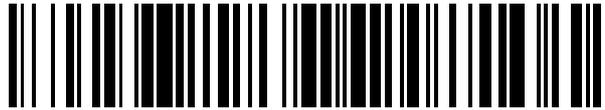


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 775 773**

21 Número de solicitud: 201930059

51 Int. Cl.:

<b>B64C 27/26</b>	(2006.01)	<b>B64C 1/22</b>	(2006.01)
<b>B64C 27/28</b>	(2006.01)		
<b>B64C 29/00</b>	(2006.01)		
<b>B64C 39/04</b>	(2006.01)		
<b>B64C 39/08</b>	(2006.01)		
<b>B64C 39/12</b>	(2006.01)		
<b>B64C 3/38</b>	(2006.01)		
<b>B64C 3/18</b>	(2006.01)		

12

SOLICITUD DE PATENTE

A1

22 Fecha de presentación:

**25.01.2019**

43 Fecha de publicación de la solicitud:

**28.07.2020**

71 Solicitantes:

**OUTON TRILLO, Pedro (100.0%)**  
**AVDA. FINISTERRE, 58**  
**15230 OUTES (A Coruña) ES**

72 Inventor/es:

**OUTON TRILLO, Pedro**

54 Título: **AERONAVE DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL CON PROPULSORES PIVOTANTES**

57 Resumen:

Es una aeronave de despegue y aterrizaje vertical, con un concepto estructural novedoso, que contiene ocho conjuntos propulsores, dos superficies sustentadoras pivotantes (delantera, trasera) y una superficie sustentadora mixta (fija en la parte central y pivotante en los laterales).

Por medio de un único mecanismo de giro que hace rotar todas las partes móviles de forma coordinada, esta aeronave pasa de un modo de vuelo vertical, donde el empuje de los propulsores es utilizado para elevar el aparato, a un modo de vuelo horizontal donde el aparato se sustenta por medio de las fuerzas aerodinámicas creadas en sus alas y el empuje de los propulsores es utilizado para impulsar el aparato horizontalmente reduciendo drásticamente el consumo de energía.

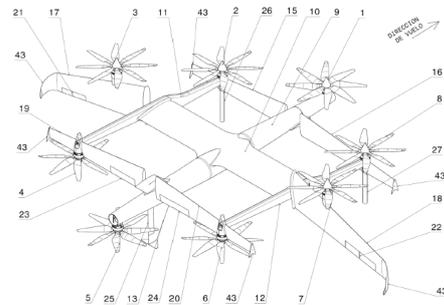


FIGURA 1

ES 2 775 773 A1

**DESCRIPCIÓN**

**AERONAVE DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL CON PROPULSORES  
PIVOTANTES**

5

**SECTOR DE LA TÉCNICA**

La presente invención pertenece al campo de la aeronáutica, y más concretamente al campo de los vehículos aéreos eléctricos con la capacidad de despegue y aterrizaje vertical (eVTOL).

10

El objeto de la invención es una nueva aeronave dotada con ocho propulsores pivotantes y tres superficies aerodinámicas sustentadores (delantera, central y trasera) diseñada para llevar a cabo operaciones aéreas de forma segura incrementando su autonomía y reduciendo su mantenimiento.

15

**ANTECEDENTES DE LA INVENCION**

Las operaciones aéreas con UAVs (drones) están limitadas por la autonomía de los mismos (en el caso de los multicopteros) o por la imposibilidad de poder despegar y aterrizar verticalmente (en el caso de los aviones de ala fija).

20

Los actuales modelos híbridos combinan ambas tecnologías permitiendo un uso polivalente de las aeronaves de forma eficiente y con mayor autonomía de vuelo, pero la mayoría de ellos (por ejemplo en el caso de los cuadricópteros) no lo hacen de forma segura (equiparable a los estándares de seguridad de la aviación comercial) ya que no son sistemas redundantes que permitan el control de la aeronave en el caso de fallo de uno de sus propulsores (conjunto motor-hélice) ,o bien, en el caso de serlo, estos no se encuentran situados de forma equidistante con respecto al centro de masas, trabajando de este modo de forma ineficiente (e inestable en algunos casos).

25

En otros casos, los propulsores se encuentran situados en los extremos de las alas (estructuras en voladizo) necesitando reforzar de forma considerable estas estructuras para evitar la aparición de vibraciones generadas por los propulsores. Esto se traduce en un incremento de peso y por tanto en una reducción de la autonomía.

30

Por otro lado, el tamaño de las hélices en la mayoría de los casos se ve condicionado por el diseño del avión, impidiendo utilizar hélices de gran tamaño que son más eficientes y menos ruidosas.

35

## EXPLICACIÓN DE LA INVENCION

5 Con el fin de solucionar las limitaciones mencionadas en el apartado anterior, la invención propone una aeronave polivalente con capacidad de despegue y aterrizaje vertical movida con energía eléctrica (opcionalmente hibrida) capaz de transportar tanto mercancías como pasajeros, que ofrece las siguientes ventajas competitivas:

- SEGURIDAD y ESTABILIDAD:

10

-En su configuración de vuelo vertical (para aterrizaje y despegue), la arquitectura de multihélice con ocho conjuntos propulsores, colocados en forma de octógono con su centro geométrico situado en las proximidades del centro de masas de la aeronave, aporta la suficiente estabilidad y seguridad necesarias para poder realizar estas fases de la misión con garantías, puesto que, en el caso de fallo simple de uno de los propulsores NO representaría un fallo catastrófico.

15

Además, por el hecho de situarse todos los propulsores a la misma distancia con respecto al centro de masas, los motores trabajan con las mismas sollicitaciones (mismo par torsor) lo que le aporta estabilidad y eficiencia puesto que no quedaría ningún motor infrautilizado o sobrecargado por el hecho de estar inconvenientemente distribuidos. De esta forma se simplifica también la electrónica de gobierno de la aeronave (controladora de vuelo) puesto que no requiere de complicados algoritmos para compensar un eventual fallo de alguno de los motores, es decir, con la distribución octogonal, la respuesta al fallo es la misma con independencia del propulsor del que se trate.

20

25

30

-En su configuración de vuelo horizontal (vuelo eficiente), la arquitectura de avión con tres superficies aerodinámicas (delantera o "canard", central y trasera) le aporta una estabilidad adicional a la aeronave (con respecto a la configuración clásica de avión comercial) puesto que se minimiza el impacto de un posible desplazamiento del centro de masas como consecuencia de un mal reparto de pesos en la carga de pago transportada.

35

Estos dos configuraciones combinadas suponen una novedad y una mejora

significativa con respecto al actual estado de la técnica en lo que seguridad y estabilidad de la aeronave se refiere.

5 De la misma forma, el resto de los sistemas críticos (baterías, electrónica, mecanismo central encargado de hacer girar los propulsores, las alas y el tren de aterrizaje), también ofrecen una redundancia suficiente para garantizar el control de la aeronave ante cualquier incidente.

10 • EFICIENCIA AERODINÁMICA,

La aeronave objeto de la invención comprende un fuselaje de dimensiones reducidas, consiguiendo minimizar de este modo la resistencia al paso de la corriente de aire, gracias a la adopción de las siguientes medidas:

15 -Integrando buena parte de los componentes (baterías principales, controladora de vuelo y otros componentes electrónicos) en el interior de las alas.

20 -Utilizando compartimentos de carga (para mercancías o personas) independientes, enganchados en la parte baja del fuselaje de forma que viajan “colgados” de la aeronave con la intención de no limitar el uso del aparato a un volumen concreto, o por el contrario penalizar el comportamiento aerodinámico en el caso de llevar una bodega de gran volumen vacía o infrautilizada.

Por otro lado, la posición de los equipos propulsores en la parte delantera y trasera del fuselaje y en la parte central de las alas (entre el extradós e intradós), soplando y aspirando aire (en el caso de los delanteros y traseros respectivamente) mejora de forma considerable el comportamiento aerodinámico (mejorando la relación L/D, rotura de la capa límite, ...)

Además, con la arquitectura de esta aeronave, es posible utilizar hélices de grandes dimensiones que resultan mucho más eficientes.

30 • LIGEREZA Y ROBUSTEZ.

Otra característica importante de la invención es la ligereza del conjunto, conseguida gracias al empleo de materiales compuestos y en mayor medida al aprovechamiento de las propiedades mecánicas de cada uno de los elementos que forman la aeronave, que trabajando de forma conjunta consiguen crear un bloque

compacto y muy resistente a los esfuerzos de tracción-compresión, cortadura, flexión y torsión que deben resistir tanto las alas como el fuselaje.

El cuerpo principal de la estructura de la alas y fuselaje está formado por:

5            -Largueros y Costillas: Son estructuras planas de fibra de carbono, aligeradas con vaciados en su parte interna (próxima a la línea media), que además de dar ligereza al conjunto permiten el paso del aire por el interior de la estructura refrigerando de este modo las baterías.

10           -Larguerillos: Otra característica importante de la invención es el aprovechamiento de la resistencia a tracción (y en menor medida a compresión) que poseen los cables semirrígidos de cobre empleados para la conexión de los distintos componentes eléctricos. Estos cables, convenientemente situados justo por debajo de la piel exterior y apoyados  
15           sobre cada una de las costillas permiten reaccionar las cargas del conjunto. Además de esto, conforman una red longitudinal de cables sobre los que se apoya la piel exterior permitiendo reducir de forma considerable su espesor (y, en consecuencia, su peso) al desaparecer los efectos de pandeo local de la piel entre costillas y larguerillos (“crippling”).

20           -Baterías: Las baterías (por estar compuestas por celdas metálicas) tienen una alta rigidez (a torsión y a flexión). Estas representan un porcentaje alto del peso del conjunto que en esta invención deja de ser un “un peso muerto” colgado de la estructura, a formar parte de esta, aportando rigidez a la aeronave.

25           Para ello, las baterías se apoyan sobre unos larguerillos interiores capaces de transmitir los esfuerzos directamente hacia las costillas y de estas a toda la estructura.

Otra característica importante de esta invención es la robustez del conjunto que evita  
30           problemas de vibraciones que generan los propulsores. En esta invención, los propulsores se encuentran situados en los “nudos” (o nodos) de la estructura o en zonas donde la estructura tiene la suficiente rigidez sin necesidad de recurrir a refuerzos innecesarios.

35

- FIABLE Y DE BAJO MANTENIMIENTO:

La fiabilidad y el bajo mantenimiento de operación (y por consiguiente, bajo coste de  
5 operación) es otra de las características que aporta esta invención. Por ello se ha  
reducido el numero de mecanismos utilizados para el funcionamiento de sus  
elementos.

