

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **1 236 685**

21 Número de solicitud: 201931440

51 Int. Cl.:

**B64C 29/00** (2006.01)

12

SOLICITUD DE MODELO DE UTILIDAD

U

22 Fecha de presentación:

**04.09.2019**

43 Fecha de publicación de la solicitud:

**28.10.2019**

71 Solicitantes:

**MARTÍN ALEXANDRE, Emilio (100.0%)  
C/ COLMENAREJO Nº5  
28411 MORAZARZAL (Madrid) ES**

72 Inventor/es:

**MARTÍN ALEXANDRE, Emilio**

74 Agente/Representante:

**HERRERA DÁVILA, Álvaro**

54 Título: **AERONAVE DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL**

**ES 1 236 685 U**

**DESCRIPCIÓN**  
**AERONAVE DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL**

**OBJETO DE LA INVENCION**

La presente invención se refiere a un avión, principalmente no tripulado, con un par de alas pivotantes según su eje principal, de forma que se pueden orientar desde una posición de ala horizontal o con un ángulo de ataque próximo a cero 5 grados, hasta una posición vertical o con un ángulo de ataque cercano a noventa grados, que permite su despegue y aterrizaje de forma vertical.

Viene a resolver el problema hasta ahora no resuelto de la limitación de autonomía y alcance que presentan las aeronaves del tipo helicóptero o multirroto 10 al pasar de un despegue vertical como éstos, pero transformándose en una aeronave con capacidad de vuelo sin motor o de planeo sin emplear control alguno en los motores sino empleando superficies aerodinámicas de control en los tres ejes, lo que también la convierte en una aeronave que aumenta significativamente la seguridad de operación en vuelo en caso de parada de uno o todos los motores.

15 Las ventajas de esta invención son las siguientes:

- Además de la ya mencionada ventaja de realizar el despegue y aterrizaje de forma vertical evitando la necesidad de pistas, ofrece:
- Un aumento drástico de autonomía y alcance debido a que se disminuye el consumo energético con respecto al de las aeronaves tipo helicóptero o multirroto 20 al pasar de un despegue vertical como éstos, pero transformándose en una aeronave con capacidad de vuelo sin motor o de planeo sin emplear control alguno en los motores sino empleando superficies aerodinámicas de control en los tres ejes, lo que también la convierte en una aeronave que aumenta significativamente la seguridad de operación en vuelo en caso de parada de uno o todos los motores.
- En caso de fallo de algún motor o incluso de todos los motores, se mantiene la capacidad de vuelo a planeo con superficies de control de actuación en los tres ejes del avión.
- Una mejora significativa de la distribución de presiones cerca de los bordes marginales del ala, tanto en el intradós como en el extradós, gracias a que los motores delanteros giran con sentidos opuestos, de 30

forma que las palas interiores o que apuntan hacia el fuselaje giran en sentido ascendente, provocando que el sentido de la turbulencia inducida por las hélices sea contrario al de la turbulencia de los vórtices marginales del ala.

- 5           - Un aumento enorme en la eficiencia en vuelo de crucero horizontal, al poder parar los motores traseros y plegar sus hélices, desapareciendo la resistencia de onda de los planos de giro de estos, volando únicamente con los delanteros; por lo tanto, necesitando un menor consumo energético.
- 10          - Una disminución de la interferencia aerodinámica del ala delantera sobre el ala trasera.

Hay otras aeronaves de alas orientables o convertibles que desarrollan la capacidad de despegue vertical, pero no solucionan problemas de vuelo o control derivados del fallo de uno o de todos los motores. En resumen, resuelve problemas que se plantean frente a otro tipo de aeronaves, ofreciendo ventajas frente a estas.

La aplicación industrial de esta invención se encuentra dentro del sector del diseño y fabricación de aeronaves, y más concretamente aeronaves de despegue y aterrizaje vertical.

### **ANTECEDENTES DE LA INVENCION**

20           Aunque no se ha encontrado ninguna invención idéntica a la descrita, exponemos a continuación los documentos encontrados que reflejan el estado de la técnica relacionado con la misma.

