

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 703 353**

51 Int. Cl.:

B64C 29/02 (2006.01)

B64C 39/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **21.07.2015 PCT/NL2015/050531**

87 Fecha y número de publicación internacional: **28.01.2016 WO16013933**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **21.07.2015 E 15747241 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.10.2018 EP 3172130**

54 Título: **Aeronave con modo de vuelo con alas y modo de vuelo estacionario**

30 Prioridad:

24.07.2014 NL 2013252

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

08.03.2019

73 Titular/es:

ATMOS UAV B.V. (100.0%)

Molengraaffsingel 12

2629 JD DELFT, NL

72 Inventor/es:

HULSMAN, SANDER;

DE GROOT, JURJEN;

MILIS, MAARTEN;

DOKTER, DIRK LUCAS EDUARD;

BOUMAN, JOOST LEON y

KNOOPS, RUUD

74 Agente/Representante:

CONTRERAS PÉREZ, Yahel

ES 2 703 353 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

Aeronave con modo de vuelo con alas y modo de vuelo estacionario

5 CAMPO DE LA INVENCION

La invención se refiere al campo de las aeronaves y, más específicamente, al campo de los vehículos aéreos no tripulados, UAVs. En particular, la invención se refiere a un UAV que tiene un modo de vuelo con alas y un modo de vuelo estacionario.

10 ANTECEDENTES DE LA INVENCION

Son conocidos en la técnica vehículos aéreos no tripulados que pueden moverse en el aire utilizando las propiedades aerodinámicas de un par de alas y permanecer en una posición en el aire utilizando empuje vertical.

15 La referencia WO 2013/048339 A1, que se considera como la técnica anterior más cercana, describe un UAV capaz de modos de vuelo vertical y horizontal. El UAV comprende una estructura de ala que comprende una primera y una segunda ala alargada, y una estructura de soporte que comprende una primera y una segunda sección acopladas a una posición media de la estructura de ala y que se extienden en direcciones opuestas perpendiculares a la estructura de ala. Cuatro hélices van montadas en las respectivas primera y segunda ala y la primera y la segunda sección en por lo menos uno de los respectivos bordes delanteros o bordes traseros de la misma, para impulsar el UAV en sus modos de vuelo vertical y horizontal. Las hélices en la primera y segunda ala van montadas cerca del fuselaje. Las velocidades de giro de las respectivas hélices pueden controlarse independientemente, en el que las hélices montadas en la primera y la segunda ala están configuradas para girar en un primer sentido, mientras que las hélices montadas en primera y la segunda sección están configuradas para girar en un segundo sentido contrario al primer sentido. El UAV comprende un fuselaje parcialmente integrado con la estructura de ala en el punto medio de la estructura del ala.

30 La referencia US 2005/0178879 A1 describe una aeronave de despegue y aterrizaje vertical de apoyo sobre la cola, VTOL, con dos pares de hélices montadas respectivamente en los extremos de un ala izquierda, un ala derecha, un estabilizador de cola vertical superior y un estabilizador de cola vertical inferior. Las hélices de ala y las hélices de cola giran en sentidos contrarios. El control total de la actitud se realiza en todas las fases del vuelo mediante el accionamiento diferencial de las cuatro hélices coordinado por un sistema de control electrónico. Cuatro hélices juntas generan suficiente empuje para contrarrestar la gravedad en modo de vuelo estacionario, mientras que las alas proporcionan una elevación aerodinámica para un vuelo de avance eficiente. En el vuelo de avance horizontal, las hélices superior e inferior pueden pararse y plegarse.

40 Las aeronaves construidas de acuerdo con dichas referencias presentan unas características de vuelo limitadas debido al hecho de que, para un cambio de la dirección de vuelo, o control de viraje o cabeceo, se basan en un empuje diferencial entre las unidades de empuje de la primera y la segunda ala, o ala izquierda y derecha, respectivamente, por una parte, y entre las unidades de empuje de la primera y la segunda sección, o estabilizadores superior e inferior, respectivamente, por otra parte. En consecuencia, un cambio de dirección de vuelo llevará relativamente mucho tiempo y mucha energía, y puede provocar una pérdida de altura y/o velocidad. La maniobrabilidad de la aeronave de dichas referencias es limitada.

45 Los UAVs de dichas referencias adolecen, además, de unas limitadas posibilidades para el control de balanceo en vuelo con alas.

