

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 880 758**

51 Int. Cl.:

B64C 29/00 (2006.01)

B64C 39/00 (2006.01)

B64C 39/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **03.08.2018** **E 18382588 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **21.04.2021** **EP 3604129**

54 Título: **Vehículo aéreo no tripulado con diferentes modos de vuelo**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
25.11.2021

73 Titular/es:

FUVEX CIVIL, SL (100.0%)
C/ Urbasa 91
31621 Sarriguren (Navarra), ES

72 Inventor/es:

CASTELLANO ALDAVE, JESUS CARLOS;
VILLADANGOS ALONSO, JESUS y
ASTRAIN ESCOLA, JOSE JAVIER

74 Agente/Representante:

TORNER LASALLE, Elisabet

ES 2 880 758 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

Vehículo aéreo no tripulado con diferentes modos de vuelo

Campo técnico

5 La presente invención divulga un vehículo aéreo convertible no tripulado, también denominado en forma abreviada UAV, con características de rotores basculantes y de alas basculantes, conociéndose también la expresión de vehículo aéreo no tripulado comúnmente como un dron o una aeronave no tripulada.

10 Además, la presente invención divulga un UAV con capacidad para modificar su configuración de modo de vuelo entre un primer modo de vuelo que utiliza hélices de rotor para generar sustentación mientras mantienen las alas libres para girar, inclinarse o rotar en torno a su propio eje longitudinal (transversal al fuselaje del vehículo) y un segundo modo de vuelo que utiliza hélices para empujar a la aeronave hacia delante en una dirección horizontal mientras que las alas principales permanecen fijas en una posición de generación de sustentación, también conocido como convertiplano.

Estado de la técnica

15 El concepto de una aeronave de rotores basculantes surgió inicialmente en las primeras décadas del siglo XX y hace referencia a una aeronave con capacidad para reposicionar las hélices de rotor o las hélices-rotores dispuestas en las alas, normalmente alas fijas, lo que permite a la aeronave maniobrar en una dirección horizontal o vertical (vuelo estacionario), al igual que siendo también adecuada para un despegue y un aterrizaje verticales (VTOL). Los primeros prototipos y modelos modernos fueron producidos durante las décadas de 1950 y 1960 aplicados a vehículos de aeronave tripulada, especialmente aeronaves militares.

20 La solicitud de patente US 2015/136.897 da a conocer un vehículo aéreo no tripulado de ala fija que comprende una pluralidad de hélices, dispuestas en el ala citada, que pueden ser pivotadas entre una posición vertical y una horizontal mediante el uso de un mecanismo de giro.

25 Por otra parte, se utiliza la expresión de alas basculantes para describir aeronaves con capacidad para hacer girar sus alas, de una forma similar a las hélices de rotor en una aeronave de rotores basculantes, de forma que la aeronave tenga capacidad para un vuelo convencional hacia delante o un vuelo estacionario, al igual que un despegue y un aterrizaje convencionales o verticales. Como sucede con las primeras aeronaves de rotores basculantes, los primeros prototipos y modelos modernos también fueron producidos durante las décadas de 1950 y 1960 aplicados a aeronaves tripuladas, especialmente aeronaves militares.

30 La patente US nº 2.708.081 da a conocer una aeronave que comprende un fuselaje, un ala en cada lado del fuselaje con hélices y unidades de propulsión dispuestas en los extremos externos de las alas y medios para hacer girar las alas en torno a un eje con respecto al fuselaje.

35 Sin embargo, los vehículos de aeronave de alas basculantes diseñados bien para una navegación tripulada o bien no tripulada, presentan una grave desventaja en su diseño cuando las alas fijas están colocadas verticalmente en un modo de vuelo estacionario al igual que durante un despegue y un aterrizaje verticales, dado que el área superficial del ala se encuentra en su máxima exposición a los vientos cruzados, lo que reduce las propiedades aerodinámicas de la aeronave y aumenta el efecto de resistencia aerodinámica, reduciendo, por lo tanto, el efecto de sustentación.

Estos conceptos, aplicados inicialmente a los vehículos de aeronave tripulada, han sido ajustados y extrapolados a vehículos aéreos no tripulados, tales como drones, y, por lo tanto, existe una amplia gama de UAV de rotores basculantes y de alas basculantes disponibles en el mercado.

40 La solicitud de patente WO2016/120.833 da a conocer un dron de rotores basculantes que comprende un fuselaje, un par de alas conectadas con el fuselaje que tienen un eje longitudinal "X", de forma que cada ala gire en torno al eje longitudinal "X" con respecto al fuselaje. El dron incluye múltiples rotores, conectado cada rotor con un ala y configurado para girar en torno al eje longitudinal "X", y comprendiendo cada rotor al menos una pala que gira en torno a un eje "Y" de rotación, sustancialmente ortogonal al eje longitudinal "X". Sin embargo, este documento no soluciona el problema relativo a los vientos cruzados que colisionan o impactan contra las alas en una posición vertical.

