

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 725 709**

51 Int. Cl.:

B64D 31/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **12.10.2015 PCT/CN2015/091752**

87 Fecha y número de publicación internacional: **06.05.2016 WO16066008**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.10.2015 E 15854080 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.04.2019 EP 3168155**

54 Título: **Giroavión y sistema y procedimiento de aterrizaje automático para el mismo**

30 Prioridad:

27.10.2014 CN 201410588409

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

26.09.2019

73 Titular/es:

**GUANGZHOU XAIRCRAFT TECHNOLOGY CO., LTD. (100.0%)
Room 3A01, No.1 Sicheng Road, Gaotang
Software Park, Tianhe District
Guangzhou, Guangdong 510000, CN**

72 Inventor/es:

**PENG, BIN y
CHEN, YOUSHENG**

74 Agente/Representante:

DURAN-CORRETJER, S.L.P

ES 2 725 709 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

Giroavión y sistema y procedimiento de aterrizaje automático para el mismo

5 **SECTOR**

La presente invención se refiere a un sector de la tecnología de las aeronaves, especialmente a un sistema de aterrizaje automático de un giroavión, a un giroavión que tiene el sistema de aterrizaje automático y a un procedimiento de aterrizaje automático de un giroavión.

10

ANTECEDENTES

El giroavión cuádruple tiene un sistema de múltiples variables, fuertemente acoplado, complejo y no lineal. Debido a su movimiento en un espacio tridimensional, es más difícil controlar su actitud de vuelo y su trayectoria de movimiento que un robot en tierra. Limitado por la capacidad de carga limitada y por la fuente de alimentación, el giroavión compacto detecta el entorno externo por medio de un sistema portátil de sensores aerotransportado (tal como un sensor de visión, un buscador de rango de láser compacto). Mientras tanto, un panel de control a bordo tiene una capacidad de funcionamiento limitada, por medio de la cual las operaciones sobre la visión compleja y el algoritmo de control son difíciles de realizar, por lo que es un problema muy difícil de tratar en cuanto a cómo percibir el entorno externo según el sistema compacto de sensores a bordo, y cómo programar y controlar la trayectoria del movimiento del giroavión compacto para realizar un vuelo autónomo.

15

20

25

El documento CN 103587708 A muestra un sistema de aterrizaje automático de un giroavión con un motor que acciona una hélice del giroavión, un regulador electrónico conectado con el motor para regular una velocidad de giro del motor, un emisor de láser, una cámara que toma una imagen de la diana de aterrizaje, y un controlador que lee y analiza la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia para obtener datos de la imagen en tiempo real, obtener una distancia entre una posición actual del giroavión y una diana de aterrizaje según los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia, y controlar el regulador electrónico según la distancia espacial, con el fin de que el giroavión aterrice en la diana de aterrizaje.

30

CARACTERÍSTICAS

La presente invención busca resolver uno de los problemas técnicos mencionados anteriormente, por lo menos, en cierta medida. Por lo tanto, un primer objetivo de la presente invención está dirigido a dar a conocer un sistema de aterrizaje automático de un giroavión, que consigue un aterrizaje automático y preciso del giroavión en una posición predeterminada.

35

40

Un segundo objetivo de la presente invención está dirigido a dar a conocer un procedimiento de aterrizaje automático de un giroavión. Un tercer objetivo de la presente invención está dirigido a dar a conocer un giroavión.

45

Para conseguir el primer propósito citado anteriormente, se propone un sistema de aterrizaje automático según la reivindicación 1. Para conseguir el segundo propósito citado anteriormente, se propone un procedimiento de aterrizaje automático según la reivindicación 12. Con el fin de conseguir el tercer propósito citado anteriormente, se propone un giroavión con un sistema de aterrizaje automático según la reivindicación 1.

La presente invención tiene los siguientes efectos beneficiosos.

Simplemente con un accionamiento del emisor de láser, la cámara y el controlador, la velocidad de vuelo y el desplazamiento del giroavión pueden ser controlados para realizar el aterrizaje automático, sin montar componentes tales como un módulo GPS, un buscador de rango de láser y otros.

50

Para conseguir los objetivos anteriores, un sistema de aterrizaje automático de un giroavión dado a conocer en las realizaciones del primer aspecto de la presente invención incluye: un motor, configurado para impulsar una hélice del giroavión para girar; un regulador electrónico, conectado con el motor para regular una velocidad de giro del motor; un emisor de láser, que tiene una primera cabeza de emisión y una segunda cabeza de emisión, en el que los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión son simétricos con respecto al eje central del fuselaje, el eje central es perpendicular a un plano horizontal del suelo, entre el rayo láser y el eje central se forma un ángulo predeterminado, y los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente, crean proyecciones en el suelo; un dispositivo fotográfico, dispuesto en una parte inferior del fuselaje del giroavión y configurado para tomar una imagen de la diana de aterrizaje y una imagen de distancia de las proyecciones; y un controlador, configurado para leer y analizar la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia para obtener datos de la imagen en tiempo real, obtener una distancia espacial entre una posición actual del giroavión y el patrón de la diana de aterrizaje según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia, y controlar el regulador electrónico según la distancia espacial para que el giroavión aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje.

55

60

65

5 Con el sistema de aterrizaje automático del giroavión según las realizaciones de la presente invención, el dispositivo
fotográfico toma la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia de las proyecciones creadas por los
rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente, en el
suelo, a continuación, el controlador lee y analiza la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia para
obtener los datos de la imagen en tiempo real, obtiene la distancia espacial entre la posición actual del giroavión y el
patrón de la diana de aterrizaje según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real
correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia, y controla el regulador electrónico
según la distancia espacial para que el giroavión aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje, consiguiendo, por lo
tanto, que el giroavión aterrice de manera automática en la posición predeterminada, sin adoptar componentes tales
como un módulo GPS, un buscador de rango de láser, etc.

15 Según una realización de la presente invención, la distancia espacial incluye una altura del giroavión y una
coordenada plana del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje, el controlador calcula la altura del
giroavión según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de
distancia y calcula la coordenada plana del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje según los datos
de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia.

20 Cuando el controlador reconoce el patrón de la diana de aterrizaje según los datos de la imagen en tiempo real
correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje, el controlador controla el regulador electrónico para
mantener sin cambios una altura actual del giroavión, y controla el regulador electrónico con respecto a la
coordenada plana del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje para hacer que el giroavión se
desplace a una posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje.

25 Además, cuando el giroavión se desplaza a la posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje, el
controlador controla el regulador electrónico según la altura actual del giroavión para hacer que el giroavión aterrice
en el patrón de la diana de aterrizaje.