50 DESCRIPCIÓN DE LA INVENCION

Sería deseable disponer una aeronave, en particular un vehículo aéreo no tripulado, que tuviera una mejor maniobrabilidad. También sería deseable disponer una aeronave (energéticamente) más eficiente.

55 Para abordar mejor una o más de estas cuestiones, en un primer aspecto de la invención se dispone una aeronave, en particular, un vehículo aéreo no tripulado. La aeronave puede funcionar en modo de vuelo con alas, en el que la aeronave tiene una velocidad de aire horizontal para generar una elevación aerodinámica a través del ala que tiene un perfil aerodinámico. La aeronave puede funcionar, además, en modo de vuelo estacionario para quedarse quieta en el aire, donde la velocidad del aire horizontal es baja o cero, la elevación está generada por unas unidades de empuje en la aeronave, y el ala no genera sustentación. El vuelo continuo controlado en cualquier estado entre el modo de vuelo estacionario y el modo de vuelo con alas también es posible.

60 La aeronave de la invención 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, por ejemplo,

- perpendicular a la estructura del ala, y que tiene una sección de soporte superior y una sección de soporte inferior. Cada una de la sección de ala izquierda, la sección de ala derecha, la sección de soporte superior y la sección de soporte inferior están provistas de una unidad de empuje, es decir, una unidad configurada para generar un empuje respecto al aire en una dirección predeterminada. El empuje es variable y controlable, y el empuje generado en funcionamiento por una unidad de empuje puede ser diferente del empuje generado por cualquiera de las otras unidades de empuje. 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 puede girar 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 del ala. La unidad de empuje de la sección de ala izquierda se dispone en la sección de punta del ala izquierda, y la unidad de empuje de la sección de ala derecha se dispone en la sección de punta del ala derecha.
- 15 Aquí, los términos "izquierda", "derecha", "superior" e "inferior" no deben tomarse como absolutos, y simplemente se utilizan para indicar espacialmente diferentes elementos estructurales de la aeronave cuando se ven en modo de vuelo con alas volando con la estructura de ala que se extiende horizontalmente. Además, "horizontal" se define como perpendicular al vector de gravedad local, mientras que "vertical" se define como paralelo al vector de gravedad local. Además, "perpendicular" debe tomarse como "que forma esencialmente ángulo recto", es decir, en un ángulo en un rango de entre 80° y 100°. Además, las convenciones utilizadas para definir el cabeceo, el balanceo y el viraje, así como las direcciones "longitudinal", "lateral" y "normal", se muestran en la figura 11a (modo de vuelo estacionario) y en la figura 11b (modo de vuelo con alas). Por lo tanto, por ejemplo, la dirección longitudinal de la estructura del ala también puede indicarse como la dirección "lateral" de la aeronave. Además, hay que señalar 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 comprende por lo menos una unidad de empuje, y puede comprender más de una unidad de empuje.
- En la aeronave de la invención, las secciones de punta del ala izquierda y derecha giratorias proporcionan una maniobrabilidad muy mejorada, en particular un control de balanceo en modo de vuelo con alas y un control de viraje en modo de vuelo estacionario. Los bordes delanteros de las secciones de punta del ala izquierda y derecha pueden girar en sentidos contrarios tal como, desde una posición neutra horizontal, izquierda hacia arriba y derecha hacia abajo, o derecha hacia arriba e izquierda hacia abajo, para permitir fácilmente un control de balanceo en el modo de vuelo con alas. En el modo de vuelo estacionario del aeronave, esto permite que la aeronave gire alrededor de un eje vertical para el control del viraje.
- 35 También, el control de cabeceo de la aeronave en modo de vuelo con alas puede mejorarse, en el que, por ejemplo, los bordes delanteros de las secciones de punta del ala izquierda y derecha pueden girar en el mismo sentido, por ejemplo, desde una posición neutra horizontal, hacia arriba o hacia abajo, para permitir movimientos de cabeceo más agudos en el modo de vuelo con alas en comparación con las aeronaves de acuerdo con las referencias anteriores. En el modo de vuelo estacionario, los movimientos horizontales son posibles sin transferencia a un modo de vuelo con alas.
- Además, el borde anterior de sólo una de las secciones de punta del ala izquierda y derecha puede girar desde una posición neutra, mientras que la otra de las secciones de punta del ala izquierda y derecha permanece en una posición neutra. Todavía además, una cantidad de giro de la sección de punta del ala izquierda puede diferir de una cantidad de giro de la sección de punta del ala derecha.
- Las unidades de empuje de las secciones de punta del ala izquierda y derecha giran junto con las secciones de punta del ala izquierda y derecha para mejorar así el efecto que se pretende que tenga dicho giro.
- 50 Las secciones de soporte de la estructura de soporte, que tienen un perfil aerodinámico simétrico, están configuradas para llevar sus unidades de empuje con objetos principales para provocar suficiente fuerza para transmitir las fuerzas generadas a la estructura del ala, y para causar un arrastre mínimo en el modo de vuelo con alas y, además, puede proporcionar un efecto de estabilización (viraje) en el modo de vuelo con alas.
- 55 En una realización de la aeronave, la unidad de empuje de la sección de ala izquierda está dispuesta en una extremidad de la sección de punta del ala izquierda, y en el que la unidad de empuje de la sección de ala derecha está dispuesta en una extremidad de la sección de punta del ala derecha.
- Una ventaja de tener las unidades de empuje de las secciones de ala izquierda y derecha dispuestas en las extremidades de las correspondientes secciones de punta del ala, es decir, a la mayor distancia posible entre ellas, es que los momentos, tales como los momentos de balanceo, generados por las unidades de empuje son máximos, por lo que es posible un vuelo más eficiente, ya que la potencia de empuje que se genera para una maniobra en particular es relativamente baja. Maniobras particulares incluyen control de viraje y balanceo en el modo de vuelo