45 La solicitud de patente WO2016/035.068 da a conocer una aeronave multirrotor que tiene un chasis con uno o más motores, una o más alas libres y un accionador, estando fijadas las una o más alas libres a dicho chasis por medio de una conexión axial, de forma que el ángulo del ala libre cambie con respecto a dicho chasis debido al flujo de aire sobre dicha ala. Las una o más alas libres pueden girar independientemente y pueden incluir superficies de control o un dispositivo de limitación del movimiento.

50 La solicitud de patente china nº 104925247 da a conocer un helicóptero de múltiples hélices con cabeceo hacia delante que tiene un cuerpo, una hélice principal, un eje giratorio de la hélice principal y un empenaje, en el que un ala, compuesta por un cuerpo de ala fija, un cuerpo de ala amovible y un eje giratorio, está instalada horizontal y transversalmente en la porción inferior del cuerpo del helicóptero, con hélices secundarias instaladas en dos lados de dicha ala. El cuerpo de ala amovible está conectado con el cuerpo de ala fija a través del eje giratorio en un modo de

sobregiro, y las hélices secundarias están en conexión de transmisión con el eje giratorio a través de mecanismos respectivos de transmisión por engranajes.

5 El modelo de utilidad chino nº 204979219 da a conocer un rotor basculante de cuatro hélices, que tiene un fuselaje con alas delanteras y traseras acopladas a dicho fuselaje con ejes giratorios respectivos. Cada ala tiene una porción deflectora, teniendo cada una de dichas porciones deflectoras una de las cuatro hélices fijada a la misma, y que gira de forma síncrona con su eje giratorio respectivo.

La presente invención tiene como objetivo superar los problemas citados, al igual que proporcionar un UAV que sea almacenado o montado con facilidad debido al diseño particular de los distintos componentes.

Breve descripción de la invención

10 Para superar los problemas citados, la invención propone un UAV según la reivindicación 1. Se dan a conocer características opcionales adicionales en las reivindicaciones dependientes 2-13.

15 El presente documento da a conocer una aeronave, especialmente un vehículo aéreo no tripulado (de aquí en adelante, UAV o dron) con capacidad para cambiar entre un primer modo de vuelo, que utiliza alas giratorias, y un segundo modo de vuelo, que utiliza alas fijas, comprendiendo el UAV un fuselaje, que define un eje longitudinal "Y" a lo largo del centro de gravedad del UAV y paralelo a dicho fuselaje, con uno o más ejes giratorios que se proyectan desde dos lados opuestos del fuselaje a lo largo de un eje longitudinal transversal "X", perpendicular al eje longitudinal "Y", con una o más alas en cada lado del fuselaje dispuestas en el eje de rotación, de forma que las alas giren con respecto al fuselaje en torno al eje giratorio definido por el eje longitudinal "X".

20 Las hélices de rotor están dispuestas en cada lado del fuselaje en los uno o más ejes giratorios, preferiblemente con al menos una hélice de rotor por ala. Cada hélice de rotor comprende una pluralidad de palas giratorias propulsadas por un motor, o una fuente alternativa de propulsión, encerrado en una carcasa montada en el eje del rotor. Las palas de la hélice están normalmente fabricadas de madera, metal o materiales compuestos poliméricos, pudiendo o no incluir estos refuerzos tales como fibras de carbono.

25 Las alas del UAV, divulgado en la presente memoria, tienen un diseño particular. Cada una de las alas está compuesta de un componente separable delantero y de un componente separable trasero, ambos montados en torno al al menos un eje giratorio, de forma que el componente separable delantero defina un borde de ataque de cada ala y el componente separable trasero defina un borde de salida de cada ala. Se debería hacer notar que el componente separable delantero, el componente separable trasero o ambos pueden estar compuestos de una o más piezas. Cuando los componentes de cada ala están montados conjuntamente, incluyen al menos una porción recortada, adecuada para rodear de forma adecuada la carcasa de la hélice de rotor dispuesta en el eje giratorio, al igual que permitir que cada una de las hélices de rotor gire libremente junto con la rotación del eje giratorio en el que ha sido instalada o dispuesta entre dichos modos primero y segundo de vuelo, sin un riesgo de colisión con las alas.