30 En algunas realizaciones de la presente invención, el ángulo predeterminado es un ángulo agudo.

En otra realización de la presente invención, el emisor de láser es un emisor de láser de infrarrojos.

En otra realización de la presente invención, el motor es un motor de CC sin escobillas.

35 En otra realización de la presente invención, el dispositivo fotográfico está dispuesto en una posición central de la
parte inferior del fuselaje.

En otra realización de la presente invención, el emisor de láser puede estar dispuesto en la parte inferior del fuselaje.

40 Según otra realización de la presente invención, la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión del
emisor de láser están dispuestas en extremos terminales de dos brazos simétricos del giroavión, respectivamente.

45 Adicionalmente, en las realizaciones de la presente invención se da a conocer además un giroavión, que incluye el
sistema de aterrizaje automático citado anteriormente.

El giroavión de las realizaciones de la presente invención puede conseguir un aterrizaje automático sin adoptar
componentes tales como un módulo GPS, un buscador de rango de láser, etc.

50 Con el fin de conseguir los objetivos citados anteriormente, en las realizaciones del segundo aspecto de la presente
invención se da a conocer un procedimiento de aterrizaje automático de un giroavión, en el que un sistema de
aterrizaje automático del giroavión incluye un motor configurado para impulsar una hélice del giroavión para girar, un
regulador electrónico conectado con el motor, un emisor de láser y un dispositivo fotográfico, el dispositivo
fotográfico está dispuesto en la parte inferior del fuselaje del giroavión, un emisor de láser tiene una primera cabeza
de emisión y una segunda cabeza de emisión, los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la
segunda cabeza de emisión, respectivamente, son simétricos con respecto a un eje central del fuselaje, en el que el
eje central es perpendicular a un plano horizontal del suelo, se forma un ángulo predeterminado entre cada rayo
láser y el eje central, y los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión,
respectivamente, crean proyecciones en el suelo, incluyendo el procedimiento las etapas de: tomar una imagen de la
diana de aterrizaje y una imagen de distancia de las proyecciones por medio del dispositivo fotográfico; leer y
analizar la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia para obtener datos de la imagen en tiempo real,
obteniendo una distancia espacial entre una posición actual del giroavión y un patrón de la diana de aterrizaje según
el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de
aterrizaje y a la imagen de distancia; y controlar el regulador electrónico según la distancia espacial para controlar
una velocidad de giro del motor para hacer que el giroavión aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje.

Con el procedimiento de aterrizaje automático del giroavión según las realizaciones de la presente invención, mediante la toma de la imagen de la diana de aterrizaje y de la imagen de distancia de las proyecciones creadas por los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente, en el suelo, por parte del dispositivo fotográfico, la lectura y el análisis posterior de la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia para obtener los datos de la imagen en tiempo real, la obtención de la distancia espacial entre la posición actual del giroavión y el patrón de la diana de aterrizaje según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia, y el control del regulador electrónico según la distancia espacial para hacer que el giroavión aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje, se puede conseguir el aterrizaje del giroavión de manera automática en la posición predeterminada, sin adoptar componentes tales como un módulo GPS, un buscador de rango de láser y otros. Además, el procedimiento de aterrizaje automático, que es simple, fiable y fácil de conseguir, no necesita un algoritmo de control complicado.

Según otra realización de la presente invención, la distancia espacial incluye una altura del giroavión y una coordenada plana del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje, en la que la altura del giroavión se calcula según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de distancia, y la coordenada plana del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje se calcula según los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia.

Según otra realización de la presente invención, cuando el patrón de la diana de aterrizaje es reconocido según los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje, una altura actual del giroavión se mantiene sin cambios controlando el regulador electrónico, el regulador electrónico se controla según la coordenada plana del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje para hacer que el giroavión se desplace a una posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje; cuando el giroavión se desplaza a la posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje, el regulador electrónico se controla según la altura actual del giroavión para que el giroavión aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje.

En otra realización de la presente invención, el ángulo predeterminado es un ángulo agudo.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La figura 1 es un diagrama esquemático de un principio de un sistema de aterrizaje automático de un giroavión según una mejor realización de la presente invención;

la figura 2 es una vista esquemática de un patrón de la diana de aterrizaje según una realización de la presente invención;

la figura 3 es un diagrama de flujo de un procedimiento de aterrizaje automático de un giroavión según una realización de la presente invención;

la figura 4 es una vista esquemática que muestra un cambio de altura de un giroavión que tiene un sistema de aterrizaje automático según una mejor realización de la presente invención; y

la figura 5 es una vista esquemática que muestra un cambio de desplazamiento horizontal de un giroavión que tiene un sistema de aterrizaje automático según una mejor realización de la presente invención.

Números de referencia:

giroavión 100; controlador 10; emisor de láser 20; cámara 30; regulador electrónico 40; motor 50.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

Las realizaciones de la presente invención se describirán en detalle a continuación. Ejemplos de las realizaciones se muestran en los dibujos, y los elementos iguales o similares y los elementos que tienen funciones iguales o similares están indicados con números de referencia similares a lo largo de las descripciones. Las realizaciones descritas con referencia a los dibujos son ilustrativas, que solo se utilizan para explicar la presente invención y no deben ser interpretadas como limitativas de la presente invención.

Un sistema de aterrizaje automático de un giroavión, un giroavión que tiene el sistema de aterrizaje automático, y un procedimiento de aterrizaje automático del giroavión dado a conocer en las realizaciones de la presente invención, se describirán con referencia a los dibujos que se muestran a continuación.

Tal como se muestra en la figura 1, el sistema de aterrizaje automático del giroavión dado a conocer en una realización de la presente invención incluye un controlador 10, un emisor de láser 20, un dispositivo fotográfico tal como una cámara 30, un regulador electrónico 40 y un motor 50 configurado para impulsar una hélice del giroavión para girar.

El regulador electrónico 40 está conectado con el motor 50 para regular una velocidad de giro del motor 50, el emisor de láser 20 y el dispositivo fotográfico, tal como la cámara 30, pueden ambos estar situados en la parte inferior del fuselaje del giroavión. El emisor de láser 20 tiene dos cabezas de emisión, es decir, una primera cabeza de emisión y una segunda cabeza de emisión, los rayos láser emitidos desde los dos cabezas de emisión, es decir, la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente, son simétricas alrededor de un eje

central del fuselaje, en el que el eje central es perpendicular a un plano horizontal del suelo, entre cada rayo láser y el eje central se forma un ángulo predeterminado, y además, el ángulo predeterminado puede ser un ángulo agudo. Es decir, el ángulo α formado entre el rayo láser y el eje central es un ángulo agudo. Los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente, crean proyecciones en el suelo.