Así el documento ES2713458T3 se refiere a una aeronave, que comprende: una estructura de soporte; al menos cuatro rotores de sustentación; en donde cada uno de los rotores de sustentación esta unido a la estructura de soporte y comprende al menos una hélice, en donde los rotores de sustentación están formados de tal manera que un plano de rotación, en el que al menos gira una hélice del rotor de sustentación, esta inclinado con respecto a un plano formado por la estructura de soporte, de manera que se forme un componente de empuje horizontal como resultado de la inclinación del plano de rotación de al menos una hélice, cuyo

componente de empuje horizontal puede ser utilizado para imprimir una guinada de la aeronave, que la aeronave está configurada de tal manera que una inclinación del plano de rotación ocurre perpendicularmente a un eje longitudinal de la aeronave en la dirección de vuelo principal, y un cambio en el momento angular causado por un cambio en la velocidad de rotación de los rotores de sustentación y la componente de empuje horizontal actúan en la misma dirección de modo que aumentan el par de torsión que es generado por el cambio en el momento angular por la componente de empuje horizontal. La aeronave citada, por tanto, no hace alusión alguna a un sistema pivotante o de rotación de eje de alas para la modificación de la orientación de empuje de motores, como sí lo hace la aeronave de la invención principal.

ES2703353T3 describe una aeronave, en particular un vehículo aéreo no tripulado con modo de vuelo con alas y modo de vuelo estacionario, que comprende: una estructura de ala que tiene una dirección longitudinal, y que tiene una sección de ala izquierda y una sección de ala derecha; y una estructura de soporte que se extiende desde la estructura de ala, y que tiene una sección de soporte superior y una sección de soporte inferior, en el que cada una de la sección de ala izquierda, la sección de ala derecha, la sección de soporte superior y la sección de soporte inferior está provista de una unidad de empuje, que, en la estructura de ala: la sección de ala izquierda comprende una sección de base del ala izquierda y una sección de punta del ala izquierda, en el que la sección de punta del ala izquierda es giratoria respecto a la sección de base del ala izquierda alrededor de un eje que se extiende sustancialmente en la dirección longitudinal de la estructura de ala; la sección de ala derecha comprende una sección de base del ala derecha y una sección de punta del ala derecha, en el que la sección de punta del ala derecha es giratoria respecto a la sección de base del ala derecha alrededor de un eje que se extiende sustancialmente en la dirección longitudinal de la estructura de ala; y la unidad de empuje de la sección de ala izquierda está dispuesta en la sección de punta del ala izquierda, y la unidad de empuje de la sección de ala derecha está dispuesta en la sección de punta del ala derecha. En este caso se trata de una aeronave con una estructura de ala con sección de punta del ala giratoria, pero el eje de giro es paralelo a la dirección de desplazamiento de la aeronave, no

transversal como propone la invención principal que permite orientar los motores con sentido de empuje vertical.

ES2693899A2 propone un sistema contra accidentes, control, y mejora en aeronaves, constituido por un conjunto de alas-hélices dispuestas en distintas partes  
5 de la aeronave como el morro, extremo de alas, cola, zona superior, etc., que se ponen en funcionamiento para no sobrepasar, compensar y controlar la velocidad de bajada e impacto de la aeronave en caso de emergencia y evitar lesiones, muertes, danos en la carga y en aeronave. El sistema descrito en la citada invención se refiere a la incorporación de un sistema de alas-hélices a lo largo de la estructura de  
10 una aeronave para complementarla, y ofrecer una alternativa de control de vuelo en caso de emergencias, por lo que no se menciona en ningún momento la acción de alas pivotantes, objeto de la invención principal.

ES2711840A1 hace referencia a una aeronave de operación simplificada, que comprende: o un fuselaje con una parte delantera, una parte intermedia y una parte  
15 trasera, o dos superficies sustentadoras delanteras, situadas una a cada lado de la parte delantera del fuselaje, o dos superficies sustentadoras traseras, situadas una a cada lado de la parte trasera del fuselaje, y o al menos un motor de propulsión situado en cada superficie sustentadora, que cada superficie sustentadora tiene una superficie aerodinámica continua con un borde de ataque, un borde de salida y unos  
20 perfiles de intradós y extradós que unen el borde de ataque con el borde de salida, porque las superficies sustentadoras están articuladas en giro para modificar su inclinación con respecto al fuselaje, y porque la aeronave adicionalmente comprende unos medios de control configurados para accionar de modo independiente los motores de propulsión, tal que variando la propulsión de los motores y la inclinación  
25 de las superficies sustentadoras se realizan las maniobras de profundidad, alabeo y guinada de la aeronave. Una vez más, aunque se menciona un sistema de giro o pivote de alas con motores para modificar la dirección de empuje de estos, el sistema de control de la aeronave está basado en medios de control para accionar de modo independiente los motores de propulsión, de forma que sin la acción de los  
30 motores no hay posibilidad de un control efectivo de la aeronave en sus tres ejes.

Conclusiones: Como se desprende de la investigación realizada, ninguno de los documentos encontrados soluciona los problemas planteados como lo hace la invención propuesta.