10 -Mecanismo de giro: Un único mecanismo centralizado (redundante en su  
funcionamiento) se encarga de hacer girar de forma coordinada todos los  
propulsores y todas las alas pivotantes a la hora de hacer la transición de vuelo  
vertical a vuelo horizontal, evitando de esta forma utilizar un mecanismo de giro  
por cada uno de los ocho propulsores que compone la aeronave. Además de  
reducir la probabilidad de fallo del sistema, simplifica enormemente su gestión  
15 electrónica.

-Tren de aterrizaje: El tren de aterrizaje de la aeronave de esta invención se  
compone de tres apoyos (en trípode). Uno de los apoyos es el propio  
estabilizador vertical invertido que funciona como pata fija trasera. Para los  
20 otros dos apoyos se compone de dos patas pivotantes delanteras (izquierda y  
derecha) que rotan gracias al propio mecanismo de giro centralizado, de forma  
que cuando la aeronave se encuentra en vuelo vertical, estas patas se  
encuentran extendidas. Cuando la aeronave pasa a vuelo horizontal, las dos  
patas delanteras rotan junto con los propulsores y se esconden dentro de los  
25 soportes longitudinales laterales sin la necesidad de emplear ningún  
mecanismo adicional.

-Para el movimiento del resto de partes móviles (aleros, timones de  
profundidad y timón de dirección) se emplean sencillos servos que mueven de  
forma independiente cada uno de los elementos. Estos componentes son  
30 fácilmente reemplazables y de bajo coste.

- MODULAR Y ESCALABLE:

Como se ha mencionado anteriormente, en una realización preferente el dispositivo  
35 puede incorporar adicionalmente compartimentos de carga independientes (para

mercancías o personas). De esta forma, se permite colgar del fuselaje compartimentos de diferentes tamaños dependiendo de la misión a la que vaya destinado (sensores, cámaras, carga de distintos volúmenes, cabinas de pasajeros, etc.). Esto le da un carácter modular a la aeronave.

5

Otra de las características de la invención es que se trata de una aeronave totalmente escalable.

- SILENCIOSA:

10

A la hora de operar en entornos urbanos, la contaminación acústica puede llegar a ser un problema. Para minimizar este hecho, la aeronave de la invención, en la realización preferente, utiliza energía eléctrica para su funcionamiento. Los propulsores movidos por este tipo de energía son más silenciosos que los movidos por combustibles fósiles (además de aportar otras ventajas para el medio ambiente).

15

De la misma forma, el empleo de hélices de gran tamaño reduce el nivel sonoro puesto que trabajan a menor velocidad de rotación si se comparan con hélices de menor tamaño.

20

Con la combinación de todas las características anteriormente mencionadas se obtiene una aeronave segura para transportar mercancías y personas, autónoma, capaz de volar a grandes distancias, con autonomía extendida, silenciosa y con bajo coste de explotación.

25

## BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

- 5 Para complementar la descripción que se está realizando y con objeto de ayudar a una mejor comprensión de las características de la invención, se acompaña como parte integrante de dicha descripción, un juego de dibujos en donde con carácter ilustrativo y no limitativo, se ha representado lo siguiente:
- 10 Figura 1.- Muestra una vista isométrica de la aeronave de la invención en su configuración de vuelo vertical.  
Figura 2.- Muestra una vista en planta de la aeronave de la invención en su configuración de vuelo vertical.  
Figura 3.- Muestra una vista lateral de la aeronave de la invención en su configuración
- 15 de vuelo vertical.  
Figura 4.- Muestra una vista isométrica de la aeronave de la invención en su configuración de vuelo horizontal.  
Figura 5.- Muestra una vista en planta de la aeronave de la invención en su configuración de vuelo horizontal.
- 20 Figura 6.- Muestra una vista isométrica delantera derecha de la aeronave de la invención en su configuración de vuelo horizontal.  
Figura 7.- Muestra una vista isométrica de la estructura del ala central  
Figura 8.- Muestra una vista lateral de la estructura del ala central  
Figura 9.- Muestra un diagrama de bloques con alguno de los componentes de la
- 25 electrónica de la invención.  
Figura 10A.- Muestra una esquema de funcionamiento de la aeronave de la invención en su modo de vuelo vertical.  
Figura 10B.- Muestra una esquema de funcionamiento de la aeronave de la invención en su modo de transición (de vuelo vertical a horizontal y viceversa).
- 30 Figura 10C.- Muestra una esquema de funcionamiento de la aeronave de la invención en su modo de vuelo horizontal.  
Figura 11.- Muestra la instalación (opcional) sobre la parte baja del fuselaje de los compartimentos de carga intercambiables (para mercancías o personas).

## REALIZACIÓN PREFERENTE DE LA INVENCION

5 A la vista de las mencionadas figuras, y de acuerdo con la numeración adoptada, se puede observar en ellas un ejemplo de realización preferente de la invención, la cual comprende las partes y elementos que se indican y describen en detalle a continuación:

10 -Un FUSELAJE (9) alineado con el eje longitudinal de la aeronave que se extiende desde la parte más adelantada, dando soporte en el punto inicial al propulsor delantero (1), hasta la parte más retrasada dando soporte en el punto final al propulsor trasero (5).

15 Este fuselaje (9) tiene una sección reducida, lo que permite mejorar la aerodinámica del conjunto. Todo el fuselaje forma un conducto de aire que circula por el interior y que permite refrigerar las baterías y otros elementos electrónicos durante el vuelo horizontal. Para tal fin dispone de una abertura en la parte delantera (40) por donde entra el flujo de aire y otra en la parte trasera (41) por donde sale a elevada velocidad debido a la succión generada a la salida.

20 En su interior puede albergar tanto baterías auxiliares intercambiables (31) y (32), como otras cargas de pago de pequeño volumen como puedan ser cámaras, sensores u otras cargas de misión.

25 En la parte baja del mismo y alineadas con el centro de masas, opcionalmente, se pueden acoplar compartimentos de carga intercambiables (14). Esto permitiría el transporte de mercancías de gran volumen o de cabinas de pasajeros, en el caso del transporte de personas. Ambas plataformas son soluciones a medida, que no forman parte de la propia aeronave y que deben ser estudiadas previamente (aerodinámica y estructuralmente) para no comprometer el comportamiento dinámico. Con esta solución se evita castigar el comportamiento de la aeronave en vacío (cuando viaja sin carga o en misiones donde toda la carga de pago viaja en el interior del reducido fuselaje) y le da una total polivalencia para que esta pueda ser utilizada en todo tipo de misiones.

35 -Dos SOPORTES LONGITUDINALES LATERALES (11) y (12), paralelos al plano de simetría de la aeronave y situados a ambos lados del fuselaje, forman

un cierto ángulo "α" con respecto al plano de horizontal, de forma que el punto más bajo de ambos soportes se encuentre en la parte delantera y el punto más alto se encuentren en la parte trasera.

5 Estos soportes longitudinales tienen como misión principal la de soportar cuatro conjuntos propulsores (2), (4), (6) y (8) situados en los extremos de estos, donde el propulsor (2) se encontraría situado en el cuadrante delantero izquierdo, el propulsor (4) en el cuadrante trasero izquierdo, el propulsor (6) en el cuadrante trasero derecho y el propulsor (8) en el cuadrante delantero derecho. En la parte delantera ambos soportes albergarán en su interior 2 patas del tren de aterrizaje delantero (26) y (27) cuando este está recogido (en posición de vuelo horizontal).

15 -Un ALA FIJA CENTRAL (10), que transcurre a lo largo del eje transversal de la aeronave y que pasa por un punto próximo al centro de masas de todo el conjunto. Esta sección del ala está sólidamente unida al fuselaje (9) en la parte central y se extiende hasta cada uno de los soportes longitudinales (11) y (12) anteriormente mencionados formando una unión solida con cada uno de ellos. Se trata de la superficie aerodinámica principal, puesto que, en este tramo es donde se genera el mayor porcentaje de la fuerza de sustentación de la aeronave.

20 En el interior del ala fija central se sitúan las dos baterías principales. Una en el lado izquierdo (29) y otra en el lado derecho (30). Estas ocupan la mayor parte del volumen del ala fija central (10). En el espacio restante se sitúa la controladora de vuelo (42) haciendo coincidir esta con la intersección teórica de los tres ejes (alabeo, cabeceo y guiñada) para que los giróscopos de la controladora puedan tener lecturas precisas del comportamiento de la aeronave.

30 El fuselaje central (9), junto con los soportes longitudinales laterales (11),(12) y el ala fija central (10) forman un conjunto fijo sólidamente unido que es la base sobre la que se apoyan el resto de los componentes móviles que se nombran a continuación:

35 -Dos ALAS PIVOTANTES CENTRALES (17) y (18), son las superficies sustentadoras aerodinámicas que se encuentran en la parte central a ambos lados del fuselaje (9). Son una continuación del ala fija central (10) que

empiezan en los soportes longitudinales laterales (11),(12) y terminan dando forma a las puntas de ala (“wingtips”) (43).

Estas se unen al fuselaje (9) por medio de unos cojinetes que le permiten girar libremente en torno a un eje central común.

5 Son opcionalmente desmontables para reducir la envergadura de la estructura y de ese modo poder facilitar las labores de transporte y almacenaje.

Sobre las alas pivotantes centrales se apoyan los dos propulsores restantes (3) y (7) que van a estar unidos a las anteriores, de forma que puedan rotar conjuntamente en torno a un eje de giro central.

10 Las alas pivotantes centrales (17) y (18), contienen al menos un alerón a cada lado de la aeronave (21) y (22). Estos son los encargados de controlar el alabeo (roll) de la aeronave cuando esta vuela horizontalmente y la guiñada (yaw) cuando vuela verticalmente.

15 -Dos ALAS PIVOTANTES DELANTERAS (15) y (16): Son las superficies sustentadoras aerodinámicas que se encuentran en la parte delantera a ambos lados del fuselaje (9). En su parte interior se unen a este por medio de cojinetes que le permiten girar libremente en torno a un eje delantero común. En su parte central se unen a los soportes longitudinales laterales (11) y (12) y a los propulsores (2) y (8). En este punto se unen también a las patas delanteras del tren de aterrizaje (26) y (27) de forma que cuando la aeronave se encuentra despegando o aterrizando estas apuntan hacia abajo. Para el vuelo horizontal estas rotan 90° (juntamente con los propulsores y alas) quedando escondidas dentro de los soportes longitudinales transversales evitando castigar el comportamiento aerodinámico.

20 En la parte final de las alas pivotantes delanteras se colocan wingtips para mejorar el comportamiento aerodinámico.

30 Las alas pivotantes delanteras (15) y (16) se sitúan en la cota más baja de la aeronave para evitar que el flujo de aire que sale de estas durante el vuelo horizontal, pueda interferir en el que entra en el ala fija central (10).