35 Los componentes separables delantero y trasero están montados conjuntamente, en una realización particular, por medio de filas opuestas de imanes dispuestos en superficies adyacentes opuestas de los componentes separables delantero y trasero, teniendo dichas filas opuestas de imanes polos opuestos. Sin embargo, en realizaciones alternativas pueden utilizarse otros mecanismos adecuados de montaje, tales como:

- una combinación de una o más filas de insertos distribuidos uniformemente que se proyectan desde al menos una superficie bien de uno de los componentes, o bien de ambos, que son insertados en orificios dispuestos de forma colineal en una superficie adyacente opuesta del otro componente separable,
- una configuración machihembrada en la que se montan o desmontan los componentes separables deslizándolos lateralmente de forma conjunta,
- uno o más elementos de cierre dispuestos a lo largo de al menos una sección del ala en la que los componentes separables se encuentran en contacto entre sí, o
- unir ambos componentes separables mediante el uso de múltiples tornillos o pernos en combinación con un número idéntico de tuercas u otros elementos similares de retención, que son accesibles desde el exterior a través de paneles retraíbles instalados en ambos componentes.

50 También pueden utilizarse otros mecanismos adecuados, no divulgados en la presente memoria pero que son conocidos en el estado actual de la técnica y el uso de los cuales sería evidente para un experto.

Además, los componentes separables delantero y trasero pueden ser proporcionales en tamaño o no, de forma que en una realización particular de la invención el componente separable trasero sea considerablemente mayor que su homólogo, el componente separable delantero o viceversa, o tengan ambos aproximadamente el mismo tamaño.

Debido al hecho de que las alas del UAV son separables, esto permite al UAV ser montado o desmontado con facilidad y, por lo tanto, mejora su transportabilidad dado que puede ser almacenado como componentes independientes cuando no está siendo utilizado.

En vista de la configuración de alas divulgada anteriormente, el UAV también puede cambiar entre un primer modo de vuelo y un segundo modo de vuelo, de forma que en el primer modo de vuelo, cada ala esté montada y dispuesta de forma que pueda girar libremente en torno al eje giratorio en el que ha sido montada y teniendo fijada a la misma la hélice de rotor, sirviendo el eje giratorio únicamente de elemento de guía y no produciendo ni provocando ningún movimiento de rotación que afecte a la rotación de la propia ala. En este primer modo de vuelo, el ala está colocada u orientada según una dirección y la intensidad del viento (viento cruzado) que incide contra el área superficial del ala, al igual que un flujo corriente abajo generado por la hélice de rotor, que produce un movimiento giratorio a lo largo del eje longitudinal transversal "X" y, por lo tanto, las alas en cada lado del fuselaje giran independientemente entre sí, en torno al eje giratorio en el que están montadas.

Al permitir que las alas giren libremente en torno a su eje giratorio, únicamente debido a un viento cruzado que incide contra el área superficial de cada ala y al flujo corriente abajo generado por las hélices de rotor, se reduce el efecto de resistencia aerodinámica generado en aeronaves convencionales de alas basculantes cuando se hace girar el ala y se deja en una posición fija. Al regular el ángulo de las hélices de rotor, el UAV puede determinar un rumbo óptimo de vuelo durante el modo de vuelo estacionario o el despegue y el aterrizaje verticales, también conocidos como VTOL.

Con respecto al segundo modo de vuelo, cada ala permanece en una posición fija predeterminada, por ejemplo en un plano horizontal transversal por medio de un mecanismo de bloqueo del ala, dotando al UAV de una propulsión elevadora convencional provocada en un vuelo convencional hacia delante. El citado mecanismo de bloqueo del ala proporciona a las alas una libertad limitada de movimiento, de forma que cada ala pueda regular independientemente su ángulo de cabeceo en torno al eje longitudinal "X", transversal al fuselaje del vehículo, también conocido como el eje de cabeceo, para:

- estabilizar la aeronave, al simular y lograr un efecto similar provocado por la presencia de superficies de control de vuelo incluidas en las alas, tales como aletas hipersustentadoras y/o alerones, que no están presentes en la invención divulgada, simplificando, por lo tanto, el diseño de las alas utilizadas en el UAV y mejorando las propiedades aerodinámicas de las alas al no alterar su geometría;
- generar un momento giratorio en torno al eje longitudinal "Y", también conocido como el eje de alabeo de la aeronave, que afecta al giro o al cambio de dirección del UAV alabeándose o inclinándose hacia el interior de un movimiento de giro del UAV, aumentando la sustentación de las una o más alas en un lado del fuselaje con respecto a las una o más alas en el otro lado del fuselaje; y/o
- modificar un ángulo de una superficie planaria con respecto a un estabilizador horizontal de un empenaje o cola del UAV, para estabilizar adicionalmente el UAV.