estacionario, y cambios en la dirección de vuelo en el modo de vuelo con alas. Un momento de balanceo que se genera, tal como en el modo de vuelo estacionario, puede ser relativamente elevado, por lo que un cambio en el empuje que se genera en el control de balanceo es relativamente bajo.

5 Una ventaja adicional de tener las unidades de empuje de las secciones de ala izquierda y derecha dispuestas en las extremidades de las correspondientes secciones de punta del ala es que, en el modo de vuelo con alas, los vórtices de la punta de ala pueden suprimirse de una manera más efectiva. La aceleración del aire en la dirección tangencial por la hélice induce un movimiento de rotación en la estela de la hélice (es decir, un tubo de corriente de aire formado por la hélice en funcionamiento, curso abajo de la hélice). Si el sentido de giro se establece
10 correctamente, este efecto de remolino puede utilizarse para contrarrestar los vórtices de la punta del ala, que aparecen en las extremidades de cualquier cuerpo de elevación como resultado de la diferencia de presión por debajo y por encima del cuerpo. Los vórtices de la punta del ala son responsables de una componente significativa de la resistencia total en la aeronave, denominada resistencia inducida. La reducción de dichos vórtices reduce así la resistencia inducida y da lugar a un vuelo más eficiente. Este efecto es más intenso cuando el eje de la hélice se
15 encuentra en la extremidad de la sección de punta del ala.

Hay que señalar que pueden seleccionarse otras posiciones de unidades de empuje en las secciones de punta del ala izquierda y derecha, es decir, no en las extremidades de las secciones de punta del ala, para cumplir otros requisitos en la aeronave, o por otras razones. En vista de las circunstancias aerodinámicas en la parte de la sección
20 de ala humedecida por la estela de la hélice, la posición de la unidad de empuje se selecciona preferiblemente de manera tal que la distancia entre, por una parte, la superficie de contacto entre la sección de base del ala (izquierda o derecha) y la sección de punta del ala (izquierda o derecha, respectivamente) y, por otra parte, la unidad de empuje (es decir, un eje de giro de la propia hélice) es mayor que la longitud de la pala de la hélice.

25 Para una suficiente maniobrabilidad de la aeronave, las secciones de punta del ala izquierda y derecha pueden girar respecto a las respectivas secciones de base del ala izquierda y derecha dentro de un rango de ángulos de rotación de aproximadamente $+50^\circ$ a aproximadamente -50° , en particular un rango de ángulos de rotación de aproximadamente $+30^\circ$ a aproximadamente -30° , más en particular un rango de ángulos de rotación de aproximadamente $+25^\circ$ a aproximadamente -25° . Aquí, el rango de ángulos de rotación se define respecto a un
30 ángulo de rotación neutro de 0° , en el que la sección de punta del ala queda nivelada con la sección de base del ala en las secciones del ala derecha e izquierda. La limitación del rango de ángulos de rotación proporciona una ventaja de un desgaste reducido de cables y/o conductos que pueden ser necesarios para suministrar energía y controlar la señalización a través de las secciones del ala izquierda y derecha a las unidades de empuje, cuyos cables y/o conductos pueden discurrir a través de un eje hueco que forma un eje de giro entre una sección de base del ala y la correspondiente sección de punta del ala, y se deforma, por ejemplo se retuerce, cada vez que varía el ángulo de rotación. Con una limitación del rango de ángulos de rotación, estas deformaciones se limitan a un menor desgaste y
35 menos posibilidades de rotura de los componentes del cable.