5 En otras realizaciones de la presente invención, puede haber otras configuraciones para el emisor de láser 20, por ejemplo, la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión del emisor de láser pueden estar dispuestas en los extremos terminales de dos brazos simétricos del giroavión, respectivamente.

10 El dispositivo fotográfico, tal como la cámara 30, está configurado para tomar una imagen de la diana de aterrizaje y una imagen de distancia de las proyecciones, el controlador 10 está configurado para leer y analizar la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia para obtener los datos de la imagen en tiempo real, obtener una distancia espacial entre una posición actual del giroavión y el patrón de la diana de aterrizaje según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la
15 imagen de distancia, y controlar el regulador electrónico según la distancia espacial para aterrizar el giroavión en el patrón de la diana de aterrizaje.

La cámara 30 está configurada para tomar la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia de las proyecciones de los dos rayos láser en el suelo, es decir, se forman dos puntos cuando los dos rayos láser irradian en el suelo, la imagen de distancia se obtiene cuando la cámara 30 dispara los dos puntos de luz, a continuación, el controlador puede calcular una distancia entre los dos puntos. La imagen de la diana de aterrizaje se utiliza para evaluar un valor de la coordenada relativa de x e y en un plano horizontal, y la imagen de distancia de las proyecciones en el suelo formadas por los rayos láser se utiliza para evaluar un valor de la altura H del giroavión. El controlador 10 está configurado para leer y analizar los datos de la imagen en tiempo real obtenidos de la imagen de la diana de aterrizaje y de la imagen de distancia, calcular una velocidad de vuelo actual del giroavión y la distancia espacial entre la posición actual del giroavión y el patrón de la diana de aterrizaje según el ángulo α entre el rayo láser y el eje central, los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de distancia en tiempo real y a la imagen de la diana de aterrizaje, y el tiempo de vuelo y enviar señales de control correspondientes al regulador electrónico según un cálculo para que el regulador electrónico controle una velocidad de giro del motor de tal modo que se controle una velocidad de vuelo y el desplazamiento del giroavión, y, de este modo, controlar el giroavión para aterrizar en el patrón de la diana de aterrizaje. El ángulo α está almacenado en el controlador de antemano, y se utiliza para un cálculo y evaluación del controlador.

35 En una realización de la presente invención, el emisor de láser puede ser un emisor de láser de infrarrojos, el motor puede ser un motor de CC sin escobillas, y los giroaviones pueden ser un giroavión cuádruple, en el que están dispuestas cuatro hélices, están dispuestos cuatro motores y un motor impulsa una hélice de manera correspondiente.

La distancia espacial incluye una altura del giroavión y una coordenada plana del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje. El controlador 10 calcula la altura H del giroavión según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de distancia, y calcula la coordenada plana (x , y) del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje según los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia. Además, cuando el controlador 10 reconoce el patrón de la diana de aterrizaje según los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje, el controlador controla el regulador electrónico para mantener sin cambios una altura actual del giroavión, y controla el regulador electrónico según la coordenada plana del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje para que el giroavión se desplace a una posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje. Cuando el giroavión se desplaza a la posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje, el controlador 10 controla el regulador electrónico según la altura actual del giroavión, con el fin de aterrizar el giroavión en el patrón de la diana de aterrizaje.

Es decir, cuando se reconoce un símbolo en el suelo, es decir, el patrón de la diana de aterrizaje, el giroavión mantiene la altura actual y se desplaza a la posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje. Cuando el giroavión llega a la posición justo encima de un centro del patrón de la diana de aterrizaje, el giroavión es controlado para aterrizar a una velocidad predeterminada, mientras tanto el giroavión es controlado para ajustar su posición en tiempo real según una desviación horizontal, de tal manera que el giroavión se mantenga justo encima de la diana de aterrizaje, es decir, el patrón de la diana de aterrizaje, todo el tiempo, hasta que aterriza en la posición del patrón de la diana de aterrizaje.

60 El algoritmo de control adoptado en el sistema de aterrizaje automático del giroavión de las realizaciones de la presente invención puede ser el algoritmo de control PID (Proporcional, Integral y Derivativo - Proportion Integration Differentiation) común, en el que el control del aterrizaje automático del giroavión se divide en un control de posición horizontal y un control de altura vertical. El control de posición horizontal puede mantener al giroavión justo encima de la diana de aterrizaje, es decir, del patrón de la diana de aterrizaje, y el control de altura vertical significa controlar la altura del giroavión con respecto a la diana de aterrizaje en el suelo y una velocidad de aterrizaje vertical, de tal manera que el giroavión aterriza en la posición del patrón de la diana de aterrizaje de manera precisa y estable.

El dispositivo fotográfico, tal como la cámara, puede estar colocado en una posición central de la parte inferior del fuselaje del avión, es decir, el giroavión puede estar situado en el centro (x_0, y_0) del patrón de la diana de aterrizaje en cualquier momento. Suponiendo que se reconoce la posición (x_1, y_1) de la imagen de la diana de aterrizaje, si la posición central de la imagen de la diana de aterrizaje no coincide con la posición reconocida de la diana, el giroavión no está justo encima del patrón de la diana de aterrizaje en el suelo y la posición del mismo necesita ser ajustada. (err_x, err_y) es un error entre el centro del giroavión y la diana de aterrizaje en el suelo en la imagen, según el cual se calcula una señal PWM (Modulación de ancho de impulso – Pulse Width Modulation) utilizada para controlar el motor por medio del algoritmo PID, el controlador 10 acciona el motor para cambiar la velocidad de giro enviando la señal PWM al regulador electrónico, de tal manera que el giroavión se desplaza hacia una cierta dirección. El control de altura vertical se divide en un control de altura y un control de velocidad. La altura de vuelo actual del giroavión se evalúa principalmente en el control de altura, cuando el giroavión aterriza en la diana en el suelo, el motor del giroavión se detiene. El giroavión está controlado para caer a una velocidad predeterminada en el control de velocidad, que también es adoptado con el algoritmo de control PID.

El patrón de la diana de aterrizaje puede estar preestablecido, por ejemplo, un patrón redondo fuera y cuadrado dentro, en el que hay un patrón redondo más pequeño fuera y cuadrado dentro, el patrón más pequeño se utiliza en el aterrizaje a corta distancia, porque el patrón más pequeño redondo fuera y cuadrado dentro está todavía en un rango fotográfico de la cámara, para servir para el reconocimiento, tal como se muestra en la figura 2.

