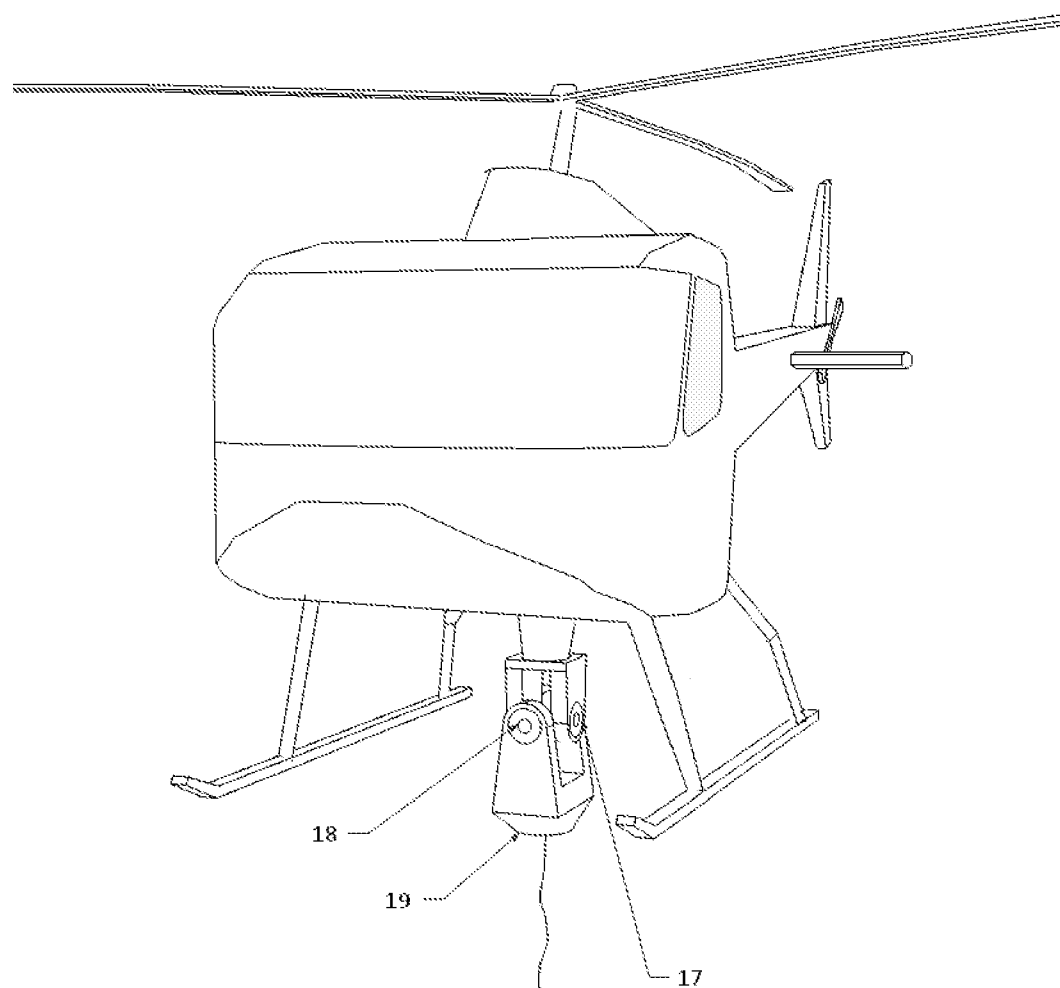


FIGURA 4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/ES2013/070935

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

See extra sheet

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

G05D, B64F, B64C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EPODOC

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	OH, S. et al. "Approaches for a tether-guided landing of an autonomous helicopter". IEEE Transactions on Robotics, Vol. 22, No. 3; June, 2006 (2006.06), pages 536-544. ISSN: 1552-3098. [Retrieved on 24.02.2014] Retrieved from the Internet. <URL: http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=1638344 > <DOI: 10.1109/TRO.2006.870657>	1-2
Y		3-8
Y	SANDINO, L. A. et al. "On the use of tethered configurations for augmenting hovering stability in small-size autonomous helicopters". Journal of Intelligent & Robotic Systems. Vol. 70, No. 1-4, pages 509-525. Published online: 9th, August, 2012 (2012.08.09). [Serial online]. Online ISSN: 1573-0409. Retrieved from: SpringerLink. [Retrieved on 2014.02. 27] <DOI: 10.1007/s10846-012-9741-2>	3-8