35 Por otra parte, las alas pivotante delanteras (15) y (16) tienen un ángulo de ataque ligeramente mayor con respecto a las centrales (10),(17) y (18) y las traseras (19) y (20) para garantizar que, en caso de entrada en pérdida (stall), se recupere fácilmente el control de la misma por el hecho de “caerse” en un primer

momento de la parte delantera (reestableciendo el equilibrio).

5 -Dos ALAS PIVOTANTES TRASERAS (19) y (20): Son las superficies sustentadoras aerodinámicas que se encuentran en la parte trasera a ambos lados del fuselaje (9). En su parte interior se unen a este por medio de cojinetes que le permiten girar libremente en torno a un eje trasero común. En su parte central se unen a los soportes longitudinales laterales (11) y (12) y a los propulsores (4) y (6).

10 En la parte final de las alas pivotantes traseras se colocan wingtips para mejorar el comportamiento aerodinámico.

Las alas pivotantes traseras (19) y (20) se sitúan en la cota más alta de la aeronave para evitar que el flujo de aire que sale de las centrales (10), (17) y (18) durante el vuelo horizontal, pueda interferir en el que entra en las traseras (19) y (20).

15 Las alas pivotantes traseras (19) y (20), contienen un timón de profundidad trasero a cada lado de la aeronave (23) y (24). Estos son los encargados de controlar el cabecero (pitch) de la aeronave cuando esta vuela horizontalmente.

20 -Un ESTABILIZADOR VERTICAL invertido (13) se encuentra en la parte trasera de la aeronave a la distancia mínima con respecto al final del fuselaje que garantice que el propulsor trasero (5) no interfiera con este en la configuración de vuelo vertical.

Este está invertido porque el propio estabilizador (13) forma parte del tren de aterrizaje (en trípode), es decir, cuando la aeronave aterriza se apoya en la parte baja del estabilizador. De esta forma se evitan complejos y pesados mecanismos retráctiles.

25 El estabilizador vertical (13) contiene un timón de dirección (25) encargado del control de la guiñada de la aeronave (Yaw) durante el vuelo horizontal.

30 -Un MECANISMO DE GIRO centralizado, encargado de hacer rotar todas partes móviles (propulsores, alas y tren de aterrizaje) de forma coordinada. Este se encuentra situado en la parte central del fuselaje. Por medio de levas y barras de control hace girar coordinadamente el eje delantero, central y trasero en la misma dirección.

35

Este mecanismo de giro (servo) es redundante puesto que se considera crítico para el control de la aeronave: Incorpora dos buses de entrada, gestión del estado de la redundancia para alertar en caso de que una entrada falle y aporta un feedback de posición capaz de informar, en cada momento, del ángulo de posición actual con respecto al origen.

Tal y como se observa en las figuras 7 y 8, la estructura interior de la aeronave (de las alas y fuselaje), se compone de los mismos elementos que el resto de aeroestructuras que forman parte del estado de la técnica: Largueros (Spars), costillas (Ribs), larguerillos (Stringers) y una piel exterior (Skin). Estas se fabrican en fibra de carbono (o material similar).

En esta invención, además de los anteriores, se consideran como elementos estructurales las baterías y los cables eléctricos semirrígidos, que convenientemente situados aportan rigidez al conjunto, en vez de ser masas que cuelgan de la estructura.

En el caso del ala central, esta contiene los siguientes elementos:

-FRONT SPAR (33) y REAR SPAR (34), que son los largueros convenientemente aligerados, que además de tener un peso reducido permite el paso de la corriente de aire en el interior del ala, lo que ayuda a la refrigeración de las baterías.

-COSTILLAS (35), limitadas en su contorno exterior por la superficie aerodinámica (skin). El contorno exterior contiene pequeños taladros (concéntricos entre todas las costillas) sobre los que se apoyarán los cables eléctricos semirrígidos (38) y larguerillos (36). Los taladros interiores de aligeramiento son del tamaño de las baterías (29) y (30). Además, en ese contorno interior también se mecanizan pequeños taladros (concéntricos entre todas las costillas) sobre los que se apoyarán los largueros guía interiores (37) que servirán de apoyo para las baterías (29) y (30) y pasarán las reacciones a las costillas (35). Sobre estos contornos interiores también se mecanizan pequeños pasos de aire para permitir que este pueda circular libremente entre las costillas refrigerando de este modo la superficie de las baterías (29) y (30).

- BATERÍAS (29) y (30), que representan un porcentaje muy alto con respecto al

peso total de la estructura (entre un 35% y un 65% del peso total). Por el hecho de estar compuestas por celdas metálicas, resisten grandes esfuerzos de torsión y flexión. En esta invención, están alojadas en el interior de ala, en contacto con los larguerillos guía (37) y las costillas (35) lo que le permite transmitir las cargas y reacciones entre todos los componentes de la estructura.

5

- CABLES ELECTRICOS SEMIRRIGIDOS (38), necesarios para la interconexión de los componentes electrónicos distribuidos por toda la aeronave.

En la invención que se presenta existe duplicidad de señales, haciendo pasar los cables (que llevan una misma señal) por distintas zonas (ej. parte del extradós e intradós) para tener la seguridad de que, aun en caso de recibir un daño en una zona de la aeronave, esta se pueda aterrizar de forma segura.

10

Estos cables semirrígidos (38), soportan pequeños esfuerzos de tracción (y en menor medida compresión). Todos juntos, convenientemente colocados sobre el contorno exterior de las costillas (35), contribuyen a reaccionar la flexión del ala. Por otro lado, forman una nube de cables longitudinales, sobre los que se apoyará la piel exterior (unida a estos por medio de adhesivos). Esta nube de cables mejora el comportamiento de pandeo local (cripling) de la piel exterior (skin), pudiendo de esta forma reducir el espesor de esta.

15

20

Todos los elementos anteriormente mencionados, trabajando de forma conjunta contribuyen a reducir de forma considerable el peso de la estructura.

25 Para el control del vuelo, navegación, comunicaciones, detección y esquiava de obstáculos la invención contiene los siguientes elementos:

-BATERIAS PRINCIPALES (29) y (30) y BATERIAS AUXILIARES INTERCAMBIABLES (31) y (32), son la fuente de energía de la aeronave. Las principales se alojan en el interior del ala fija central y las auxiliares intercambiables en el interior del fuselaje (con acceso por la parte inferior de la aeronave).

30

-CONTROLADORA DE BATERÍAS ó BMS (Battery Management System),

35

Entre otras funciones, controlan y monitorizan el flujo de corriente y la

temperatura de cada una de de las baterías, balancean la carga y descarga de las mismas para evitar que unas celdas se carguen más que otras, y suministran electricidad a todos los componentes electrónicos de la aeronave.

Está situada en la parte central de la aeronave.

5

-CONTROLADORA DE VUELO (42): Es el cerebro de la aeronave. Recibe las órdenes del operador por medio del receptor RF (u otro dispositivo de mayor alcance), los compara con los datos que recibe de los distintos sensores (Giróscopos, magnetómetros, acelerómetros, GPS, sensor barométrico, sonda de velocidad del aire, sistema anticolidión, ...) y los procesa. Una vez procesados envía las ordenes necesarias, entre otros, a los variadores de velocidad de los ocho motores, al mecanismo central de giro y a los distintos actuadores que gobiernan los alerones y timones de profundidad y dirección asegurándose de que la aeronave sigue las instrucciones previamente marcadas por el operador. Se sitúa en el centro del ala fija.

10

15

-PROCESADOR auxiliar, (independiente del de la controladora de vuelo), que procesa la enorme cantidad de datos recibidos de los elementos opcionales de misión, como pueden ser cámaras, cámaras térmicas, LIDAR,... Este procesador es el encargado de procesar también la información proveniente del resto de sistemas de comunicación (encriptando los datos,...). Se sitúa al lado de la controladora de vuelo.

20

-VARIADORES DE VELOCIDAD de cada uno de los motores. Reciben directamente la energía eléctrica del BMS (puesto que los motores son los que consumen la mayor parte de la energía) y las ordenes de gobierno de la controladora de vuelo. Son los encargados de variar la velocidad de los motores en función de las ordenes recibidas. Se sitúan próximos a cada uno de los motores (en el fuselaje y los soportes longitudinales laterales) en zonas donde existe corriente de aire para estar convenientemente refrigerados.

25

30

-ACTUADORES, situados en las alas pivotantes centrales, las alas pivotantes traseras y el estabilizador vertical. Son los encargados de mover los alerones y timones siguiendo las ordenes de la controladora de vuelo.

35

-SENSORES de recogida de datos. Se encuentran distribuidos a lo largo de toda la aeronave. Recogen información del vuelo y la envían a la controladora.

5 A continuación, se describen las tres fases de un procedimiento de utilización de la aeronave:

- FASE DE ASCENSO Y DESCENSO (Fig. 10A):

10 Para la fase de ascenso, todas las alas (15), (16), (17), (18), (19) y (20), a excepción del ala fija central (10) se encuentran apuntando hacia arriba. De igual modo, los equipos propulsores delanteros (1), (2) y (8) y centrales (3) y (7) se encuentran apuntando hacia arriba. Por el contrario, los equipos propulsores traseros (4), (5) y (6) se encuentran apuntando hacia abajo. Todos en su conjunto “aspiran” aire de arriba y lo “impulsan” hacia abajo. De esta forma, se consigue elevar la aeronave.

15 Las patas del tren de aterrizaje (26) y (27) apuntan hacia abajo, preparadas para apoyar el peso de la aeronave (y cargas de aterrizaje) sobre ellas.

20 En esta fase, para el control del cabeceo (pitch) y del balanceo (roll) se utiliza el control selectivo de los propulsores. Para el control de la guiñada se utilizan los alerones (21) y (22) de las alas pivotantes laterales (17) y (18) y el control selectivo de los propulsores, todos ellos gobernados por la controladora de vuelo.

Una vez que la aeronave se encuentra a cierta altura y con el rumbo correcto se pasa a la siguiente fase:

25 -FASE DE TRANSICION (Fig. 10B):

30 En esta fase todas las partes móviles (alas pivotantes, propulsores y patas de tren de aterrizaje) movidas por el mecanismo de rotación central empiezan a rotar con una velocidad de rotación no superior a los 10º/Seg. En este momento la aeronave comienza a desplazarse horizontalmente (debido a la componente horizontal de la fuerza que ejercen los propulsores). En esta fase empieza a aparecer una corriente de aire pasando por los perfiles aerodinámicos.

