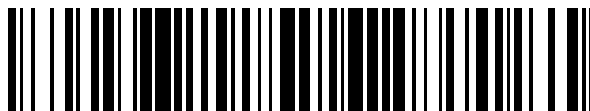


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11) Número de publicación: **2 482 265**

21) Número de solicitud: 201232073

51) Int. Cl.:

B64C 39/02 (2006.01)

G05D 1/10 (2006.01)

12

PATENTE DE INVENCION

B1

22) Fecha de presentación:

31.12.2012

43) Fecha de publicación de la solicitud:

01.08.2014

Fecha de la concesión:

12.05.2015

45) Fecha de publicación de la concesión:

20.05.2015

56) Se remite a la solicitud internacional:

PCT/ES2013/070935

73) Titular/es:

**UNIVERSIDAD PABLO DE OLAVIDE (5.0%)
CTRA. DE UTRERA, KM.1
41013 SEVILLA (Sevilla) ES;
UNIVERSIDAD DE SEVILLA (30.0%);
FUNDACION ANDALUZA PARA EL
DESARROLLO AEROESPACIAL (60.0%) y
KONDAK, Konstantin (5.0%)**

72) Inventor/es:

**KONDAK, Konstantin;
BÉJAR DOMÍNGUEZ, Manuel;
OLLERO BATURONE, Anibal;
SANDINO VELÁSQUEZ, Luis Alberto;
SANTAMARÍA RUBIO, Daniel;
JIMÉNEZ BELLIDO, Antonio;
ALARCÓN ROMERO, Francisco;
VIGURIA JIMÉNEZ, Luis Antidio;
ALBO SÁNCHEZ-BEDOYA, Carlos;
ANDERSON BELL SEILER, Allan;
GIL MONTAÑO, Pablo y
DE LOS SANTOS TRIGO, Silvia**

74) Agente/Representante:

BARTRINA DÍAZ, José Maria

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**

57) Resumen:

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.

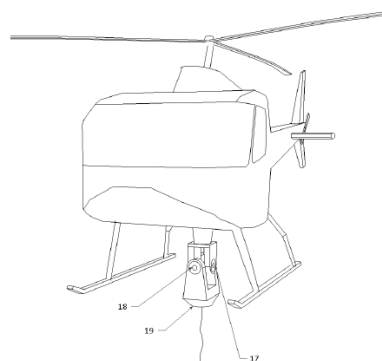


FIGURA 4

ES 2 482 265 B1

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 (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 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.

- 35 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

- 45 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

5 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.

10 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.

25 **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.

30 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

35 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
- 40 3 – Cable unión aeronave-plataforma
- 4 – Dispositivo de sujeción del cable a la plataforma
- 5 – Plataforma de aterrizaje

Figura 2

- 45 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

5

Figura 3

- 11 – Control 1
- 12 – Control 2
- 13 – Pre-alimentación
- 10 14 – Driver actuadores
- 15 – Aeronave
- 16 – Estimador

Figura 4

- 15 17 – Medidor de ángulo A
- 18 – Medidor de ángulo B
- 19 – Sensor piezoeléctrico

EJEMPLO DE REALIZACION PREFERENTE

20 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 discontinua.

25 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.

30 Como se puede observar, el sistema de control tiene por objetivo fijar la posición y actitud de 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 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

35 entre la consigna de dirección ϕ_d y la medida la misma ϕ .

40 En un sistema tradicional, en el que no se incluyen los módulos objetos de la invención, las 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 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
- 10 aeronave (elemento 9, Figura 3). Por otra parte, las medidas de los 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 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
- 15

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

- De este modo, al tomar como entrada la tensión en el cable, el módulo de cálculo de la 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.
- 20

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 resto de sensores de estimación de posición y actitud de la aeronave.

- 25 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 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).
- 30
- 35

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.

- 40 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.