5

## DESCRIPCIÓN DE LA INVENCION

La aeronave de despegue y aterrizaje vertical objeto de la presente invención se constituye a partir de un avión, no tripulado en principio, con un fuselaje que comprende un par de alas preferentemente de proporciones similares, pudiéndose  
10 añadir extensiones al ala delantera o trasera con el fin de aumentar la capacidad planeadora, una en la parte inferior delantera del fuselaje y la otra en la parte superior trasera. Dicho fuselaje no tiene deriva, aunque en alguna realización podría llevar deriva vertical.

En el ala delantera hay dos motores, primordialmente eléctricos, situados  
15 cada uno solidariamente al ala en su borde o extremo marginal, por el lado del borde de ataque.

En el ala trasera hay otros dos motores, también eléctricos en principio, situados cada uno solidariamente al ala en su borde marginal, por el lado del borde de salida en principio, aunque también se podrían situar por el lado del borde de  
20 ataque. En cada uno de sus dos bordes marginales se sitúan dos superficies estabilizadoras verticales, primordialmente con superficies de mando móviles, aunque también podría no tener ninguna superficie de mando.

En el borde de salida del ala preferentemente trasera, se sitúan superficies de mando que pueden actuar como alerones o como flaps simultáneamente. También  
25 se podrían situar en el borde salida del ala delantera, o incluso en el borde de salida de ambas alas, delantera y trasera.

Ambas alas son pivotantes según su eje principal, en sentido transversal al eje longitudinal del fuselaje, el cual está principalmente situado a un 25% de la cuerda media aerodinámica, medido desde su borde de ataque, de forma que se

pueden orientar desde una posición de ala horizontal o de ángulo de ataque próximo a cero, hasta una posición vertical o de ángulo de ataque próximo a 90 grados.

Los cuatro motores disponen de controladores independientes, y las palas de los dos motores del ala posterior pueden ser plegables hacia atrás, volando  
5 únicamente con los motores delanteros.

Los motores delanteros giran con sentidos opuestos, de forma que las palas interiores o que apuntan hacia el fuselaje giran en sentido ascendente, provocando que el sentido de la turbulencia inducida por las hélices sea contrario al de la turbulencia de los vórtices marginales del ala, aumentando la eficiencia  
10 aerodinámica del conjunto formado por el ala delantera y los motores.

### **BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS**

Para una mejor comprensión de la presente descripción se acompañan unos dibujos que representan una realización preferente de la presente invención:

Figura 1: Vista en perspectiva convencional de la aeronave de despegue y  
15 aterrizaje vertical en posición de vuelo horizontal regular.

Figura 2: Vista en perspectiva convencional de la aeronave de despegue y aterrizaje vertical en posición de vuelo vertical.

Figura 3: Vista en detalle de las hélices plegadas de los motores traseros.

Las referencias numéricas que aparecen en dichas figuras corresponden a los  
20 siguientes elementos constitutivos de la invención:

1. Fuselaje
2. Ala delantera
3. Ala trasera
4. Motores
- 25 5. Superficies de mando
6. Estabilizadores verticales
7. Eje delantero
8. Eje trasero

## DESCRIPCIÓN DE UNA REALIZACIÓN PREFERENTE

Una realización preferente de la aeronave de despegue y aterrizaje vertical objeto de la presente invención, con alusión a las referencias numéricas, puede basarse en un avión no tripulado, con un fuselaje (1) sin deriva, que comprende un  
5 par de alas (2, 3) de proporciones similares, una (2) en la parte inferior delantera del fuselaje (1) y la otra (3) en la parte superior trasera.

En el ala delantera (2) hay dos motores (4) eléctricos, situados cada uno solidariamente al ala (2) en su borde o extremo marginal, por el lado del borde de ataque; y en el borde de salida se sitúan superficies de mando (5) que pueden  
10 actuar como alerones o como flaps simultáneamente.

En el ala trasera (3) hay otros dos motores (4), también eléctricos, situados cada uno solidariamente al ala (3) en su borde marginal, por el lado del borde de salida. En cada uno de sus dos bordes marginales se sitúan dos superficies estabilizadoras verticales (6), primordialmente con superficies de mando móviles.

15 Ambas alas (2, 3) son pivotantes según su eje principal (7, 8), de forma que se pueden orientar desde una posición de ala horizontal o ángulo de ataque próximo a cero, hasta una posición vertical o de ángulo de ataque próximo a 90 grados.

Los cuatro motores (4) disponen de controladores independientes, y las palas de los dos motores del ala posterior pueden ser plegables hacia atrás, volando  
20 únicamente los dos motores delanteros.