40 En una realización de la aeronave, la longitud de las secciones de punta del ala izquierda y derecha es menor que un 60% de la longitud de la sección de ala derecha e izquierda respectiva, y mayor que la longitud de la pala de la hélice.

45 En caso de que la longitud de una sección de punta del ala (según como se ve en la dirección lateral) sea mayor que un 60% de la correspondiente longitud de la sección de ala, se obtendrán diseños desfavorables de la aeronave. Por lo tanto, son deseables menores longitudes relativas, con un límite inferior de la longitud de la pala de la hélice. En este último caso, una posición preferida de la unidad de empuje se encuentra en una extremidad de la sección de punta del ala, tal como se ha explicado anteriormente.

50 En una realización de la aeronave, las unidades de empuje de las respectivas secciones de soporte superior e inferior están dispuestas en una extremidad de las mismas para proporcionar un control óptimo del cabeceo en el modo de vuelo estacionario variando el empuje generado de una o ambas unidades de empuje.

En una realización de la aeronave, cada unidad de empuje comprende una hélice acoplada a un motor eléctrico.

55 Aquí, cuando se utiliza el término "hélice", también se considera que los propulsores quedan cubiertos por este término. Cada hélice puede tener dos, o más de dos palas que se extienden desde un eje de giro de la hélice.

60 Una ventaja de una hélice accionada por un motor eléctrico es que el empuje generado por la hélice puede variarse en un amplio rango controlando electrónicamente el motor con una eficiencia, precisión y tiempo de respuesta muy elevados.

En una realización de la aeronave, las hélices, en particular las palas de las hélices, de las unidades de empuje de las secciones de soporte superior e inferior son plegables.