45

REIVINDICACIONES

- 5 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.
- 10 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.
- 15 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.
- 20 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.
- 25 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.
- 30 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
- 35 45 50 entre la consigna de dirección ϕ_d y la medida la misma ϕ .
- 55 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.
- 60

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

15

20

25

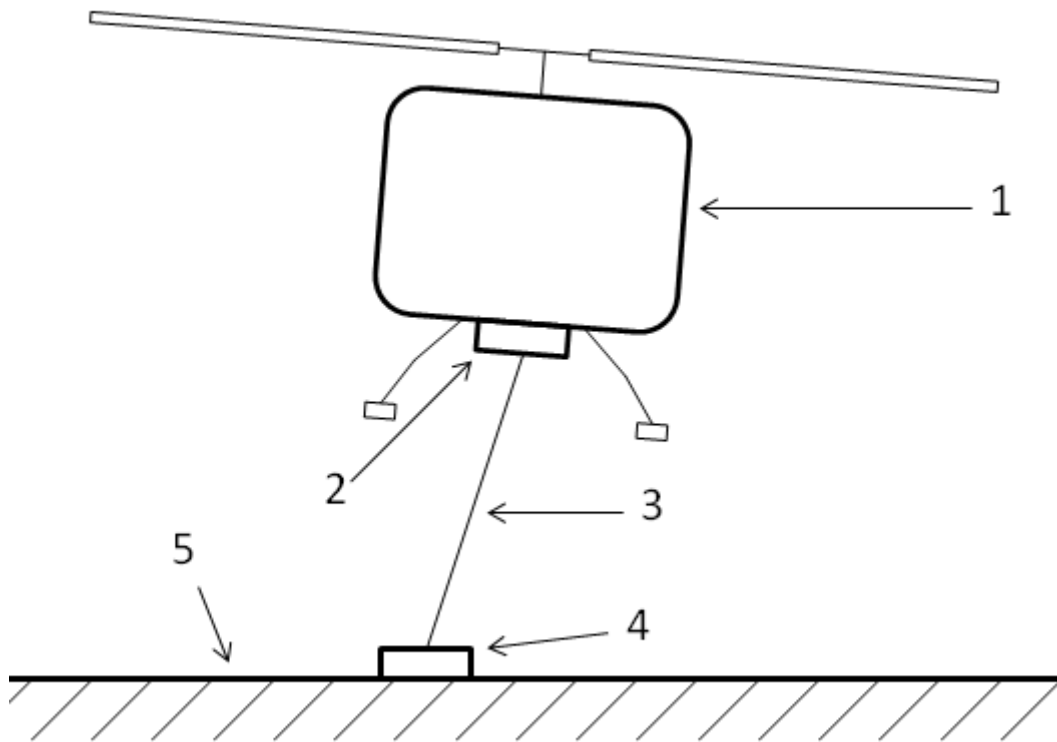


FIGURA 1

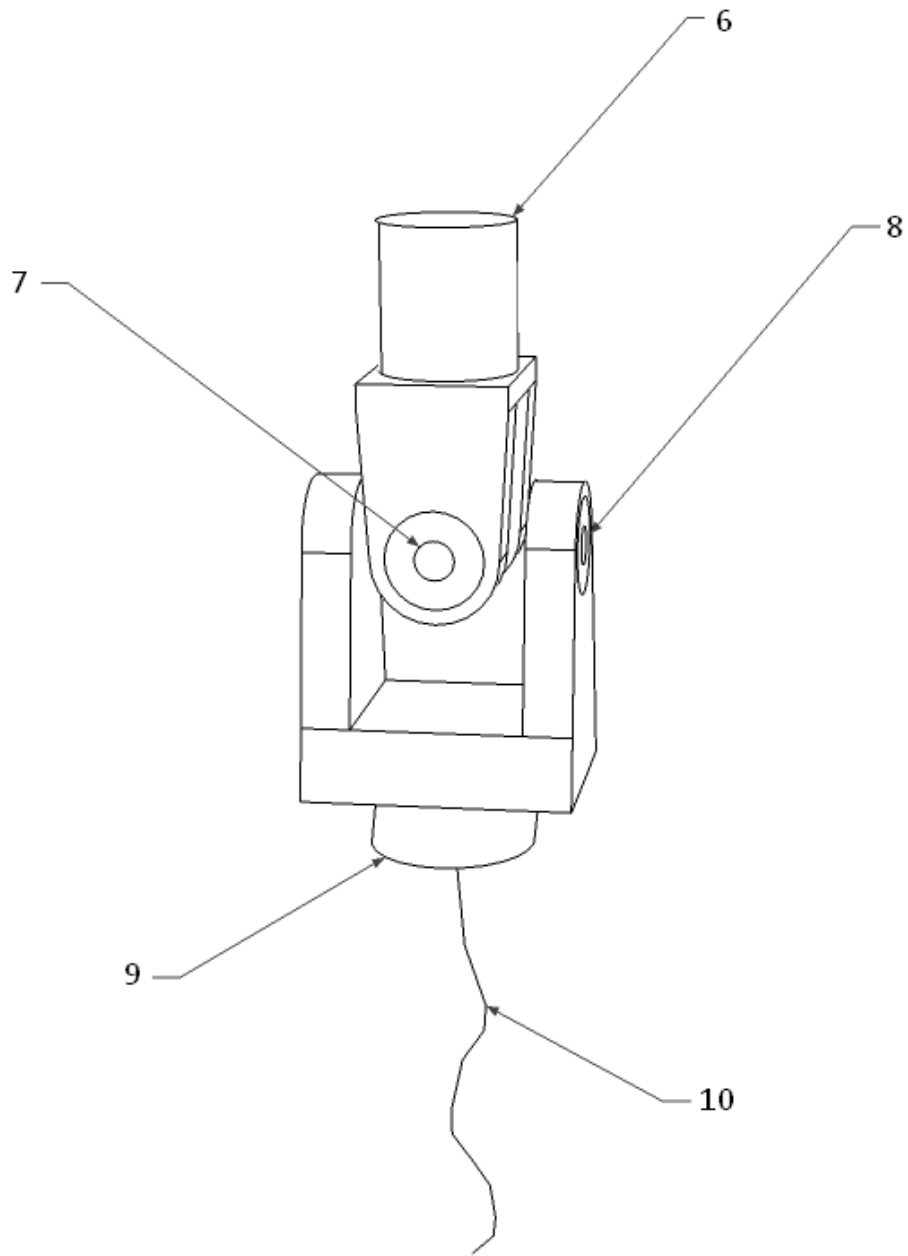


FIGURA 2

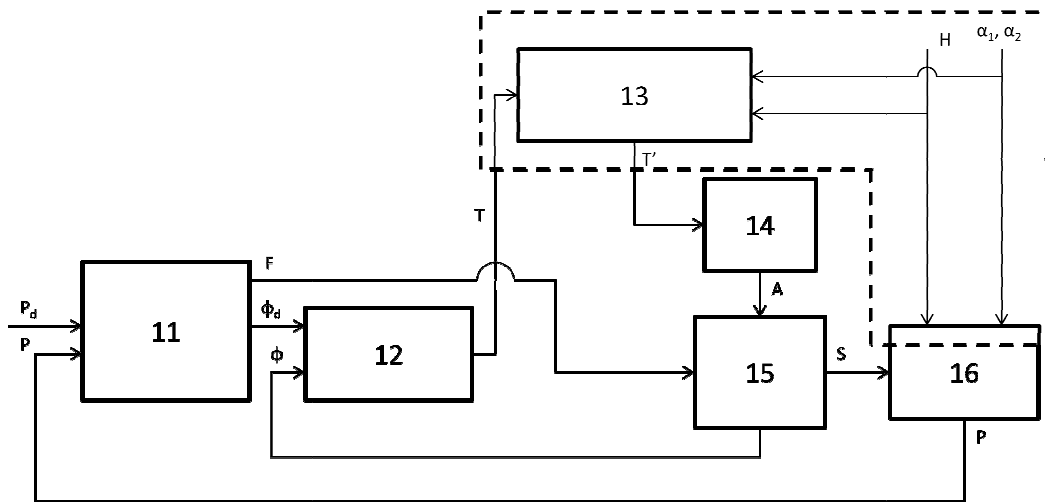


FIGURA 3

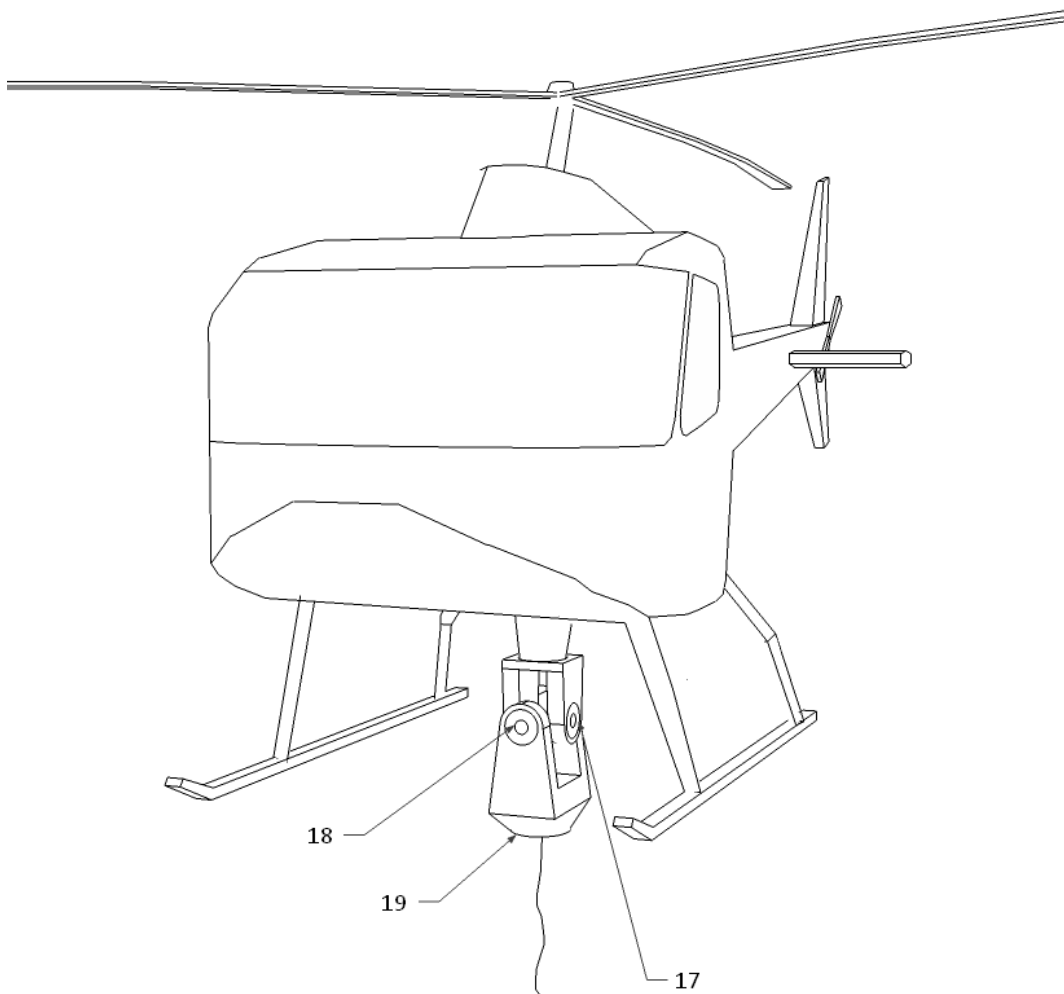


FIGURA 4