35 En este momento, para el control del cabeceo (pitch) se utilizan conjuntamente el control selectivo de los propulsores junto con los timones de profundidad (23) y (24); Para el control de balanceo se utilizan conjuntamente el control selectivo de los propulsores junto con los alerones (21) y (22); Para el control de guiñada

se utilizan conjuntamente el control selectivo de los propulsores junto con el timón de dirección (25).

5 Cuando la controladora estima que la velocidad relativa de aire que pasa por las alas es suficiente para crear por si solas la sustentación necesaria para mantener la aeronave en el aire, el mecanismo de rotación rota completamente (90°) para pasar a la siguiente fase:

-FASE DE VUELO HORIZONTAL O VUELO EFICIENTE (Fig. 10C):

10 En esta fase todas las alas se encuentran prácticamente en dirección horizontal (con cierto ángulo de ataque). Los propulsores delanteros (1), (2) y (8), centrales (3) y (7), y traseros (4), (5) y (6) se encuentran perfectamente alineados con respecto al eje longitudinal (eje de balanceo). Las patas delanteras del tren de aterrizaje (26) y (27) se encuentran en posición horizontal metidas en el interior  
15 de los soportes longitudinales laterales (11) y (12).

En este momento, para el control del cabeceo (pitch) se utilizan los timones de profundidad (23) y (24); Para el control de balanceo se utilizan los alerones (21) y (22); Para el control de guiñada se utiliza el timón de dirección (25).

20 En esta fase se produce un descenso considerable del consumo de energía.

## REIVINDICACIONES

1. Aeronave de despegue y aterrizaje vertical con propulsores pivotantes que contiene:

5 -Una estructura fija formada por:

- Un fuselaje, alineado con el eje longitudinal (eje de alabeo)
- Un ala fija central, alineada con el eje transversal (eje de cabeceo).

Donde, fuselaje y ala fija central se unen en forma de “+”

10 • Un soporte longitudinal izquierdo

• Un soporte longitudinal derecho

Donde, ala fija central, soporte longitudinal izquierdo y el soporte longitudinal derecho se unen en forma de “H”, quedando el fuselaje centrado entre ambos soportes laterales.

15 • Un estabilizador vertical invertido (apuntando hacia abajo), instalado en la parte trasera de la aeronave.

20 • Opcionalmente, un compartimento intercambiable de carga (mercancías o personas), situado en las proximidades del centro de masas de todo el conjunto y enganchado a la parte inferior del fuselaje. El compartimento intercambiable de carga es accesible desde la parte baja de la aeronave y en una zona libre de obstáculos donde no existe riesgo de impacto por alguna de las hélices.

-Un conjunto de superficies aerodinámicas móviles que contiene:

25 • Un ala pivotante delantera izquierda unida, por medio de cojinetes, al fuselaje en su parte interior y al soporte longitudinal izquierdo en su parte central.

• Un ala pivotante delantera derecha unida, por medio de cojinetes, al fuselaje en su parte interior y al soporte longitudinal derecho en su parte central.

• Un ala pivotante central izquierda, alineada con el ala fija central y unida por medio de cojinetes, al soporte longitudinal izquierdo en su parte interior.

30 • Un ala pivotante central derecha, alineada con el ala fija central y unida por medio de cojinetes, al soporte longitudinal derecho en su parte interior.

• Un ala pivotante trasera izquierda unida, por medio de cojinetes, al fuselaje en su parte interior y al soporte longitudinal izquierdo en su parte central.

• Un ala pivotante trasera derecha unida, por medio de cojinetes, al fuselaje en su parte interior y al soporte longitudinal derecho en su parte central.

35 • Uno o más alerones laterales izquierdos situados sobre el ala pivotante central

izquierda.

- Uno o más alerones laterales derechos, situados sobre el ala pivotante central derecha.
- Un timón de profundidad trasero izquierdo, situado sobre el ala pivotante trasera izquierda.
- Un timón de profundidad trasero derecho, situado sobre el ala pivotante trasera derecha.
- Un timón de dirección, situado sobre el estabilizador vertical.

-Un planta propulsora que contiene:

- Ocho conjuntos propulsores pivotantes, formados por motor y hélice, equidistantes con respecto al centro de masas de la aeronave y separados a la misma distancia entre ellos.

-Un tren de aterrizaje que contiene:

- Una pata delantera izquierda de tren de aterrizaje situada en la parte delantera del soporte longitudinal izquierdo.
- Una pata delantera derecha de tren de aterrizaje situada en la parte delantera del soporte longitudinal derecho.

-Un mecanismo de giro de las partes móviles que contiene:

- Un actuador (fail-safe) central de giro, situado en el interior del fuselaje central capaz de mover de forma conjunta todas las partes móviles (propulsores pivotantes, alas pivotantes y tren de aterrizaje).

-Un conjunto de baterías que contiene:

- Dos baterías principales, situadas en el interior de la del ala fija central a ambos lados del plano de simetría de la aeronave.
- Opcionalmente, una o más baterías intercambiables secundarias, situadas en el interior del fuselaje y accesibles desde la parte baja de la aeronave.
- Sistema de gestión de baterías (Battery Management System) situado en el interior del fuselaje.

-Un conjunto de equipos embarcados necesarios para el control de vuelo, navegación, comunicación y vigilancia (detección y esquivas de obstáculos) que contiene:

- Una controladora de vuelo, situada en el interior del ala fija central coincidente con el punto teórico de intersección de los ejes de cabeceo, alabeo y guiñada.
- Procesador central.
- variadores de velocidad.

- GPS.
- Receptor RF.
- Sistema anticolidión vía satélite (ADS-B).
- Sensores de control de vuelo.
- 5      • Sistemas de comunicación.
- Cámaras y otros sensores.

2.      Aeronave según reivindicación 1, caracterizada porque los conjuntos propulsores estarían situados aproximadamente sobre los vértices de un octógono  
10      teórico cuyo centro coincide con el centro de masas del aparato, de forma que:

- El conjunto propulsor 1, estaría situado en la parte delantera del fuselaje coincidiendo con el plano de simetría de la aeronave.
- 15      • El conjunto propulsor 2, estaría situado en la parte delantera izquierda, coincidiendo con la intersección entre el soporte longitudinal izquierdo y la parte central del ala pivotante delantera izquierda; El conjunto propulsor 2 y el ala pivotante delantera izquierda estarían sólidamente unidos.
- 20      • El conjunto propulsor 3, estaría situado sobre el ala pivotante central izquierda, a media distancia entre el soporte longitudinal izquierdo y el vértice del ala; El conjunto propulsor 3 y el ala pivotante central izquierda estarían sólidamente unidos.
- 25      • El conjunto propulsor 4, estaría situado en la parte trasera izquierda, coincidiendo con la intersección entre el soporte longitudinal izquierdo y la parte central del ala pivotante trasera izquierda; El conjunto propulsor 4 y el ala pivotante trasera izquierda estarían sólidamente unidos.
- 30      • El conjunto propulsor 5, estaría situado en la parte trasera del fuselaje coincidiendo con el plano de simetría de la aeronave.
- El conjunto propulsor 6, estaría situado en la parte trasera derecha, coincidiendo con la intersección entre el soporte longitudinal derecho y la parte central del ala pivotante trasera derecha; El conjunto propulsor 6 y el ala pivotante trasera derecha estarían sólidamente unidos.
- 35      • El conjunto propulsor 7, estaría situado sobre el ala pivotante central derecha, a media distancia entre el soporte longitudinal derecho y el vértice del ala; El conjunto propulsor 7 y el ala pivotante central derecha estarían sólidamente unidos.

- El conjunto propulsor 8, estaría situado en la parte delantera derecha, coincidiendo con la intersección entre el soporte longitudinal derecho y la parte central del ala pivotante delantera derecha; El conjunto propulsor 8 y el ala pivotante delantera derecha estarían sólidamente unidos.

5

3. Aeronave según reivindicación 1, caracterizada porque:

- El ala pivotante delantera izquierda y el ala pivotante delantera derecha se encuentran unidas por medio de un eje delantero común. El eje delantero común es perpendicular al plano de simetría de la aeronave y está contenido en un plano paralelo al plano horizontal de la aeronave y por debajo del ala fija central.

10

- El ala pivotante central izquierda y el ala pivotante central derecha se encuentran unidas por medio de un eje central común. El eje central común es perpendicular al plano de simetría de la aeronave y está contenido en un plano paralelo al plano horizontal de la aeronave y alineado con el ala fija central.

15

- El ala pivotante trasera izquierda y el ala pivotante trasera derecha se encuentran unidas por medio de un eje trasero común. El eje trasero común es perpendicular al plano de simetría de la aeronave y está contenido en un plano paralelo al plano horizontal de la aeronave y por encima del ala fija central.

20

4. Aeronave según reivindicación 1, caracterizada porque su estabilizador vertical junto con la pata delantera izquierda de tren de aterrizaje y la pata delantera derecha de tren de aterrizaje conforman el tren de aterrizaje de la aeronave, de modo que:

25

- La pata delantera izquierda de tren de aterrizaje, situada en la parte delantera del soporte longitudinal izquierdo se encuentra solidamente unida al eje delantero común.

30

- La pata delantera derecha de tren de aterrizaje, situada en la parte delantera del soporte longitudinal derecho se encuentra solidamente unida al eje delantero común.

35

5. Aeronave según reivindicación 1, caracterizada porque su ala fija central está formada por:

- 5 • Una estructura interior de fibra de carbono (u otros materiales ligeros), compuesta por largueros (Front y Rear Spar), costillas (ribs) y larguerillos (stringers) convenientemente aligerados. Las costillas disponen de huecos en su interior, tanto para permitir el paso de las baterías, como para permitir el paso de aire formando un canal de ventilación en el interior del ala.
- 10 • Larguerillos guía interiores de fibra de carbono (u otros materiales ligeros), para el guiado de las baterías, que se apoyan en cada uno de los huecos interiores de las costillas.
- Baterías, que apoyadas sobre los larguerillos guía aportan resistencia a la torsión y a la flexión del ala fija central.
- 15 • Multitud de cables eléctricos semirrígidos que trabajan a tracción (y en menor medida a compresión), y que transcurren por el exterior de las costillas, paralelos a los larguerillos e intercalados entre ellos, forman una nube de cables que contribuyen a mejorar el comportamiento a flexión de todo el conjunto.
- 20 • Una fina piel exterior (skin) de fibra de carbono (u otros materiales ligeros) que se apoya en la estructura interior y en los cables eléctricos unidos a ellos (por medio de adhesivos).