- 5 Una ventaja de las hélices plegables es que cuando no son necesarias para proporcionar empuje durante el modo de vuelo con alas, la resistencia causada por las hélices no giratorias es mínima. Las palas de una hélice pueden plegarse inclinándose hacia una posición paralela al eje de giro de la hélice. El cabeceo puede ser hacia atrás, con extremos libres de las palas apuntando en una dirección opuesta a la dirección de vuelo de la aeronave, o puede ser hacia adelante, con los extremos libres de las palas de la hélice apuntando en la dirección de vuelo de la aeronave. Alternativamente, una pala de una hélice también puede estar inclinada alrededor de un eje paralelo a la dimensión longitudinal de la pala de la hélice, variando así el ángulo de cabeceo de la pala, de modo que se minimice el área proyectada de la geometría de la pala que bloquea el flujo de aire.
- 10 En una realización de la aeronave, las unidades de empuje de las respectivas secciones de soporte superior e inferior están montadas en un soporte, tal como una varilla o barra, que se extiende desde la respectiva sección de soporte superior e inferior, por ejemplo, en sus extremidades.
- 15 Una ventaja de disponer varillas o barras, que se extienden a lo largo de un vector de empuje generado por las unidades de empuje, es que, en el caso de que las unidades de empuje incluyan hélices plegables, las (palas de las) hélices pueden plegarse a lo largo de una varilla o barra sin riesgo de que entren en contacto con la correspondiente sección de soporte, incluso mientras las hélices aún están girando en un estado plegado.
- 20 En una realización de la aeronave, las palas de las hélices de las unidades de empuje de las secciones de soporte superior e inferior son más largas que las palas de las hélices de las unidades de empuje de las secciones de ala izquierda y derecha.
- 25 Una ventaja de las palas más largas de las hélices de las unidades de empuje de las secciones de soporte superior e inferior es que pueden proporcionar un elevado empuje de una manera eficiente cuando la aeronave se encuentra en modo de vuelo estacionario, para llevar la mayor parte del peso de la aeronave, cuando no hay elevación aerodinámica generada por el ala.
- 30 En una realización de la aeronave, un ángulo de cabeceo de las (palas de las) hélices de las unidades de empuje de las secciones de soporte superior e inferior es más pequeño que un ángulo de cabeceo de las hélices de las unidades de empuje de las secciones de ala izquierda y derecha.
- 35 Una ventaja del menor ángulo de cabeceo de las hélices de las unidades de empuje de las secciones de soporte superior e inferior es que su rendimiento en el modo de vuelo estacionario, cuando se utilizan normalmente, es el mejor.
- 40 En una realización de la aeronave, pares de hélices de las unidades de empuje de las secciones de ala izquierda y derecha están configuradas para girar en sentidos contrarios, y/o en el que los pares de hélices de las unidades de empuje de la estructura de soporte están configuradas para girar en sentidos contrarios, para compensar momentos de balanceo inducidos por la rotación de las hélices. El sentido de giro de las hélices de las secciones de ala izquierda y derecha se selecciona de manera que se suprimen los vórtices de la punta del ala.
- 45 Una ventaja de los pares de hélices de giro en sentido contrario de la estructura de ala y la estructura de soporte, respectivamente, es que, para cada par de hélices de giro en sentido contrario, los pares generados generalmente se equilibran en un modo de vuelo estable. En el caso de una pluralidad de unidades de empuje de las secciones de soporte superiores e inferiores, quedará claro que las hélices de un par de estas unidades de empuje deben girar en sentido contrario, ya que este par consiste en hélices de dos unidades de empuje de las secciones de soporte superior, hélices de dos unidades de empuje de secciones de soporte inferior, o una hélice de una unidad de empuje de una sección de soporte superior y una hélice de una unidad de empuje de una sección de soporte inferior.
- 50 En una realización de la aeronave, cada una de las secciones de ala izquierda y derecha está acoplada de manera desmontable a una sección de ala media mediante un acoplamiento.
- 55 Disponer un acoplamiento permite desmontar la aeronave, lo que facilita el transporte de la aeronave cuando no está funcionando. Además, la reparación y/o modificación de la aeronave puede ser más fácil cuando la reparación y/o modificación se refiere sólo a una parte de la aeronave.
- 60 En una realización de la aeronave, el acoplamiento comprende por lo menos una varilla en una parte del acoplamiento configurada para acoplarse a un orificio correspondiente en otra parte del acoplamiento.
- La varilla, que puede estar realizada, por ejemplo, de metal, plástico, tal como plástico reforzado con fibras, madera o cerámica, alinea las partes del acoplamiento (y, por lo tanto, alinea los componentes de la aeronave que están acoplados), y particularmente permite que el acoplamiento absorba las fuerzas de cizallamiento y flexión.

En una realización de la aeronave, la varilla está configurada para romperse cuando se excede una tensión de flexión predeterminada ejercida sobre la misma. En caso de que la aeronave se estrelle, la aeronave puede estar sujeta a tensiones considerables cuando entra en contacto con el suelo u otros objetos. Con una ruptura de la varilla, puede liberarse una sección de ala izquierda o derecha de la sección de ala media para absorber la energía del impacto y limitar el daño debido a un choque. La ubicación de la ruptura de la varilla puede determinarse disponiendo una sección debilitada en la varilla, por ejemplo, colocando la sección debilitada de modo que, en funcionamiento, quede situada en o cerca de la superficie de contacto entre la sección de ala media y la sección de ala izquierda o derecha.

En una realización de la aeronave, el acoplamiento comprende un conector eléctrico y/u óptico y/o neumático y/o hidráulico, que permite una liberación fácil y completa de un componente de la aeronave del otro, a la vez que garantiza la transferencia de energía eléctrica, neumática y/o hidráulica y/o señales cuando los componentes están acoplados.

En una realización de la aeronave, el acoplamiento comprende un acoplamiento magnético, que proporciona fuerzas de atracción para mantener un componente de la aeronave contra el otro. El acoplamiento magnético puede comprender un imán permanente en una parte del acoplamiento, y otro imán permanente en otra parte del acoplamiento. Alternativamente, el acoplamiento magnético puede comprender un imán permanente en una parte del acoplamiento, y un material magnetizable en otra parte del acoplamiento, en el que el imán permanente atrae el material magnetizable.