Es decir, según una realización de la presente invención, el patrón de la diana de aterrizaje está configurado para tener, por lo menos, una combinación de un círculo exterior y un rectángulo interior que tienen un mismo centro. Tal como se muestra en la figura 2, el patrón de la diana de aterrizaje tiene dos combinaciones de círculos exteriores y rectángulos interiores que tienen un mismo centro, a saber, el patrón más grande redondo fuera y cuadrado dentro, m, y el patrón más pequeño redondo fuera y cuadrado dentro, n, la imagen está configurada para tener un patrón en el que un círculo encierra un rectángulo dentro, es decir, el patrón más grande redondo fuera y cuadrado dentro, m, y mientras tanto, hay un patrón más pequeño e igual, n, en el rectángulo. El propósito de este tipo de diseño es permitir que la imagen se vea tanto a gran distancia como a corta distancia. La cámara reconoce el círculo y el rectángulo más grandes fuera a gran distancia, y el círculo y el rectángulo más pequeños a corta distancia.

La cámara toma la imagen en tiempo real en primer lugar y, a continuación, el algoritmo de transformación de Hough se puede utilizar para reconocer el círculo en la imagen y detectar el rectángulo dentro del círculo reconocido. Si se detecta el rectángulo y una relación de área del círculo respecto al rectángulo se ajusta a la relación de la imagen predeterminada, y el centro del círculo coincide con el del rectángulo, el círculo y el rectángulo se confirman como la diana para el aterrizaje.

Con el sistema de aterrizaje automático del giroavión según las realizaciones de la presente invención, el dispositivo fotográfico, tal como la cámara, toma la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia de las proyecciones en el suelo creadas por los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente, a continuación, el controlador lee y analiza la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia para obtener los datos de la imagen en tiempo real, obtiene la distancia espacial entre la posición actual del giroavión y el patrón de la diana de aterrizaje según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia, y controla el regulador electrónico según la distancia espacial, con el fin de hacer que el giroavión aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje, consiguiendo de este modo que el giroavión aterrice de manera automática en la posición predeterminada, sin adoptar componentes tales como un módulo GPS, un buscador de rango de láser, etc., además, un algoritmo de control del aterrizaje automático es simple y fiable, así como fácil de conseguir.

Adicionalmente, en las realizaciones de la presente invención, se da a conocer además un giroavión, que incluye el sistema de aterrizaje automático citado anteriormente.

El giroavión de las realizaciones de la presente invención puede conseguir el efecto de aterrizaje automático sin adoptar componentes tales como un módulo GPS, un buscador de rango de láser, etc., y un algoritmo de control del aterrizaje automático adoptado es simple y fiable, así como fácil de conseguir.

Finalmente, en las realizaciones de la presente invención se da a conocer un procedimiento de aterrizaje automático de un giroavión, y el procedimiento de aterrizaje automático del giroavión se puede aplicar a un sistema de aterrizaje automático del giroavión. El sistema de aterrizaje automático del giroavión incluye un motor configurado para impulsar una hélice del giroavión, un regulador electrónico conectado con el motor, un emisor de láser y un dispositivo fotográfico, el dispositivo fotográfico está dispuesto en la parte inferior del fuselaje del giroavión, un emisor de láser tiene una primera cabeza de emisión y una segunda cabeza de emisión, los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente, son simétricos con respecto al eje central del fuselaje, en el que el eje central es perpendicular a un plano horizontal del suelo, entre cada rayo láser y el eje central se forma un ángulo determinado, y los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente, crean proyecciones en el suelo. Tal como se muestra en la figura 3, el procedimiento de aterrizaje automático del giroavión incluye las siguientes etapas.

S10: El dispositivo fotográfico, tal como una cámara, toma una imagen de la diana de aterrizaje y una imagen de distancia de las proyecciones en el suelo creadas por los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente.

- 5 Un patrón de la diana de aterrizaje puede tener, por lo menos, una combinación de un círculo exterior y un rectángulo interior que tienen un mismo centro.

10 Tal como se muestra en la figura 2, la imagen de la diana de aterrizaje tiene dos combinaciones de círculos exteriores y rectángulos interiores que tienen un mismo centro, a saber, la imagen del patrón más grande redondo fuera y cuadrado dentro, m, y la imagen del patrón más pequeño redondo fuera y cuadrado dentro, n, la imagen está configurada para tener un patrón en el que un círculo encierra un rectángulo en el interior, es decir, la imagen del patrón más grande redondo fuera y cuadrado dentro, m, y mientras tanto hay una imagen del patrón más pequeño e igual, n, en el rectángulo.

- 15 S20: los datos de la imagen en tiempo real se obtienen leyendo y analizando la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia, y se obtiene una distancia espacial entre una posición actual del giroavión y el patrón de la diana de aterrizaje según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia.

- 20 El ángulo predeterminado puede ser un ángulo agudo, tal como se muestra en la figura 4.

S30: el regulador electrónico se controla según la distancia espacial para controlar una velocidad de giro del motor para hacer que el giroavión aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje.

- 25 Según una realización de la presente revelación, la distancia espacial incluye una altura del giroavión y una coordenada plana del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje, en el que la altura del giroavión se calcula según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de distancia, y la coordenada plana del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje se calcula según los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia.

30 Cuando el patrón de la diana de aterrizaje es reconocido según los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje, el regulador electrónico se controla para mantener sin cambios una altura actual del giroavión, y el regulador electrónico se controla para hacer que el giroavión se desplace a una posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje según la coordenada plana del giroavión con respecto al patrón de la diana de aterrizaje. Cuando el giroavión se desplaza a la posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje, se controla el regulador electrónico para que el giroavión aterrice sobre el patrón de la diana de aterrizaje según la altura actual del giroavión.

40 Con el procedimiento de aterrizaje automático del giroavión según las realizaciones de la presente invención, la toma de la imagen de la diana de aterrizaje y de la imagen de distancia de las proyecciones en el suelo creadas por los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente, por parte del dispositivo fotográfico, a continuación, la lectura y análisis de la imagen de la diana de aterrizaje y de la imagen de distancia con el fin de obtener los datos de la imagen en tiempo real, la obtención de la distancia espacial entre la posición actual del giroavión y la imagen de la diana de aterrizaje según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes al patrón de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia, y el control del regulador electrónico según la distancia espacial para hacer que el giroavión aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje, se puede conseguir el aterrizaje de manera automática del giroavión en la posición predeterminada, sin adoptar componentes tales como un módulo GPS, un buscador de rango de láser y otros. Además, el procedimiento de aterrizaje automático, que es simple, fiable y fácil de conseguir, no necesita un algoritmo de control complicado.