Las superficies de mando móviles (5) situadas en el ala delantera (2) y en los estabilizadores verticales (6) situados en el ala trasera (3), pueden variar su posición mediante actuadores controlados independientemente, de forma que es posible gobernar sobre los tres ejes de equilibrio del aeroplano incluso aunque estén  
25 parados los motores (4).



## REIVINDICACIONES

1.- Aeronave de despegue y aterrizaje vertical, constituida por un avión no tripulado en principio, caracterizado por un fuselaje (1) sin deriva que comprende un par de alas (2, 3), una (2) en la parte inferior delantera del fuselaje (1) y la otra (3) en la parte superior trasera, y cada ala (2, 3) comprende un par de motores (4), situados cada uno solidariamente al ala (2) en su borde o extremo marginal en el caso del ala delantera (2), y en su borde marginal, por el lado del borde de salida en el caso del ala trasera (3), y comprende a su vez superficies de mando (5) que pueden actuar como alerones o como flaps simultáneamente en el ala delantera (2), y superficies estabilizadoras verticales (6) en los bordes marginales del ala trasera (3); y ambas alas (2, 3) son pivotantes según su eje principal (7, 8) en sentido transversal al eje longitudinal del fuselaje (1), de forma que se pueden orientar desde una posición de ala horizontal o ángulo de ataque próximo a cero, hasta una posición vertical o de ángulo de ataque próximo a 90 grados.

2.- Aeronave de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicación 1, donde los cuatro motores (4) disponen de controladores independientes.

3.- Aeronave de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicaciones 1 y 2, donde las palas de los dos motores (4) del ala posterior (3) pueden ser plegables hacia atrás.

4.- Aeronave de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicaciones 1 a 3, donde las superficies de mando móviles (5) situadas en el ala delantera (2) y en los estabilizadores verticales (6) situados en el ala trasera (3), pueden variar su posición mediante actuadores controlados independientemente.

5.- Aeronave de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicaciones 1 a 4, donde los alerones y/o flaps también se pueden situar en el borde de salida del ala trasera (2), o incluso en el borde de salida de ambas alas, delantera (2) y trasera (3).

6.- Aeronave de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicaciones 1 a 5, donde los motores (4) del ala trasera (3) pueden ir en su borde o extremo marginal, por el lado del borde de ataque.