Estos y otros aspectos de la invención se apreciarán más fácilmente a medida que se comprenda mejor haciendo referencia a la siguiente descripción detallada y se considere con relación a los dibujos adjuntos en los que los elementos similares se han designado con símbolos de referencia similares.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La figura 1 muestra una vista frontal esquemática de una realización de la aeronave de la presente invención.

La figura 2 muestra una vista lateral de la aeronave de la figura 1, tal como se ve en la dirección indicada por la flecha II de la figura 1.

La figura 3 muestra una vista desde abajo de la aeronave de la figura 1.

La figura 4 representa una vista en perspectiva esquemática de una realización de la aeronave de la presente invención en modo de vuelo estacionario.

La figura 5 muestra una vista en perspectiva de la aeronave de la figura 4 en modo de vuelo con alas.

La figura 6 muestra una variante de la vista en perspectiva de la figura 4 para ilustrar el control de viraje en el modo de vuelo estacionario.

La figura 7 muestra una variante de la vista en perspectiva de la figura 5 para ilustrar el control de balanceo y cabeceo en el modo de vuelo con alas.

La figura 8 ilustra, en una vista en perspectiva correspondiente a la figura 4, el acoplamiento desmontable de las secciones de ala de la estructura de ala de la aeronave de la presente invención.

La figura 9 muestra detalles, en una vista en perspectiva, de un soporte de una pala de una hélice de una unidad de empuje de la estructura de soporte que permite plegar la pala.

La figura 10 ilustra, en vista en perspectiva, detalles adicionales de una realización de la aeronave de la presente invención.

Las figuras 11a y 11b ilustran definiciones de ejes y movimientos de la aeronave en modo de vuelo estacionario y modo de vuelo con alas, respectivamente.

Las figuras 12 a 17 representan vistas esquemáticas desde arriba de realizaciones de una aeronave de la presente invención, que indican diversos sistemas de almacenamiento de energía y distribución de potencia.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE REALIZACIONES

Las figuras 1 a 3 representan una aeronave 2 que está configurada para volar en un modo de vuelo con alas en la dirección de vuelo de la flecha 1 (figura 3) y en un modo de vuelo estacionario. En particular, la aeronave 2 es un vehículo aéreo no tripulado.

Una estructura de ala alargada 4 comprende una sección de ala izquierda 6, una sección de ala media 7, y una sección de ala derecha 8. Todas las secciones de ala 6, 7 y 8 están configuradas para proporcionar sustentación aerodinámica en el modo de vuelo con alas de la aeronave 2. Las secciones de ala izquierda y derecha 6, 8 cada una llevan una unidad de empuje 10, 12, respectivamente, que comprende un motor eléctrico 10a, 12a, respectivamente, y una hélice 10b, 12b, respectivamente. Las unidades de empuje 10, 12 están dispuestas en las extremidades de las secciones de ala 6, 8, respectivamente, y cada una puede ir montada en una varilla 14, barra u otra estructura de soporte.

Una estructura de soporte 16 comprende una sección de soporte superior 18 y una sección de soporte inferior 20, cada una con una unidad de empuje 22, 24, respectivamente, que comprende un motor eléctrico 22a, 24a, respectivamente, y una hélice 22b, 24b, respectivamente. Las unidades de empuje 22, 24 están dispuestas en las extremidades de las secciones de soporte 18, 20, respectivamente, y cada una puede ir montada en una varilla 26, barra u otro soporte.

Las (palas de las) hélices 10b, 12b son más cortas que las hélices 22b, 24b. El ángulo de cabeceo de las (palas de las) hélices 10b, 12b es mayor que el ángulo de cabeceo de las (palas de las) hélices 22b, 24b.

La sección de ala izquierda 6 comprende una sección de base del ala izquierda 6a y una sección de punta del ala izquierda 6b conectada de manera giratoria a la sección de base del ala izquierda 6a. La rotación de la sección de punta del ala izquierda 6b respecto a la sección de base del ala izquierda 6a es alrededor de un eje de giro, lo cual se indica mediante una línea discontinua 28. El eje de giro 28 generalmente se extiende en una dirección longitudinal de la estructura de ala 4.

La sección de ala derecha 8 comprende una sección de base del ala derecha 8a y una sección de punta del ala derecha conectada de manera giratoria a la sección de base del ala derecha 8a. La rotación de la sección de punta del ala derecha 8b respecto a la sección de base del ala derecha 8a es alrededor de un eje de giro, lo cual se indica mediante una línea discontinua 30. El eje de giro 30 generalmente se extiende en una dirección longitudinal de la estructura de ala 4.