50 El procedimiento de aterrizaje automático del giroavión según las realizaciones de la presente invención se aplica al sistema de aterrizaje automático del giroavión descrito en las realizaciones de la presente invención, e incluye las etapas:

- 55 Etapa 1: la cámara obtiene la imagen de distancia de las proyecciones en el suelo creadas por los dos rayos láser;
Etapa 2: el controlador calcula una velocidad de vuelo actual (incluida una velocidad de elevación y una velocidad de desplazamiento horizontal) del giroavión según el ángulo α entre el rayo láser y el eje central, la imagen de distancia en tiempo real y el tiempo de vuelo, calcula una velocidad de vuelo actual del giroavión y la distancia espacial entre la posición actual del giroavión y el patrón de la diana de aterrizaje según el ángulo α entre el rayo láser y el eje central, los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de distancia en tiempo real y a la imagen de la diana de aterrizaje, y el tiempo de vuelo, y envían señales de control correspondientes al regulador electrónico según un cálculo;
Etapa 3: el regulador electrónico controla una velocidad de giro del motor para que el giroavión sea controlado para aterrizar en el patrón de la diana de aterrizaje.

Tal como se muestra en la figura 4 y en la figura 5, el principio de cálculo de la velocidad de vuelo y la distancia espacial en la presente invención es como sigue:

El ángulo α entre el rayo láser y el eje central no cambia cuando el giroavión 100 vuela a diferentes alturas, pero la distancia entre las proyecciones creadas por los dos rayos láser en el suelo cambia junto con las alturas, pudiendo obtener la cámara la nueva distancia en tiempo real. Por ejemplo, cuando el giroavión 100 está en una posición A (x_1, y_1) en la dirección horizontal, una altura de vuelo correspondiente $H_1 = L_1 / 2 \tan \alpha$, y el tiempo de vuelo es T_1 . Cuando el giroavión 100 vuela a una posición B (x_2, y_2), el tiempo de vuelo es T_2 y la altura de vuelo $H_2 = L_2 / 2 \tan \alpha$. La diferencia de tiempo entre la posición A y la posición B es $\Delta T = T_2 - T_1$, la diferencia de altura es $\Delta H = H_2 - H_1$, y la diferencia de desplazamiento horizontal ($\Delta x, \Delta y$) durante los dos tiempos de vuelo puede ser obtenida por la cámara. Los datos de la posición horizontal que se obtienen por medio de la cámara son conocidos por los expertos en la técnica relacionada, que no se describirá en el presente documento. Una velocidad de vuelo V actual se puede calcular mediante $V = \{\Delta H / \Delta T, \Delta x / \Delta T, \Delta y / \Delta T\}$.

Cuando una posición C es la posición del patrón de la diana de aterrizaje, la cámara obtiene la imagen de distancia de los dos puntos en el suelo irradiados desde el emisor de láser y la imagen de la diana de aterrizaje, a continuación, la distancia espacial entre la posición actual del giroavión y la posición C, incluida la altura H_n y la distancia horizontal (x_n, y_n), en la que H_n puede ser H_1, H_2, H_3 , etc., y (x_n, y_n) son datos de posición en diferentes momentos, tales como (x_1, y_1), (x_2, y_2), (x_3, y_3), etc., y la velocidad actual $V = \{\Delta H / \Delta T, \Delta x / \Delta T, \Delta y / \Delta T\}$ es asimismo conocida. Cuando se obtiene la información de la posición de vuelo y la información de la velocidad de vuelo del giroavión, para llegar a la posición de la diana de aterrizaje, el controlador calcula el valor del error, envía diferentes valores PWM al regulador electrónico basados en el algoritmo PID, y controla la velocidad de giro del motor para llegar a la posición de la diana en el desplazamiento y la velocidad predeterminados. El algoritmo PID es un algoritmo ya consolidado en la técnica anterior, que no se repetirá en el presente documento.

Un algoritmo complejo y un componente costoso no son necesarios en la presente invención, por lo que el coste de fabricación del giroavión se reduce.

En la presente memoria descriptiva, se debe entender que, términos tales como "central", "longitudinal", "lateral", "longitud", "ancho", "profundidad", "arriba", "abajo", "delante", "detrás", "izquierda", "derecha", "vertical", "horizontal", "superior", "inferior", "interior", "exterior", "en sentido horario", "en sentido antihorario", "dirección axial", "dirección radial", "dirección circunferencial", se deben interpretar como referencia a la orientación que se describe a continuación o mostrada en los dibujos en discusión. Estos términos relativos son por conveniencia de la descripción y no requieren que la presente invención sea construida o funcione en una orientación concreta, por lo que no deben ser interpretados como limitativos de la presente invención.

Además, los términos tales como "primero" y "segundo" se utilizan en el presente documento para fines de descripción, y no pretenden indicar o implicar importancia relativa, o importancia, o implicar el número de características técnicas indicadas. Por lo tanto, la característica definida con "primero" y "segundo" puede comprender una o más de esta característica. En la descripción de la presente invención, "una pluralidad de" significa dos o más de dos, a menos que se especifique otra cosa.

En la presente invención, se debe tener en cuenta que, a menos que se especifique o se limite de otro modo, los términos "montado", "conectado", "acoplado", "fijo" se deben entender de manera amplia, y pueden ser, por ejemplo, conexiones fijas, conexiones desmontables o conexiones de una sola pieza; asimismo, pueden ser conexiones mecánicas o eléctricas; también pueden ser conexiones directas o conexiones indirectas, a través de estructuras intermedias, también pueden ser comunicaciones interiores o relaciones de interacción de dos elementos, que pueden comprender los expertos en la técnica según situaciones específicas.

En la presente invención, a menos que se especifique o se limite de otro modo, una estructura en la cual una primera característica está "encima" o "debajo", una segunda característica puede incluir una realización en la que la primera característica está en contacto directo con la segunda característica, y puede incluir asimismo una realización en la que la primera característica y la segunda característica no están en contacto directo entre sí, sino que están en contacto a través de una característica adicional formada entre las mismas. Además, una primera característica "encima", "encima de" o "en la parte superior de" una segunda característica puede incluir una realización en la que la primera característica está de manera recta u oblicua "encima", "encima de" o "en la parte superior de" la segunda característica, o simplemente significa que la primera característica está a una altura mayor que la segunda característica; mientras que una primera característica "debajo", "debajo de" o "en la parte inferior de" una segunda característica puede incluir una realización en la que la primera característica está de manera recta u oblicua "debajo", "debajo de", o "en la parte inferior de" la segunda característica, o simplemente significa que la primera característica, está a una altura menor que la segunda característica.