El mecanismo de bloqueo del ala utilizado en el segundo modo de vuelo se selecciona, preferiblemente, de un grupo que comprende:

- un amortiguador regulable colocado en cada lado del fuselaje, para cada ala, que limita y retiene el borde de salida del componente separable trasero de cada ala, limitando la elevación del ala debido a un momento angular negativo generado por un efecto de sustentación;
- uno o más elementos limitantes magnéticos dispuestos a lo largo de un recorrido en el fuselaje equivalente al recorrido realizado por el borde de salida de cada ala, con un imán de un polo opuesto dispuesto en el borde de salida del ala adyacente al fuselaje; o
- un elemento mecánico de retención tal como un pasador o un tornillo que es, opcionalmente, regulable en altura que se inserta en una cavidad de una superficie del ala adyacente al fuselaje, cerca del borde de salida, de forma que cuando el elemento mecánico de retención está insertado en la cavidad retiene el ala en posición con un ángulo fijo o uno variable, siendo esta la opción preferida, debido a la geometría de la cavidad que puede tener forma de ranura proporcionando al elemento mecánico de retención una cierta libertad de movimiento.

En distintas realizaciones de la presente invención, cada uno de los al menos un eje giratorio que se proyecta del fuselaje tiene al menos un eje giratorio de babor, y un eje giratorio de estribor, de forma que un eje giratorio del UAV esté compuesto bien de un eje giratorio de babor y de un eje giratorio de estribor formando un eje giratorio transversal, o bien de forma que el al menos un eje giratorio de babor y dicho al menos un eje giratorio de estribor sean independientes entre sí.

Además, cada uno de los ejes giratorios dispuestos en una realización particular del UAV pueden ser propulsados bien por un accionador o bien por múltiples accionadores independientes, de forma que cada uno de los accionadores independientes esté asociado con un eje giratorio o con un eje giratorio de babor y con un eje giratorio de estribor que

forman, conjuntamente, un eje giratorio con dos accionadores distintos. Los ejes giratorios constituidos por un eje giratorio de babor y un eje giratorio de estribor pueden estar dispuestos bien de forma coaleada o no alineada en cada lado del fuselaje, y están dispuestos a lo largo del eje longitudinal "Y", o eje de alabeo, a lo largo del centro de gravedad del UAV.

- 5 Se debería hacer notar que, en distintas realizaciones de la presente invención, las hélices de rotor en cada lado del fuselaje pueden girar independientemente entre sí según la rotación del eje giratorio en el que están instaladas, al igual que si están dispuestas bien en el mismo eje giratorio o bien en ejes giratorios independientes. Con independencia de si las hélices de rotor del UAV giran o no independientemente entre sí, giran entre 0° y 90° con respecto a un plano horizontal definido por la posición de las alas en el segundo modo de vuelo, en el que son sustancialmente horizontales y paralelas a la tierra.

Se comprenderá que las referencias a una posición geométrica, tales como paralelo, perpendicular, tangencial, etc. permiten desviaciones de hasta $\pm 5^\circ$ desde la posición teórica definida por esta nomenclatura.

- 15 También se comprenderá que cualquier intervalo de valores dado puede no ser óptimo en valores extremos y puede requerir aplicar adaptaciones de la invención a estos valores extremos, encontrándose tales adaptaciones dentro del alcance de un experto.

Otras características de la invención aparecen a partir de la siguiente descripción detallada de una realización.

Breve descripción de las figuras

- 20 Se comprenderán más completamente las anteriores y otras ventajas y características a partir de la siguiente descripción detallada de una realización con referencia a los dibujos adjuntos, que han de ser tomados como ilustrativos y no limitantes, en los que:

- la FIG. 1 es una vista despiezada de un ala de babor, que ilustra los distintos componentes de una realización particular de un ala,
- la FIG. 2 ilustra un ala, como puede verse en la FIG. 1, en un segundo modo de vuelo, como un ala fija,
- las FIGURAS 3a a 3c ilustran distintas posiciones de ala de un ala de babor, como puede verse en la FIG. 1, cuando el UAV se encuentra en un primer modo de vuelo, como un ala giratoria, y
- las FIGURAS 4a y 4b ilustran, respectivamente, una realización particular de un UAV en un segundo modo de vuelo y en un primer modo de vuelo en el que el UAV tiene dos alas en cada lado del fuselaje.