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance.	
"E" earlier document but published on or after the international filing date	
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)	"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"O" document referring to an oral disclosure use, exhibition, or other means.	"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other documents , such combination being obvious to a person skilled in the art
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search
27/02/2014

Date of mailing of the international search report
(05/03/2014)

Name and mailing address of the ISA/

OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS
Paseo de la Castellana, 75 - 28071 Madrid (Spain)
Facsimile No.: 91 349 53 04

Authorized officer
L. Dueñas Campo

Telephone No. 91 3495342

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/ES2013/070935

C (continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category *	Citation of documents with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	OH, S. et al. "Autonomous helicopter landing on a moving platform using a tether". In: Proceedings of the 2005 IEEE. International Conference on Robotics and Automation. Barcelona. Spain. April, 2005 (2005. 04). Pages 3960-3965. [Retrieved on 2014.02. 25] Retrieved from the Internet. <URL: http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=01570726 >	3-8
A	GB 1063652 A (MINISTER OF AVIATION, LONDON) 30/03/1967.	
A	FR 2502772 A1 (DURAND) 01/10/1982.	
A	WO 2012/064891 A2 (COLORADO SEMINARY, WHICH OWNS AND OPERATES THE UNIVERSITY OF DENVER) 18/05/2012.	
A	WO 2010/043812 A1 (DCNS) 22/04/2010.	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

Information on patent family members

PCT/ES2013/070935

Patent document cited in the search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
GB 1063652 A	30.03.1967	NONE	
-----	-----	-----	-----
FR 2502772 A1	01.10.1982	NONE	
-----	-----	-----	-----
WO 2012/064891 A2	18.05.2012	NONE	
-----	-----	-----	-----
WO 2010/043812 A1	22.04.2010	ES2400423T T3	09.04.2013
		US2011202209 A1	18.08.2011
		US8626364 B2	07.01.2014
		RU2011119087 A	20.11.2012
		RU2490687 C2	20.08.2013
		KR20110082141 A	18.07.2011
		JP2012505106 A	01.03.2012
		EP2344937 A1	20.07.2011
		EP2344937 B1	12.12.2012
		DK2344937T T3	11.03.2013
		CN102187290 A	14.09.2011
		CN102187290B B	14.08.2013
		AU2009305297 A1	22.04.2010
		FR2937010 A1	16.04.2010
		FR2937010 B1	10.12.2010
-----	-----	-----	-----

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/ES2013/070935

CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G05D1/06 (2006.01)

G05D1/08 (2006.01)

B64F1/12 (2006.01)

B64C25/68 (2006.01)

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Solicitud internacional nº
PCT/ES2013/070935

A. CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD

Ver hoja adicional

De acuerdo con la Clasificación Internacional de Patentes (CIP) o según la clasificación nacional y CIP.

B. SECTORES COMPRENDIDOS POR LA BÚSQUEDA

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)
G05D, B64F, B64C

Otra documentación consultada, además de la documentación mínima, en la medida en que tales documentos formen parte de los sectores comprendidos por la búsqueda

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

EPODOC

C. DOCUMENTOS CONSIDERADOS RELEVANTES

Categoría*	Documentos citados con indicación, si procede, de las partes relevantes	Relevante para las reivindicaciones nº
X	OH, S. et al. "Approaches for a tether-guided landing of an autonomous helicopter". IEEE Transactions on Robotics, Vol. 22, No. 3, junio de 2006 (06.2006), páginas 536-544. ISSN: 1552-3098. [Recuperado el 24.02.2014] Recuperado de Internet. <URL: http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=1638344 > <DOI: 10.1109/TRO.2006.870657>	1-2
Y		3-8
Y	SANDINO, L. A. et al. "On the use of tethered configurations for augmenting hovering stability in small-size autonomous helicopters". Journal of Intelligent & Robotic Systems. Vol. 70, No. 1-4, páginas 509-525. Publicado en línea: 9 de agosto de 2012 (09.08.2012). [Publicación en serie en línea]. ISSN en línea: 1573-0409. Recuperado de: SpringerLink. [Recuperado el 27.02.2014] <DOI: 10.1007/s10846-012-9741-2>	3-8