La referencia en la totalidad de la presente memoria descriptiva a "una realización", "algunas realizaciones", "realización ilustrativa", "un ejemplo", "un ejemplo específico" o "algunos ejemplos", significa que una funcionalidad, estructura, material o característica concreta descrita en relación con la realización o el ejemplo está incluida, por lo menos, en una realización o ejemplo de la presente invención. En la presente memoria descriptiva, la declaración ilustrativa de los términos anteriores no se refiere necesariamente a la misma realización o ejemplo. Además, las

funcionalidades, estructuras, materiales o características concretas pueden ser combinadas de cualquier manera adecuada en una o más realizaciones o ejemplos. Además, las diferentes realizaciones o ejemplos, así como las funcionalidades de las diferentes realizaciones o ejemplos descritos en la presente memoria descriptiva pueden ser combinados o unidos por los expertos en la técnica en ausencia de circunstancias contradictorias.

5 Aunque se han mostrado y descrito realizaciones de la presente invención, se apreciará que las realizaciones anteriores son ilustrativas y no pueden ser interpretadas como limitativas de la presente invención, se pueden hacer cambios, alternativas, variación y modificaciones a las realizaciones por los expertos en la técnica dentro del alcance
10 de la presente invención tal como está definida en las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Sistema de aterrizaje automático para un giroavión (100), que comprende:

- 5 un fuselaje, un motor (50), configurado para impulsar una hélice del giroavión (100) para girar;
 un regulador electrónico (40), conectado con el motor (50) para regular una velocidad de giro del motor (50);
 un emisor de láser (20), que tiene una primera cabeza de emisión y una segunda cabeza de emisión, en el que los
 rayos láser (20) emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión son, respectivamente,
 10 simétricos con respecto a un eje central del fuselaje, el eje central es perpendicular a un plano horizontal del suelo,
 un ángulo predeterminado está formado entre cada rayo láser y el eje central, y los rayos láser emitidos desde la
 primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente, del motor, crean proyecciones en el
 suelo;
 un dispositivo fotográfico, dispuesto en una parte inferior del fuselaje del giroavión (100) y configurado para tomar
 una imagen de la diana de aterrizaje y una imagen de distancia de las proyecciones; y
 15 un controlador (10) configurado para leer y analizar la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia para
 obtener datos de la imagen en tiempo real, obtener una distancia espacial entre la posición actual del giroavión (100)
 y un patrón de la diana de aterrizaje según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real
 correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia, y controlar el regulador electrónico
 (40) según la distancia espacial para que el giroavión (100) aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje.
- 20 2. Sistema de aterrizaje automático según la reivindicación 1, en el que la distancia espacial comprende una altura
 del giroavión (100) y una coordenada plana del giroavión (100) con respecto al patrón de la diana de aterrizaje, el
 controlador (10) calcula la altura del giroavión (100) según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en
 tiempo real correspondientes a la imagen de distancia, y calcula la coordenada plana del giroavión (100) con
 25 respecto al patrón de la diana de aterrizaje según los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la
 imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia.
3. Sistema de aterrizaje automático según la reivindicación 2, en el que, cuando el controlador (10) reconoce el
 patrón de la diana de aterrizaje según los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la
 30 diana de aterrizaje, el controlador (10) controla el regulador electrónico (40) para mantener una altura actual del
 giroavión (100) sin cambios, y controla el regulador electrónico (40) según la coordenada plana del giroavión (100)
 con respecto al patrón de la diana de aterrizaje para que el giroavión (100) se desplace a una posición justo encima
 del patrón de la diana de aterrizaje.
- 35 4. Sistema de aterrizaje automático según la reivindicación 3, en el que cuando el giroavión (100) se desplaza a la
 posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje, el controlador (10) controla el regulador electrónico (40)
 según la altura actual del giroavión (100) para que el giroavión (100) aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje.
- 40 5. Sistema de aterrizaje automático según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que el ángulo
 predeterminado está configurado para ser un ángulo agudo.
6. Sistema de aterrizaje automático según la reivindicación 5, en el que el emisor de láser está configurado para ser
 un emisor de infrarrojos.
- 45 7. Sistema de aterrizaje automático según la reivindicación 5, en el que el motor está configurado para ser un motor
 de CC sin escobillas.
8. Sistema de aterrizaje automático según la reivindicación 5, en el que el dispositivo fotográfico está dispuesto en
 una posición central de la parte inferior del fuselaje del avión.
- 50 9. Sistema de aterrizaje automático según la reivindicación 1, en el que el emisor de láser (20) está dispuesto en la
 parte inferior de la estructura del avión.
10. Sistema de aterrizaje automático según la reivindicación 1, en el que la primera cabeza de emisión y la segunda
 55 cabeza de emisión del emisor de láser (20) están dispuestos en los extremos terminales de dos brazos simétricos
 del giroavión (100), respectivamente.
11. Giroavión (100), que comprende un sistema de aterrizaje automático según una cualquiera de las
 reivindicaciones 1 a 10.
- 60 12. Procedimiento de aterrizaje automático de un giroavión (100), en el que un sistema de aterrizaje automático del
 giroavión (100) comprende un fuselaje, un motor (50), configurado para impulsar una hélice del giroavión (100) para
 girar, un regulador electrónico (40), conectado con el motor (50), un emisor de láser (20) y un dispositivo fotográfico,
 el dispositivo fotográfico está dispuesto en una parte inferior del fuselaje del giroavión (100), un emisor de láser (20)
 65 tiene una primera cabeza de emisión y una segunda cabeza de emisión, los rayos láser emitidos desde la primera
 cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión son simétricos con respecto al eje central del fuselaje, el eje

central es perpendicular a un plano horizontal del suelo, un ángulo predeterminado está formado entre cada rayo láser y el eje central, y los rayos láser emitidos desde la primera cabeza de emisión y la segunda cabeza de emisión, respectivamente, crean proyecciones en el suelo, comprendiendo el procedimiento las etapas:

- 5 tomar una imagen de la diana de aterrizaje y una imagen de distancia de las proyecciones mediante el dispositivo fotográfico;
- 10 leer y analizar la imagen de la diana de aterrizaje y la imagen de distancia para obtener datos de la imagen en tiempo real, obtener una distancia espacial entre una posición actual del giroavión (100) y un patrón de la diana de aterrizaje según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia; y
- controlar el regulador electrónico (40) según la distancia espacial para controlar una velocidad de giro del motor (50) para hacer que el giroavión (100) aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje.
13. Procedimiento de aterrizaje automático según la reivindicación 12, en el que la distancia espacial comprende una altura del giroavión (100) y una coordenada plana del giroavión (100) con respecto al patrón de la diana de aterrizaje,
- 15 la altura del giroavión (100) se calcula según el ángulo predeterminado y los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de distancia, y se calcula la coordenada plana del giroavión (100) con respecto al patrón de la diana de aterrizaje según los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje y a la imagen de distancia.
- 20
14. Procedimiento de aterrizaje automático según la reivindicación 13, en el que, cuando el patrón de la diana de aterrizaje es reconocido según los datos de la imagen en tiempo real correspondientes a la imagen de la diana de aterrizaje,
- 25 una altura actual del giroavión (100) se mantiene sin cambios mediante el control del regulador electrónico (40), el regulador electrónico (40) se controla según la coordenada plana del giroavión (100) con respecto al patrón de la diana de aterrizaje, para hacer que el giroavión (100) se desplace a una posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje;
- 30 cuando el giroavión (100) se desplace a la posición justo encima del patrón de la diana de aterrizaje, el regulador electrónico (40) se controla según la altura actual del giroavión (100) para que el giroavión (100) aterrice en el patrón de la diana de aterrizaje.
- 35
15. El procedimiento de aterrizaje automático según una cualquiera de las reivindicaciones 12 a 14, en el que el ángulo predeterminado está configurado para ser un ángulo agudo.