Descripción detallada de una realización

Se comprenderán más completamente las anteriores y otras ventajas y características a partir de la siguiente descripción detallada de una realización con referencia a los dibujos adjuntos, que han de ser tomados como ilustrativos y no limitantes, en los que:

- 35 La FIG. 1 ilustra los distintos componentes que forman, conjuntamente, un ala 3, específicamente el ala de babor, en una realización particular del UAV. El ala 3 está compuesta de un componente separable delantero 3a que define un borde 30a de ataque del ala 3, que comprende dos partes separadas, y un componente separable trasero 3b que define un borde 30b de salida del ala 3, que comprende una única parte. Los dos componentes, 3a y 3b, están montados conjuntamente en torno a un eje giratorio 2, coaxial con un eje longitudinal "X" que es transversal al fuselaje 1 de la aeronave, por medio de filas opuestas de imanes 6 dispuestos en superficies adyacentes opuestas de los componentes separables delantero y trasero 3a, 3b, teniendo las filas opuestas de imanes 6 polos opuestos. Además, los componentes separables delantero y trasero 3a, 3b están montados entre sí dejando una porción recortada o espacio 3c, de forma que un alojamiento 4b de hélice de rotor de la hélice 4 de rotor pueda girar libremente según la rotación del eje giratorio 2 en el que se ha fijado sin riesgo de colisión con la propia ala 3.
- 40 La hélice 4 de rotor comprende una pluralidad de palas 4a de rotor y un alojamiento 4b o carcasa instalado en el eje giratorio 2 que incluye el medio de accionamiento para propulsar la hélice 4 de rotor, específicamente las palas 4a de rotor.

La presente descripción también es válida para el ala de estribor, en esta realización particular del UAV.

- 50 Las FIGURAS 2 y 3a a 3c muestran un ala 3 del UAV, según la descripción incluida en la FIG. 1, en distintas posiciones según un segundo modo de vuelo y un primer modo de vuelo del UAV, respectivamente.

La FIG. 2 muestra un ala 3 colocada en el segundo modo de vuelo del UAV, en la que el ala 3 del UAV está fijada en una posición angular predeterminada debido a un mecanismo de bloqueo del ala (no mostrado en esta figura dado que el fuselaje 1 del UAV no es visible). En el segundo modo de vuelo, las hélices 4 de rotor están colocadas en una

posición sustancialmente horizontal, 0°, y, por lo tanto, el UAV vuela de una forma similar a una aeronave convencional de vuelo hacia delante.

Sin embargo, las posiciones de ala ilustradas en las FIGURAS 3a a 3c, son relevantes al primer modo de vuelo en el que cada ala 3 está dispuesta de manera que gire, se incline o rote libremente en torno al eje giratorio 2, en las que:

- 5 - en la FIG. 3a el ala 3 está colocada de tal forma debido a una dirección del viento cruzado o al flujo del viento (dirección indicada con la flecha) que incide contra el área superficial del ala 3 y, por lo tanto, el ala 3 es empujada y reposicionada después de girar en torno al eje longitudinal transversal "X", también conocido como eje de cabeceo;
 - 10 - en la FIG. 3b el ala 3 permanece en su lugar dado que el viento cruzado o flujo de viento que incide contra el área superficial del ala 3 es insignificante y, por lo tanto, no afecta a la posición natural del ala en el primer modo de vuelo; y
 - en la FIG. 3c, el ala 3 está colocada según la descripción de la FIG. 3a, pero en el sentido opuesto, debido a que la dirección, indicada con la flecha, del viento cruzado o flujo de viento que incide contra el área superficial del ala 3.
- 15 Las hélices 4 de rotor mostradas en las FIGURAS 3a a 3c, están colocadas con las palas giratorias 4a paralelas a la tierra, con el alojamiento 4b a un ángulo de aproximadamente 90°, permitiendo, por lo tanto, que el UAV vuele estacionariamente al igual que un despegue y un aterrizaje verticales (VTOL).

Tanto la FIG. 4a como la FIG. 4b ilustran una realización particular de un UAV, según la información dada a conocer anteriormente, en la que el UAV tiene dos alas 3 en cada lado del fuselaje 2, estando dispuesto el alojamiento 4b de la hélice 4 de rotor, que contiene el medio de accionamiento o accionador de la hélice 4, en el eje giratorio 2 de cada ala 3.

En la FIG. 4a, esta realización particular del UAV se encuentra en el segundo modo de vuelo, por lo tanto, las alas 3 están en una posición bloqueada en un plano sustancialmente horizontal paralelo a la tierra, debido al mecanismo de bloqueo del ala integrado en el fuselaje 2, preferiblemente en un área cercana al borde 30b de salida de los componentes separables traseros 3b de cada ala 3. Las hélices 4 de rotor de cada ala 3 están orientadas hacia delante, y están dispuestas de tal forma que el flujo corriente abajo generado por las palas 4a de las hélices 4 de rotor en las alas delanteras 3 no afecte sustancialmente a las alas traseras 3.