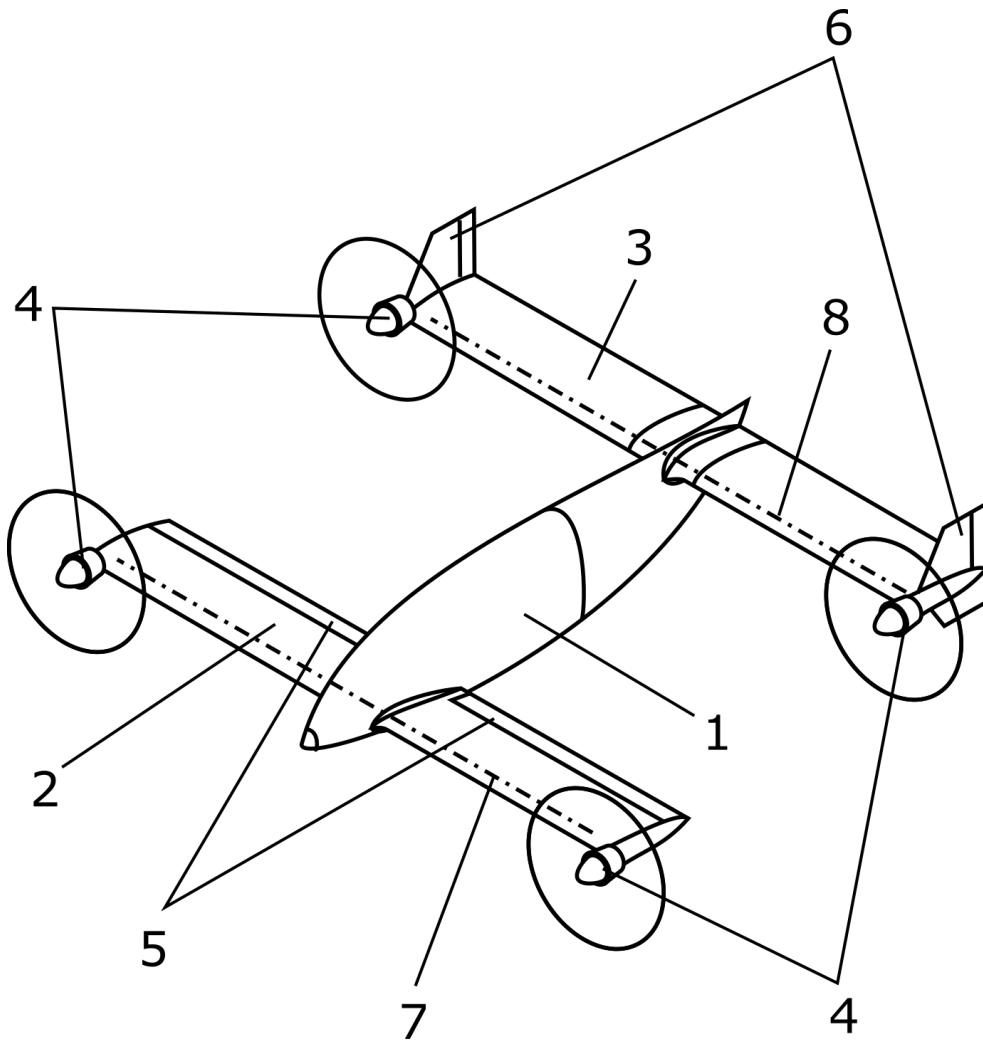


FIG 1

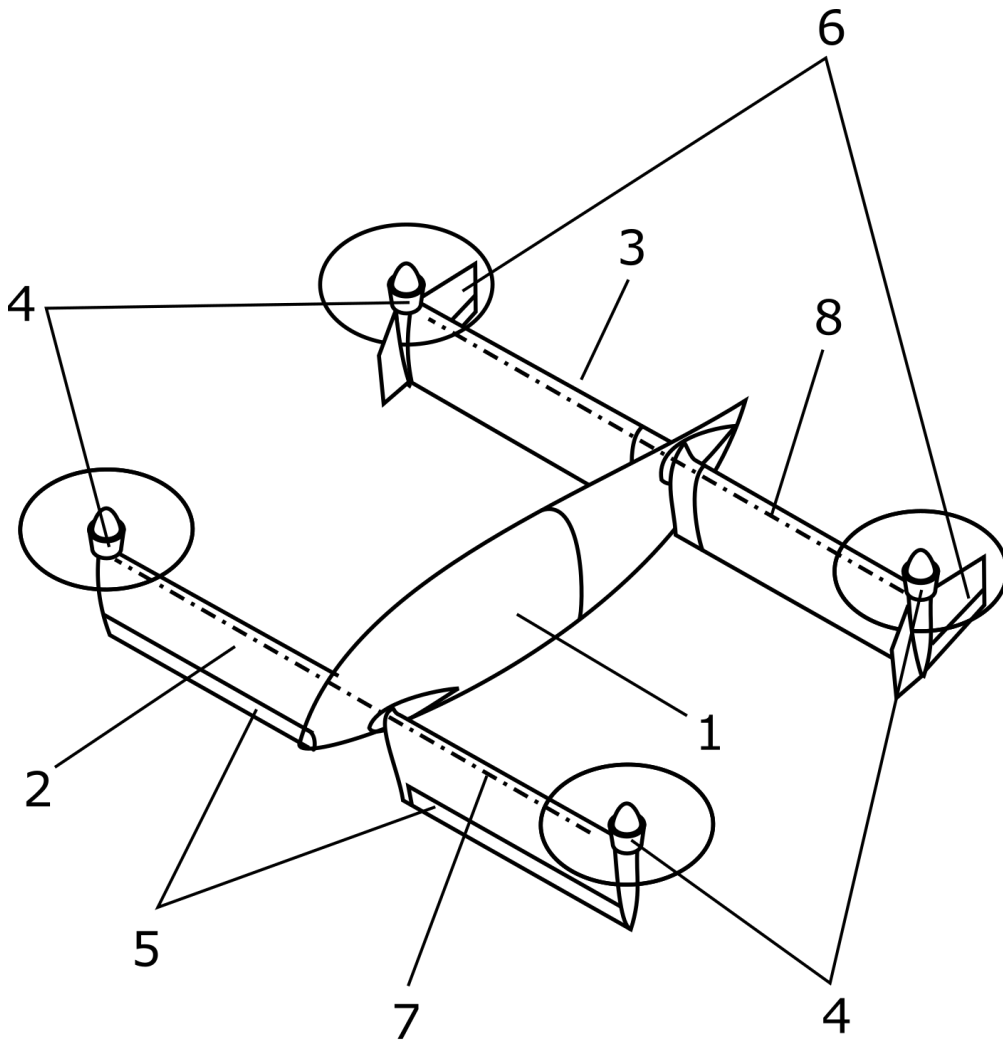


FIG 2