6. Un método para controlar una aeronave de despegue y aterrizaje vertical con propulsores pivotantes que en su configuración de vuelo vertical (para aterrizaje y despegue) contiene:

- En la parte delantera,
  - 30 • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 1), apuntando hacia arriba (soplado aire hacia abajo) unido al fuselaje en la parte mas adelantada de la aeronave.
  - Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 2), apuntando hacia arriba (soplado aire hacia abajo) unido al ala pivotante delantera izquierda y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.
  - 35 • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 8), apuntando hacia arriba

(soplando aire hacia abajo) unido al ala pivotante delantera derecha y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.

-En la parte central,

5                   • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 3), apuntando hacia arriba (soplando aire hacia abajo) unido al ala pivotante central izquierda y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.

10                  • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 7), apuntando hacia arriba (soplando aire hacia abajo) unido al ala pivotante central derecha y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.

-En la parte trasera,

15                  • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 4), apuntando hacia abajo (aspirando aire de arriba) unido al ala pivotante trasera izquierda y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.

20                  • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 6), apuntando hacia abajo (aspirando aire de arriba) unido al ala pivotante trasera derecha y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.

25                  • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 5), apuntando hacia abajo (aspirando aire de arriba) unido al fuselaje en la parte más retrasada de la aeronave.

25

7.           Un método según reivindicación 6, donde todos los conjuntos propulsores junto con sus alas pivotantes y tren de aterrizaje delantero son rotados, en la misma dirección y de forma coordinada, por medio de un único mecanismo central (gobernado por la controladora de vuelo tras conocer los datos de altura y velocidad de aire relativo entre otros) para adaptarse al modo de vuelo horizontal (vuelo eficiente), reduciendo de esta forma el consumo de energía y aumentando la autonomía, quedando distribuida de la siguiente forma:

35

-En la parte delantera,

- Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 1), apuntando hacia adelante (soplando aire hacia atrás) unido al fuselaje en la parte más adelantada de la aeronave.
- 5 • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 2), apuntando hacia adelante (soplando aire hacia atrás) unido al ala pivotante delantera izquierda y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.
- 10 • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 8), apuntando hacia adelante (soplando aire hacia atrás) unido al ala pivotante delantera derecha y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.

-En la parte central,

- 15 • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 3), apuntando hacia adelante (soplando aire hacia atrás) unido al ala pivotante central izquierda y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.
- 20 • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 7), apuntando hacia adelante (soplando aire hacia atrás) unido al ala pivotante central derecha y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.

-En la parte trasera,

- 25 • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 4), apuntando hacia atrás (aspirando aire hacia atrás) unido al ala pivotante trasera izquierda y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.
- 30 • Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 6), apuntando hacia atrás (aspirando aire hacia atrás) unido al ala pivotante trasera derecha y haciendo pasar el flujo de aire generado entre el intradós y el extradós del ala.
- Un conjunto propulsor (Conjunto propulsor 5), apuntando hacia atrás (soplando aire hacia atrás) unido al fuselaje en la parte más retrasada de la aeronave.