Por otra parte, en la FIG. 4b el UAV se encuentra en el primer modo de vuelo, y, por lo tanto, las alas 3 son sustancialmente perpendiculares a la tierra en una disposición vertical, debido a vientos cruzados insignificantes, y las hélices 4 de rotor se encuentran en un modo de vuelo estacionario. La posición de las alas 3 puede variar, como puede verse y se describe en las FIGURAS 3a a 3c, según la dirección y la intensidad del viento que strikes una área superficial de las alas 3 al igual que el flujo corriente abajo generado por las palas 4a de rotor de la hélice 4 de rotor.

El vehículo aéreo no tripulado (UAV) o dron divulgado en la presente memoria puede estar propulsado por medio de una o más pilas de combustible, una o más baterías (preferiblemente baterías de polímero de litio) u otras fuentes alternativas de alimentación que suministran energía a uno o más accionadores, tales como un motor eléctrico o un motor electromecánico, instalados en el fuselaje 2.

El fuselaje 2 puede tener cualquier forma aerodinámica adecuada y puede incluir, opcionalmente, un empenaje (también conocido como cola o conjunto de cola) en la sección trasera del fuselaje 2 para proporcionar, adicionalmente, más estabilidad al UAV. El empenaje puede incluir una o más, bien de una superficie vertical estabilizadora, bien de una superficie horizontal estabilizadora o bien de ambas, que proporcionan un control adicional de la dinámica del vuelo del UAV, especialmente el guiñado y el cabeceo del UAV.

Además, para cualquier realización particular de la presente invención, el UAV puede estar configurado para modificar, cambiar o pasar del primer modo de vuelo al segundo modo de vuelo, o viceversa, bien de forma manual o bien automática.

45 Si la transición entre los dos modos de vuelo es manual, el piloto del UAV o el controlador del UAV decide cuándo se encuentran las alas 3 en una posición óptima que ha de ser retenida por el mecanismo de bloqueo del ala, cuando las alas 3 se encuentran inicialmente en el primer modo de vuelo dispuestas para girar libremente en torno a un eje giratorio 2. El piloto del UAV controla el ángulo de inclinación de las hélices 4 de rotor por medio de los uno o más ejes giratorios 2 que se proyectan transversalmente desde el fuselaje 1, evalúa los parámetros y las condiciones de vuelo y luego decide si las alas 3 están colocadas de forma adecuada para activar el mecanismo de bloqueo del ala y retiene las alas 3 en una disposición sustancialmente horizontal, en el segundo modo de vuelo. Entonces, el piloto del UAV puede determinar cuándo el UAV debe pasar del segundo modo de vuelo de nuevo al primer modo de vuelo y, por lo tanto, desactivar el mecanismo de bloqueo del ala.

55 Sin embargo, si la transición entre los dos modos de vuelo es automática, por lo tanto el UAV se encuentra en la actualidad en una configuración de piloto automático, la transición entre modos de vuelo comienza inclinando o modificando el ángulo de las hélices 4 de rotor al hacer girar los uno o más ejes giratorios 2 y al mismo tiempo medir y/o determinar la velocidad del UAV con respecto al viento al igual que garantizar que el rendimiento del UAV sigue

- 5 dentro del dominio de rendimiento (también denominado dominio de vuelo) del UAV. Una vez se ha logrado la velocidad mínima, asociada a cada modo de vuelo, las hélices 4 de rotor están colocadas finalmente según bien el primer modo de vuelo o bien el segundo modo de vuelo según la transición de vuelo que está teniendo lugar. Las alas 3 se posicionan debido a un momento/efecto de sustentación que modifica su posición en el primer modo de vuelo, hasta que se encuentren en una posición sustancialmente horizontal en la que se activa el mecanismo de bloqueo del ala y el UAV ha pasado al segundo modo de vuelo.

REIVINDICACIONES

1. Un vehículo aéreo no tripulado, UAV, que comprende:

- un fuselaje (1),

5 - al menos un eje giratorio (2) que se proyecta desde ambos lados de dicho fuselaje (1),

- al menos un ala (3) en cada lado del fuselaje (1) colocada en dicho eje giratorio (2), y

10 - al menos una hélice (4) de rotor, que comprende una o más palas (4a) de rotor y un alojamiento (4b) dispuesto en dicho eje giratorio (2) en cada lado de dicho fuselaje (1),

en el que el UAV está configurado para cambiar entre:

15 un primer modo de vuelo que utiliza alas giratorias en el que cada ala (3) está dispuesta de forma que gire libremente en torno a al menos un eje giratorio (2), y el ala (3) está orientada debido a una dirección y una intensidad del viento cruzado contra un área superficial del ala (3) al igual que un flujo corriente abajo generado por la hélice (4) de rotor dispuesta en un modo de vuelo estacionario y

20 un segundo modo de vuelo utilizando alas fijas en el que cada ala (3) permanece en una posición fija predeterminada por medio de un mecanismo de bloqueo del ala, y la hélice de rotor orientada hacia delante,

caracterizado porque cada una de las alas (3) está compuesta de componentes separables delantero y trasero (3a, 3b) montados en torno a dicho al menos un eje giratorio (2), incluyendo dichas alas montadas (3) una porción recortada (3c) que permite que cada alojamiento (4b) de hélice de rotor gire libremente junto con la rotación del al menos un eje giratorio (2) entre dichos modos primero y segundo de vuelo.