☒ En la continuación del recuadro C se relacionan otros documentos

☒ Los documentos de familias de patentes se indican en el anexo

* Categorías especiales de documentos citados:	"T" documento ulterior publicado con posterioridad a la fecha de presentación internacional o de prioridad que no pertenece al estado de la técnica pertinente pero que se cita por permitir la comprensión del principio o teoría que constituye la base de la invención.
"A" documento que define el estado general de la técnica no considerado como particularmente relevante.	"X" documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse nueva o que implique una actividad inventiva por referencia al documento aisladamente considerado.
"E" solicitud de patente o patente anterior pero publicada en la fecha de presentación internacional o en fecha posterior.	"Y" documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse que implique una actividad inventiva cuando el documento se asocia a otro u otros documentos de la misma naturaleza, cuya combinación resulta evidente para un experto en la materia.
"L" documento que puede plantear dudas sobre una reivindicación de prioridad o que se cita para determinar la fecha de publicación de otra cita o por una razón especial (como la indicada).	"&" documento que forma parte de la misma familia de patentes.
"O" documento que se refiere a una divulgación oral, a una utilización, a una exposición o a cualquier otro medio.	
"P" documento publicado antes de la fecha de presentación internacional pero con posterioridad a la fecha de prioridad reivindicada.	

Fecha en que se ha concluido efectivamente la búsqueda internacional.
27/02/2014

Fecha de expedición del informe de búsqueda internacional.
05 de marzo de 2014 (05/03/2014)

Nombre y dirección postal de la administración encargada de la búsqueda internacional
OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS
Paseo de la Castellana, 75 - 28071 Madrid (España)
Nº de fax: 91 349 53 04

Funcionario autorizado
L. Dueñas Campo
Nº de teléfono 91 3495342

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Solicitud internacional nº

PCT/ES2013/070935

C (continuación). DOCUMENTOS CONSIDERADOS RELEVANTES		
Categoría *	Documentos citados con indicación, si procede, de las partes relevantes	Relevante para las reivindicaciones nº
X	OH, S. et al. "Autonomous helicopter landing on a moving platform using a tether". En: Proceedings of the 2005 IEEE. International Conference on Robotics and Automation. Barcelona. España. Abril de 2005 (04.2005). Páginas 3960-3965. [Recuperado el 25.02.2014] Recuperado de Internet. <URL: http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=01570726 >	1-2
A	GB 1063652 A (MINISTER OF AVIATION, LONDON) 30/03/1967.	
A	FR 2502772 A1 (DURAND) 01/10/1982.	
A	WO 2012/064891 A2 (COLORADO SEMINARY, WHICH OWNS AND OPERATES THE UNIVERSITY OF DENVER) 18/05/2012.	
A	WO 2010/043812 A1 (DCNS) 22/04/2010.	

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Informaciones relativas a los miembros de familias de patentes

Solicitud internacional nº

PCT/ES2013/070935

Documento de patente citado en el informe de búsqueda	Fecha de publicación	Miembro(s) de la familia de patentes	Fecha de publicación
GB 1063652 A	30.03.1967	NINGUNO	
FR 2502772 A1	01.10.1982	NINGUNO	
WO 2012/064891 A2	18.05.2012	NINGUNO	
WO 2010/043812 A1	22.04.2010	ES2400423T T3 US2011202209 A1 US8626364 B2 RU2011119087 A RU2490687 C2 KR20110082141 A JP2012505106 A EP2344937 A1 EP2344937 B1 DK2344937T T3 CN102187290 A CN102187290B B AU2009305297 A1 FR2937010 A1 FR2937010 B1	09.04.2013 18.08.2011 07.01.2014 20.11.2012 20.08.2013 18.07.2011 01.03.2012 20.07.2011 12.12.2012 11.03.2013 14.09.2011 14.08.2013 22.04.2010 16.04.2010 10.12.2010

CLASIFICACIONES DE INVENCION

G05D1/06 (2006.01)

G05D1/08 (2006.01)

B64F1/12 (2006.01)

B64C25/68 (2006.01)