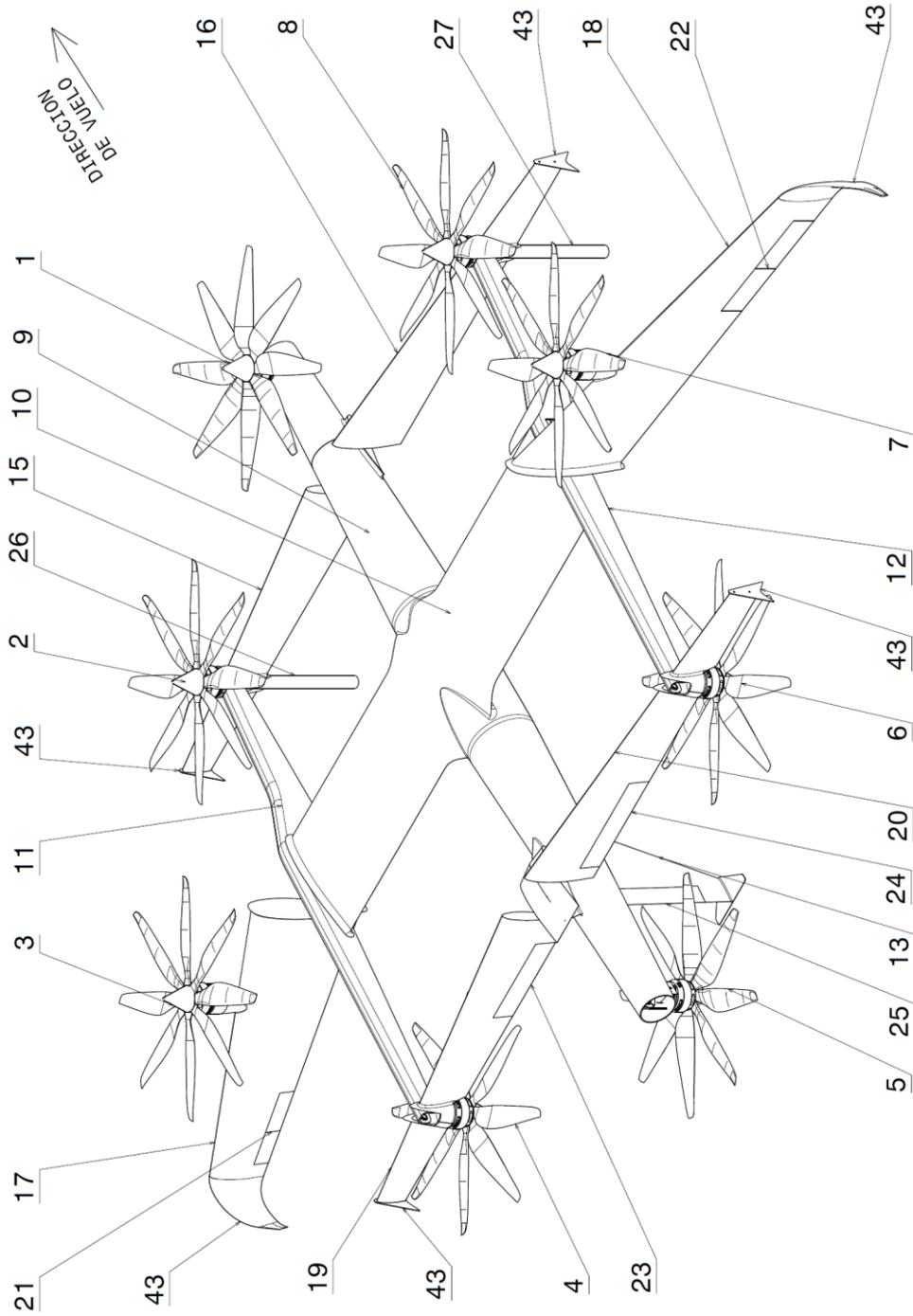


FIGURA 1

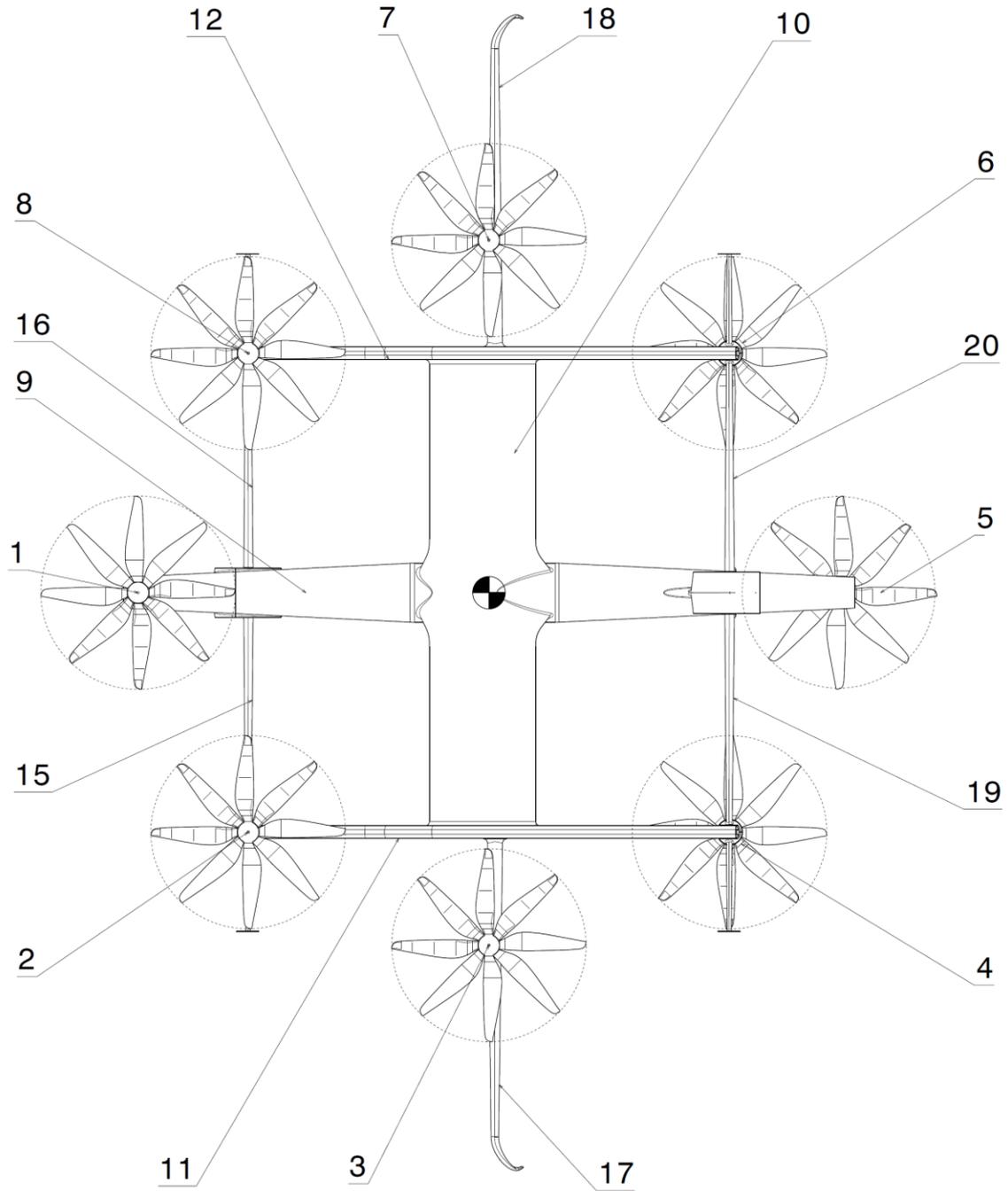


FIGURA 2

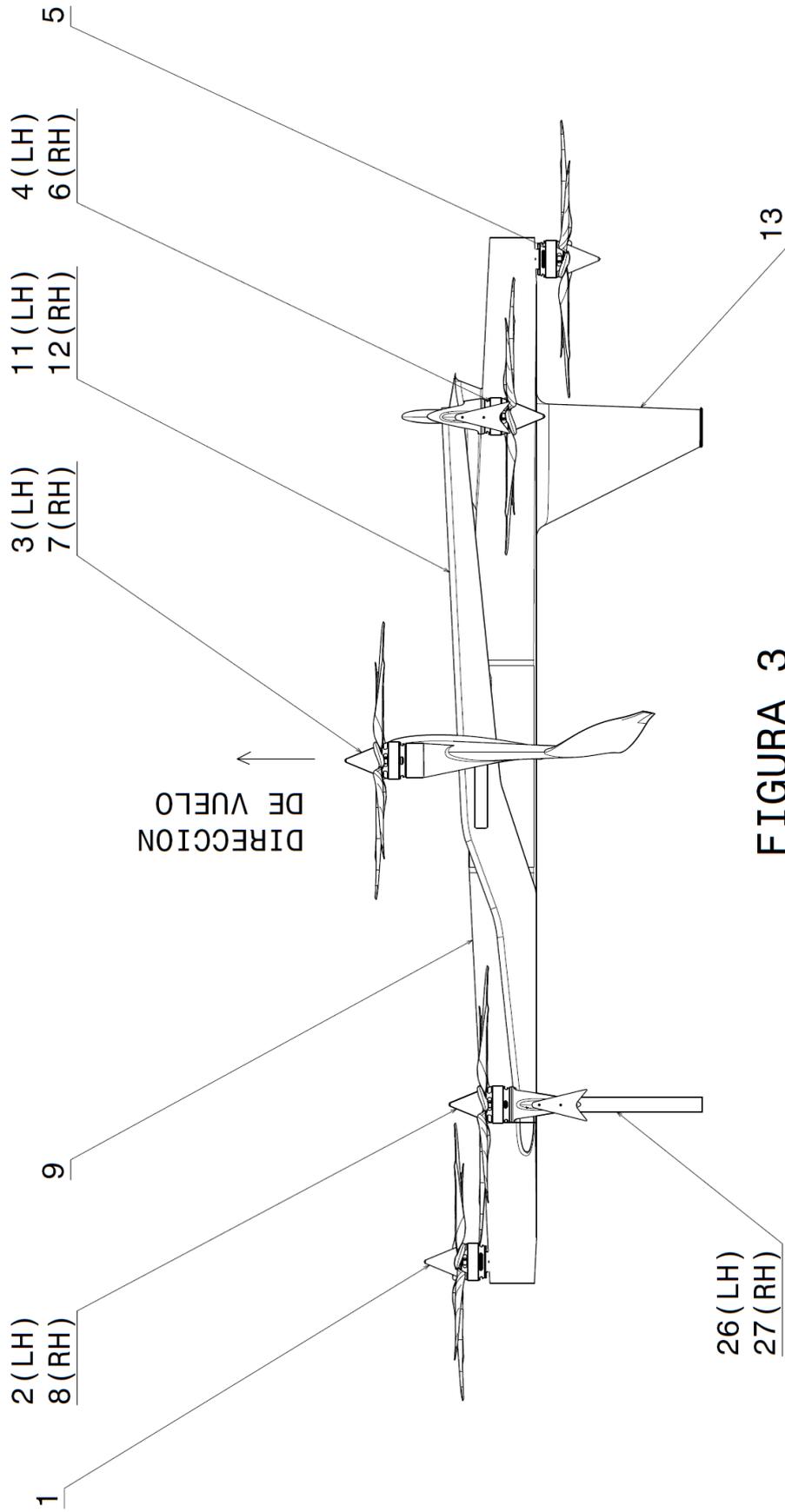


FIGURA 3

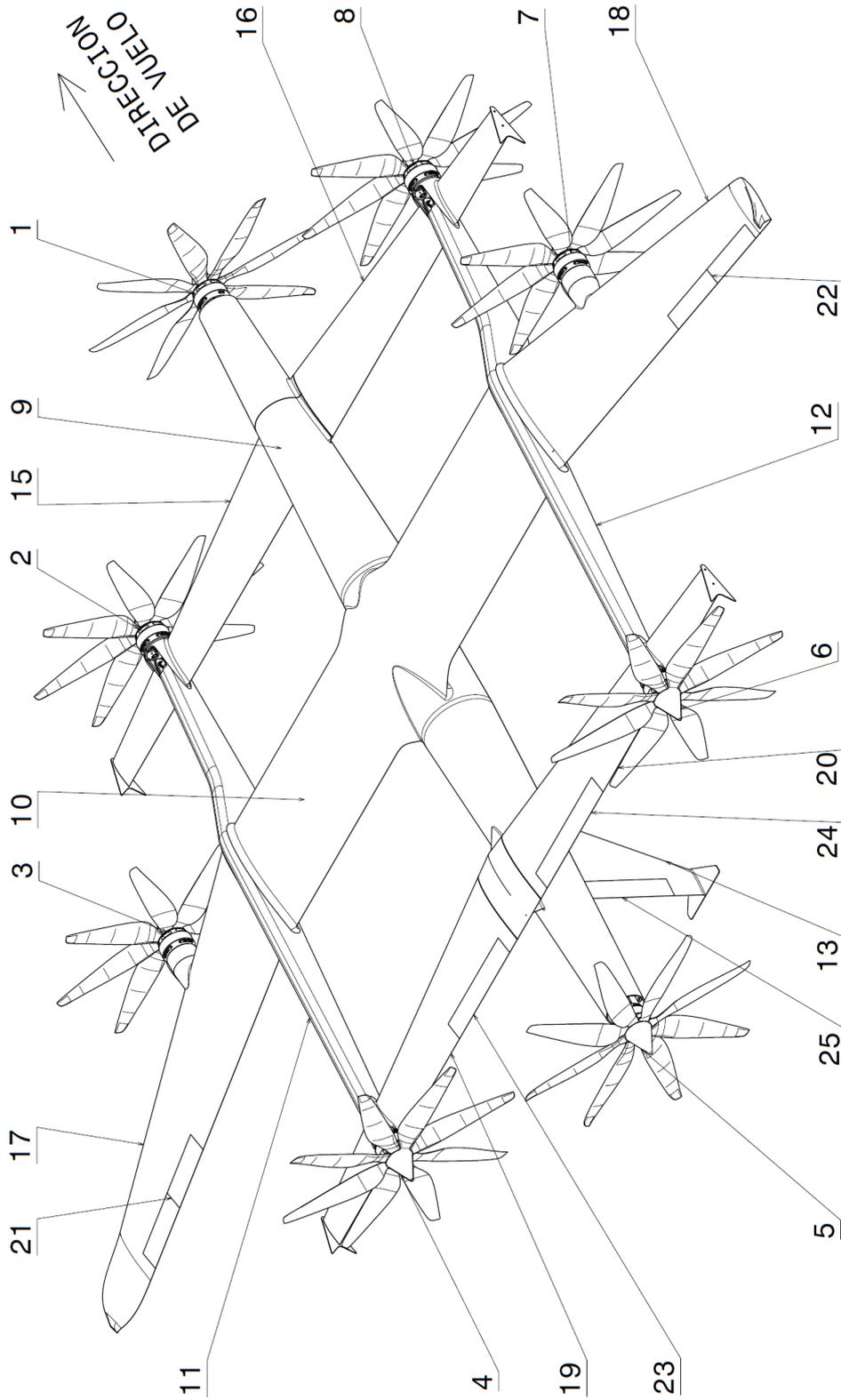


FIGURA 4

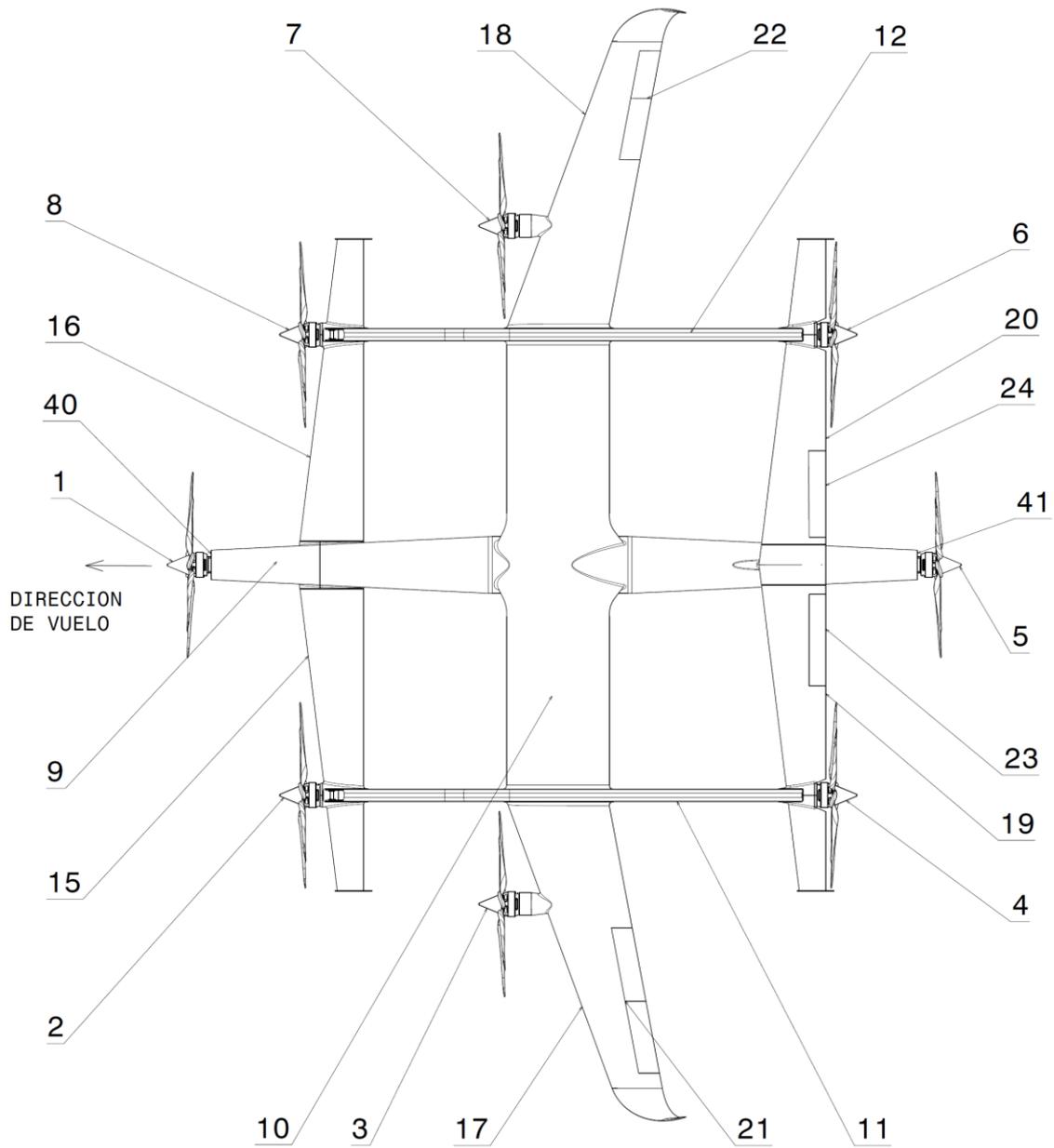


FIGURA 5

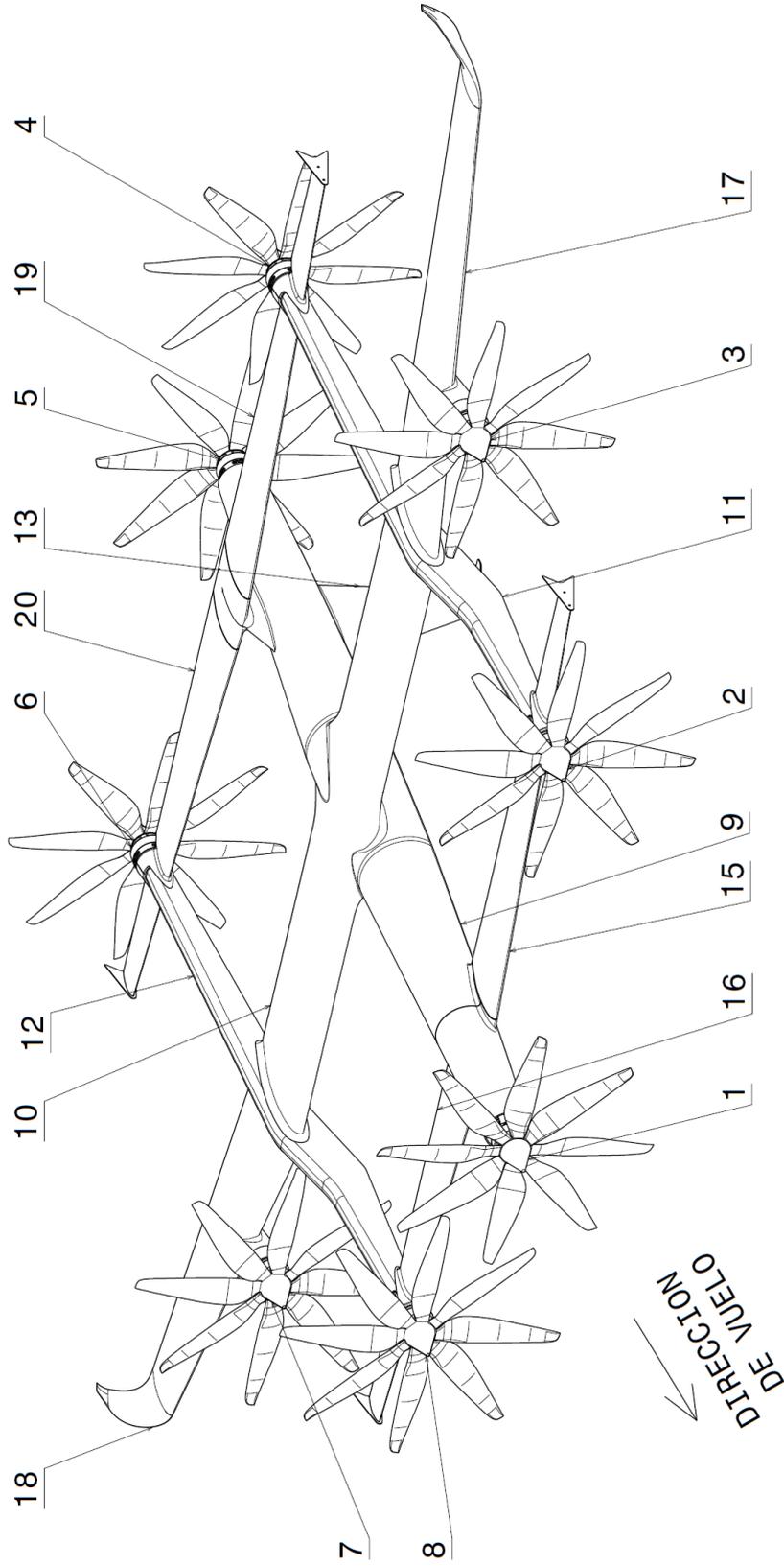


FIGURA 6

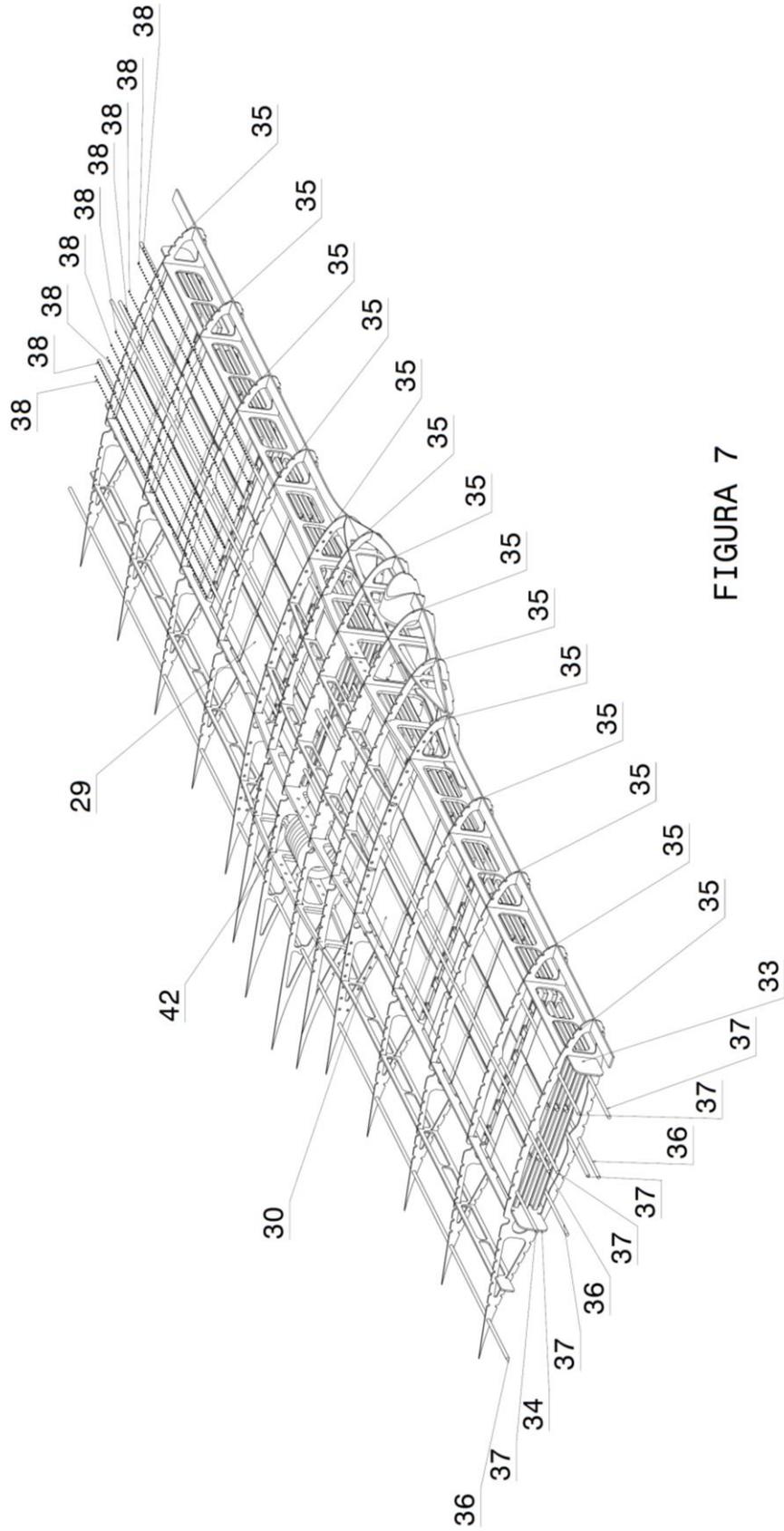


FIGURA 7



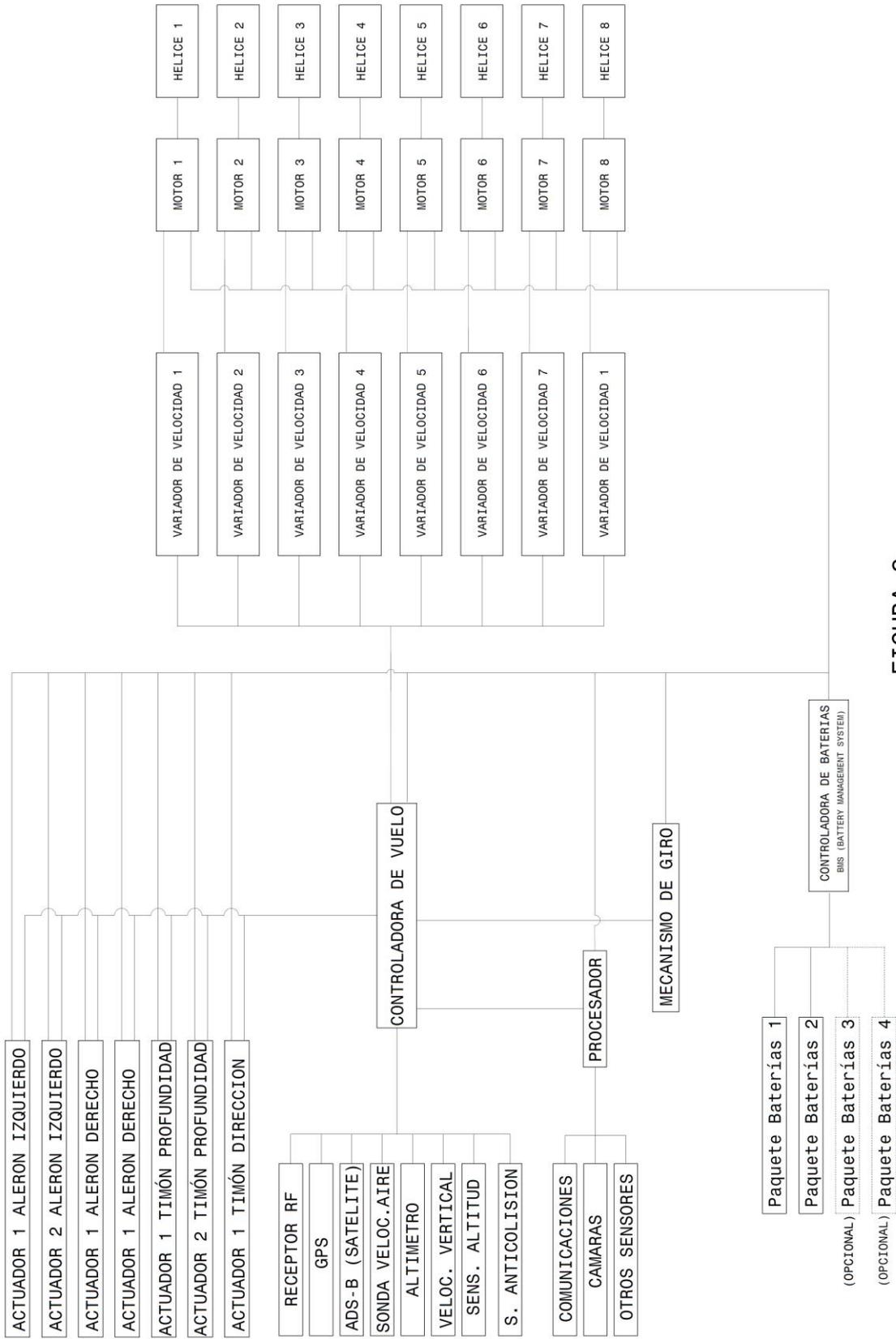


FIGURA 9

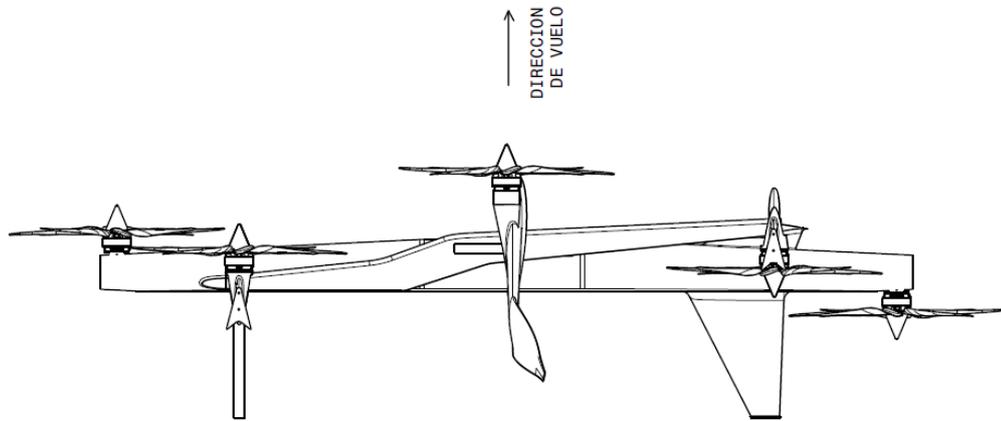


FIGURA 10A

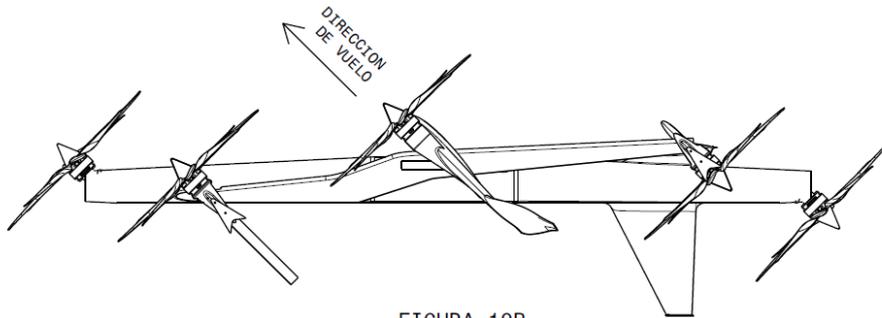


FIGURA 10B

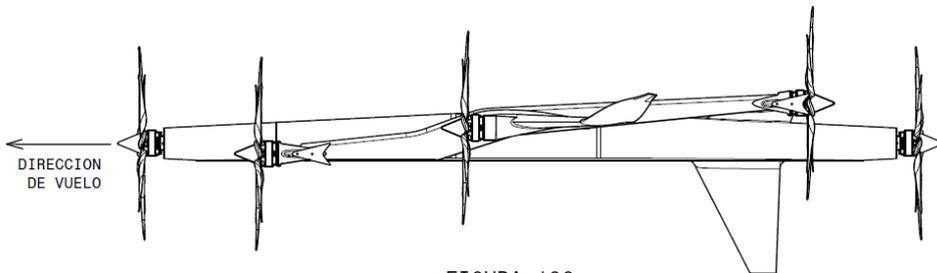


FIGURA 10C

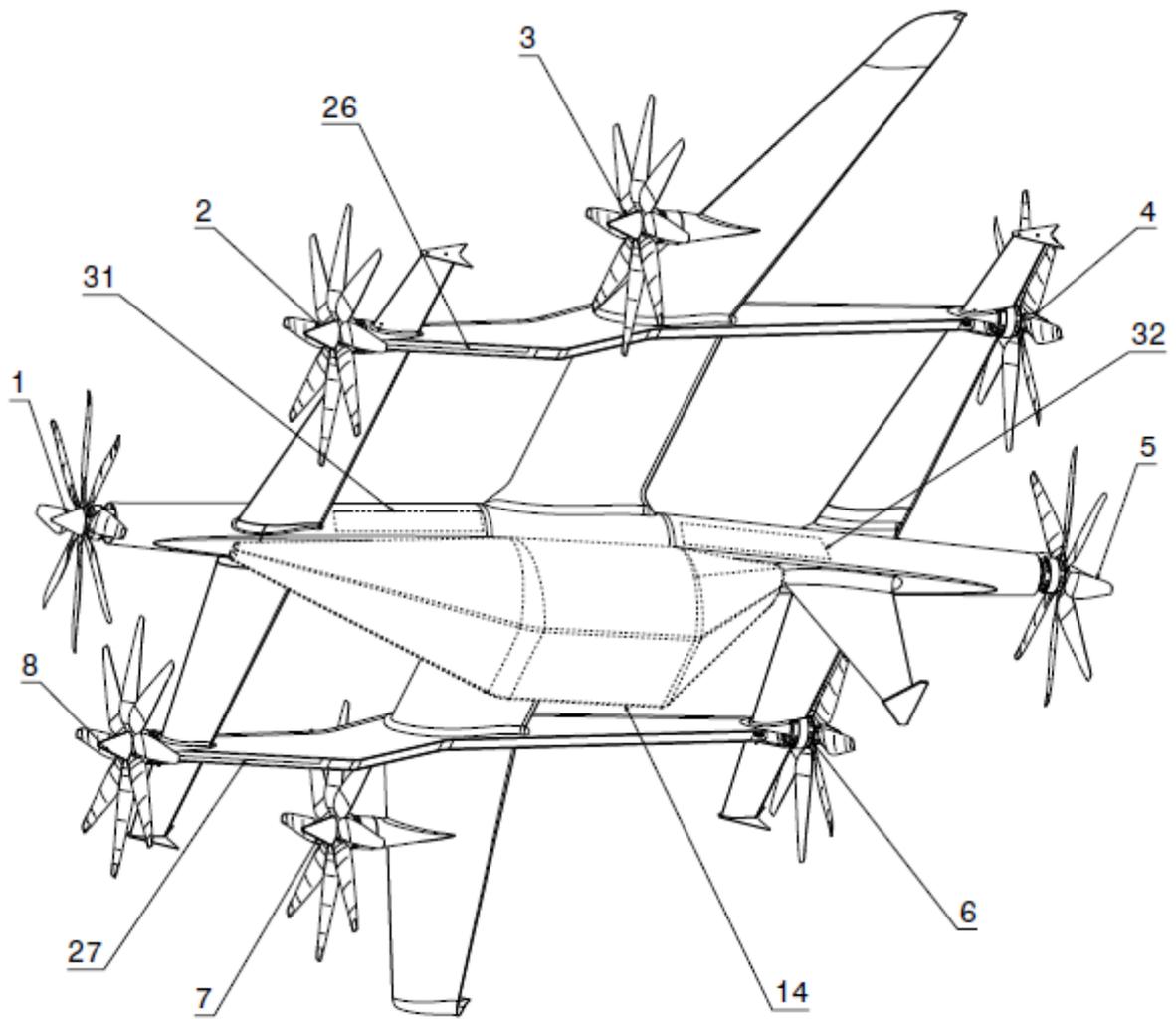


FIGURA 11



- ②① N.º solicitud: 201930059  
②② Fecha de presentación de la solicitud: 25.01.2019  
③② Fecha de prioridad:

## INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤① Cl. Int: ver hoja adicional

### DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	⑤⑥ Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
A	US 2019/0009899 A1 (TIAN) 10/01/2019; Todo el documento.	1-2, 6
A	US 10081436 B1 (TIAN) 25/09/2018; Todo el documento.	1-2, 6
A	US 2016/0236774 A1 (NIEDZBALLA) 18/08/2016; Todo el documento.	1-2, 6
A	US 2018/0079483 A1 (IVANS et al.) 22/03/2018; párrafos [0041] - [0060]; figuras 3 - 7.	1, 3, 6
A	CN 107042884 A (BEIJING TIANYU XINCHAO AVIATION TECHNOLOGY) 15/08/2017.	
A	US 2017/0174342 A1 (HUANG) 22/06/2017.	

**Categoría de los documentos citados**

X: de particular relevancia

Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría

A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita

P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud

E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

**El presente informe ha sido realizado**

para todas las reivindicaciones

para las reivindicaciones nº:

**Fecha de realización del informe**  
12.03.2020

**Examinador**  
L. J. Dueñas Campo

**Página**  
1/2

## CLASIFICACIÓN OBJETO DE LA SOLICITUD

**B64C27/26** (2006.01)

**B64C27/28** (2006.01)

**B64C29/00** (2006.01)

**B64C39/04** (2006.01)

**B64C39/08** (2006.01)

**B64C39/12** (2006.01)

**B64C3/38** (2006.01)

**B64C3/18** (2006.01)

**B64C1/22** (2006.01)

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)

B64C

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

INVENES, EPODOC