25 2. Un UAV según la reivindicación 1, en el que en el primer modo de vuelo las alas en cada lado del fuselaje (1) giran independientemente entre sí, en torno a al menos un eje giratorio (2).

3. Un UAV según la reivindicación 1, en el que en el segundo modo de vuelo cada ala (3) puede regular independientemente un ángulo de cabeceo para:

30 - estabilizar la aeronave,

- estabilizar un ángulo de alabeo en torno a un eje longitudinal "Y", y/o

- modificar un ángulo de una superficie planaria con respecto a un estabilizador horizontal de un empenaje.

35 4. Un UAV según la reivindicación 1, en el que el al menos un eje giratorio (2) que se proyecta del fuselaje (1) tiene al menos un eje giratorio de babor, y un eje giratorio de estribor, siendo independientes entre sí dicho al menos un eje giratorio de babor y dicho al menos un eje giratorio de estribor.

5. Un UAV según la reivindicación 4, en el que el al menos un eje giratorio de babor y el al menos un eje giratorio de estribor están propulsados por:

40 - un accionador, o

- múltiples accionadores independientes, estando asociado cada accionador independiente con un eje giratorio.

45 6. Un UAV según la reivindicación 4, en el que el al menos un eje giratorio de babor y el al menos un eje giratorio de estribor están dispuestos bien de forma coalineada o no alineada en cada lado del fuselaje (1) y están dispuestos en el centro de gravedad, o próximos al mismo, del UAV.

7. Un UAV según la reivindicación 1, en el que los ejes giratorios están bien coalineados o bien no alineados en cada lado del fuselaje (1), y están dispuestos en el centro de gravedad, o próximos al mismo, del UAV.

50 8. Un UAV según la reivindicación 1, en el que dichos componentes separables delantero y trasero están montados conjuntamente por medio de filas opuestas de imanes dispuestos en superficies adyacentes opuestas de los componentes separables delantero y trasero, teniendo dichas filas opuestas de imanes polos opuestos.

9. Un UAV según la reivindicación 1, en el que las hélices de rotor en cada lado del fuselaje (1) giran independientemente entre sí.

10. Un UAV según la reivindicación 1 o 9, en el que las hélices de rotor giran entre 0° y 90° con respecto a un plano definido por dicha posición predeterminada de cada ala en el segundo modo de vuelo.

11. Un UAV según la reivindicación 1, en el que el componente separable delantero define un borde de ataque de cada ala y el componente separable trasero define un borde de salida de cada ala.

12. Un UAV según la reivindicación 11, en el que los componentes separables no son proporcionales en tamaño.

5 13. Un UAV según la reivindicación 1, en el que se selecciona dicho mecanismo de bloqueo del ala utilizado en el segundo modo de vuelo de un grupo que comprende:

- un amortiguador regulable colocado en cada lado del fuselaje (1), para cada ala, que limita y retiene el borde de salida del componente separable trasero de cada ala, limitando la elevación del ala debido a un momento angular negativo generado por un efecto de sustentación;

10 - uno o más elementos limitantes magnéticos dispuestos a lo largo de un recorrido en el fuselaje (1) equivalente al recorrido realizado por el borde de salida de cada ala, con un imán de un polo opuesto dispuesto en el borde de salida del ala adyacente al fuselaje (1); o

15 - un elemento mecánico deslizante de retención que se inserta en una cavidad de una superficie del ala adyacente al fuselaje (1), reteniendo cada ala en una posición predeterminada en un ángulo fijo o uno variable.