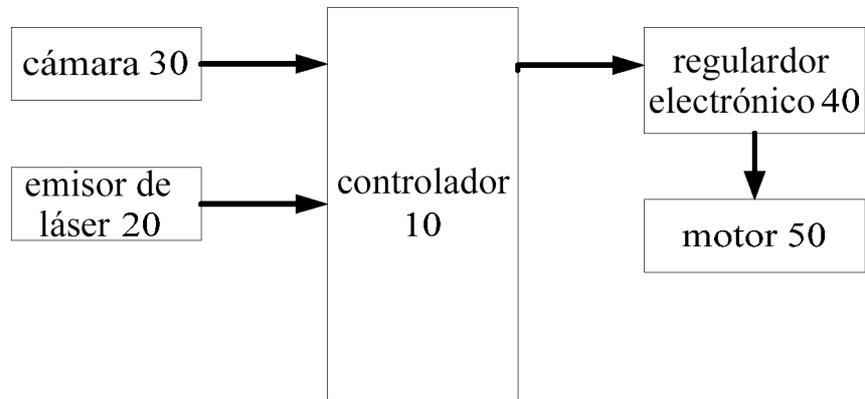


Fig. 1

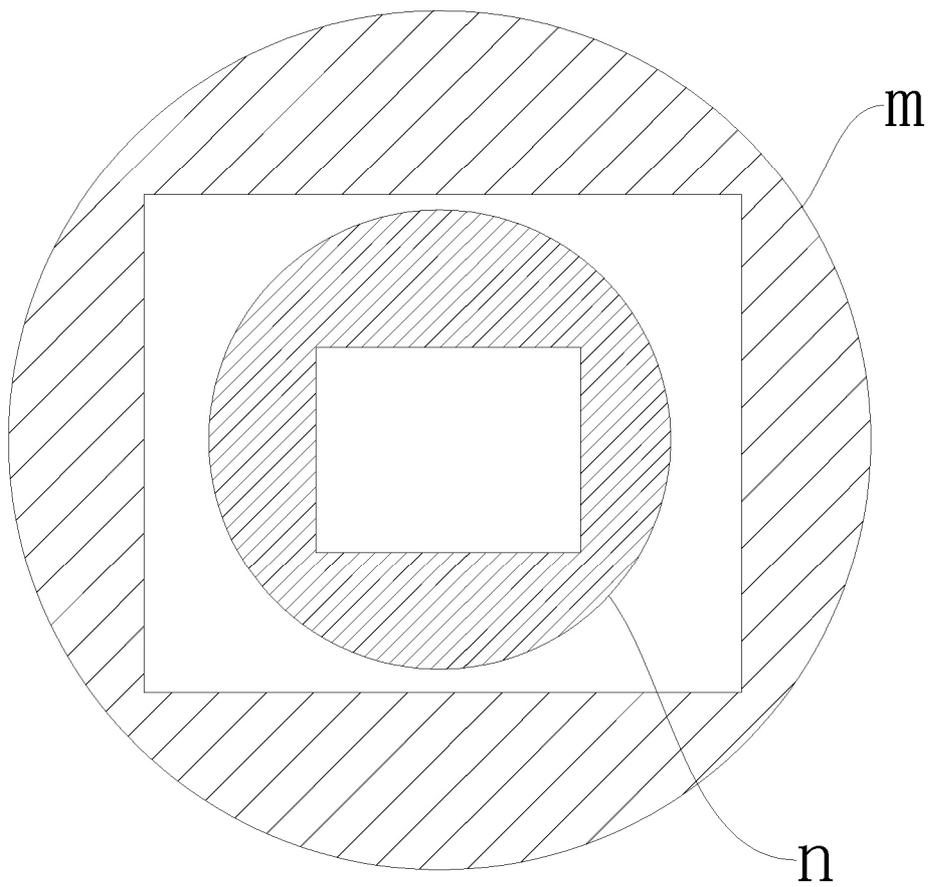


Fig. 2

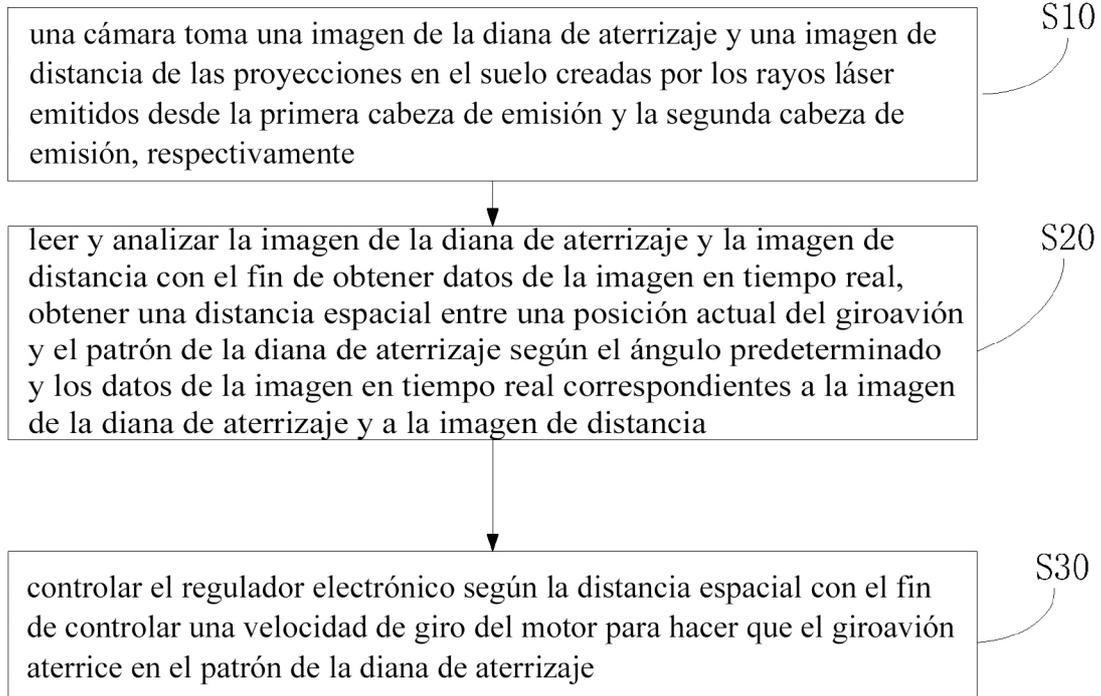


Fig. 3

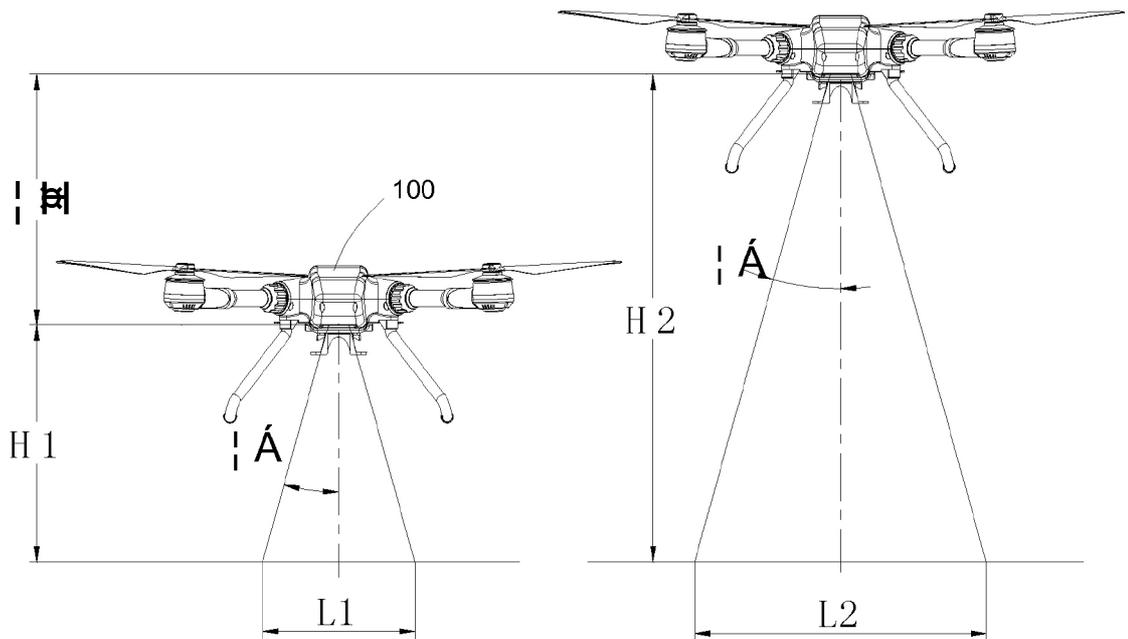


Fig. 4

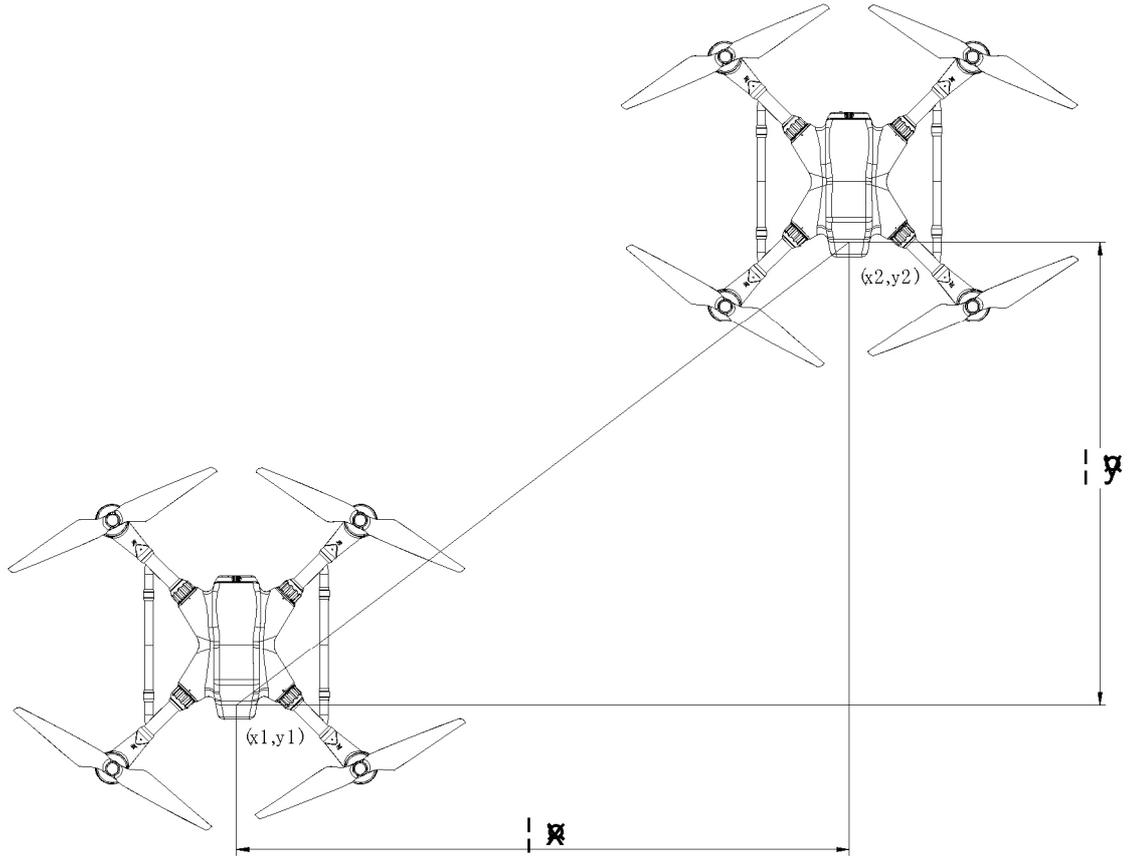


Fig. 5