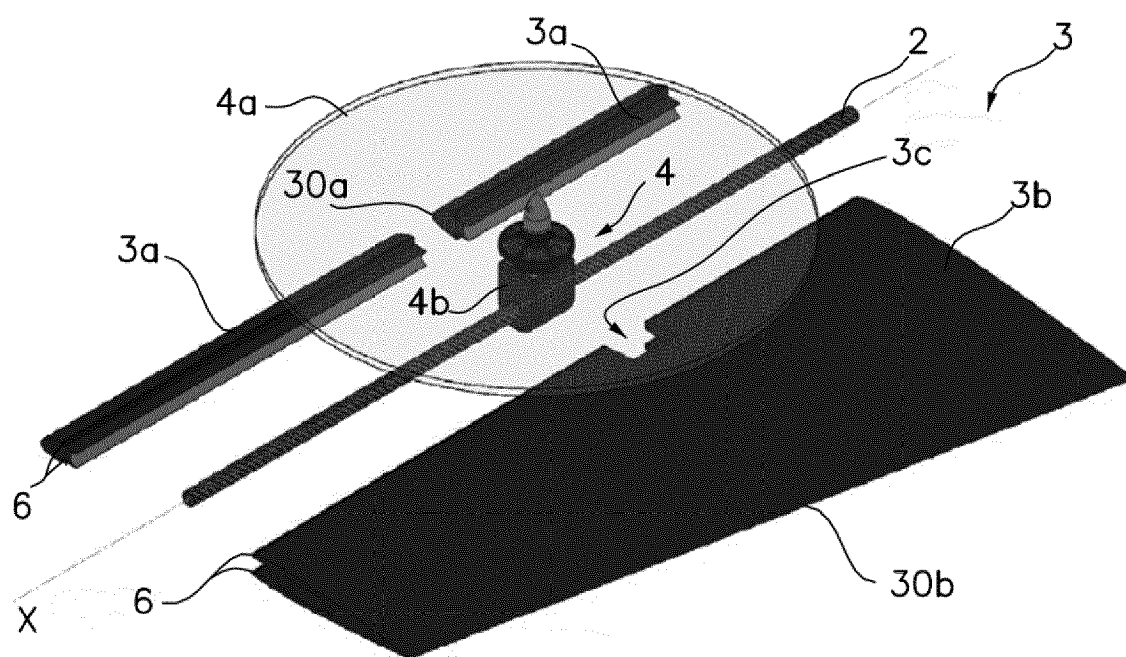


Fig. 1

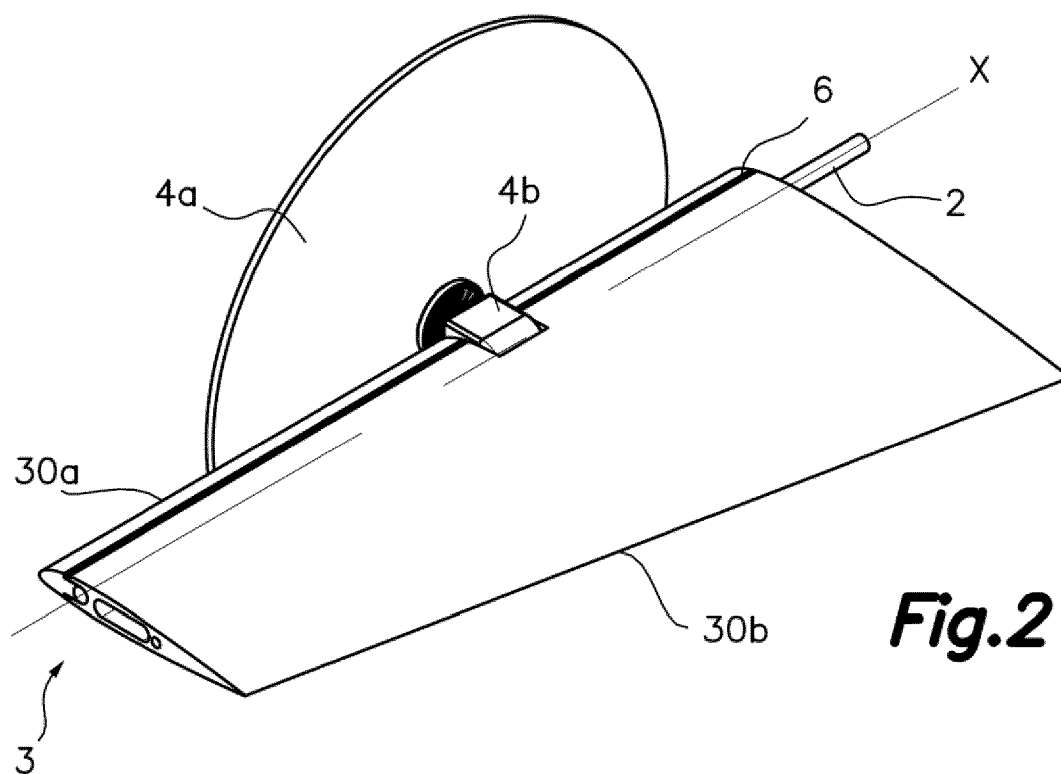


Fig. 2