Las unidades de empuje 10, 12 están conectadas a las respectivas secciones de punta del ala izquierda y derecha 6b, 8b en sus extremidades, y giran junto con las secciones de punta del ala izquierda y derecha 6b, 8b. Un accionador 27 que acciona la rotación de las secciones de punta del ala 6b, 8b alrededor de los ejes 28, 30 se indica esquemáticamente en las secciones del ala izquierda y derecha 6, 8 como un cuadro en línea de puntos y rayas para encontrarse en una o en ambas de las secciones de base del ala 6a, 8a y secciones de punta del ala 6b, 8b. El accionador 27 puede ser un motor eléctrico, neumático o hidráulico, en particular un servomotor, o cualquier otro actuador apropiado.

Tal como indican las líneas discontinuas 32, los motores 10a, 12a, 22a, 24a y los actuadores 27 de la sección de ala pueden alimentarse y controlarse desde una unidad central de alimentación y control 34. Pueden enviarse señales de potencia y de control al motor y a los actuadores de la sección de punta del ala a través de cables alojados en la estructura de la punta del ala 4 y la estructura de soporte 16. En la estructura de la punta del ala 4, en la superficie de contacto entre la sección de base de la punta del ala izquierda 6a y la sección de punta del ala del ala izquierda 6b, y en la superficie de contacto entre la sección de base de la punta del ala derecha 8a y en la sección de extremo de ala derecha 8b, dichos cables pueden ir alojados en unos tubos huecos que forman los ejes de rotación 28, 30, respectivamente.

La figura 4 muestra la aeronave 2 en modo de vuelo estacionario, con la fuerza de gravedad actuando sobre la aeronave 2 tal como indica la flecha 40. En el modo de vuelo estacionario, los motores 10a, 12a, 22a y 24a funcionan para impulsar las respectivas hélices 10b, 12b, 22b y 24b en los sentidos de giro según se indica por las respectivas flechas 10c, 12c, 22c y 24c para proporcionar empuje en las direcciones tal como se indica por las respectivas flechas 10d, 12d, 22d y 24d. Las hélices 10b y 12b giran en sentido contrario para equilibrar los pares generados por las mismas. Por la misma razón, las hélices 22b y 24b giran en sentido contrario. La mayor parte del empuje total requerido en el modo de vuelo estacionario lo produce las hélices 22b, 24b en virtud de su longitud relativamente grande y su ángulo de cabeceo relativamente bajo.

Tal como se ilustra en la figura 6, el control de viraje de la aeronave 2 en modo de vuelo estacionario, es decir, el control del movimiento de la aeronave en una de las direcciones 60a y 60b tal como se indica mediante una flecha doble, puede realizarse girando la sección de punta del ala izquierda 6b respecto a la sección de base del ala izquierda 6a un ángulo deseado (respecto a la posición angular neutra, tal como se ilustra en la figura 4) alrededor del eje 28. Al mismo tiempo, la sección de punta del ala derecha 8b puede girar respecto a la sección de base del ala derecha 8a un ángulo (respecto a la posición angular neutra tal como se ilustra en la figura 4) alrededor del eje 30 en sentido contrario al ángulo de la sección de punta del ala izquierda para generar un momento de viraje en la misma dirección. En la situación que se ilustra en la figura 6, el momento de viraje será en la dirección de la flecha 60a.

Hay que señalar que se generaría un momento de viraje similar cuando sólo una de la sección de punta del ala izquierda 6b y la sección de punta del ala derecha 8b giren respecto a la correspondiente sección de base del ala, y la otra de la sección de punta del ala izquierda 6b y la sección de punta del ala derecha 8b se encuentre en su posición neutra.

También hay que señalar que los movimientos horizontales (es decir, los movimientos que tienen una componente horizontal) de la aeronave 2 en el modo de vuelo estacionario pueden inducirse girando la sección de punta del ala izquierda 6b y la sección de punta del ala derecha 8b en el mismo sentido, por empuje diferencial en el que la hélice 10b produce un empuje diferente de la hélice 12b, y/o por empuje diferencial en el que la hélice 22b produce un empuje diferente de la hélice 24b. La elección de una de estas opciones, o qué combinación de ellas, puede depender de la naturaleza del movimiento horizontal (dirección deseada, velocidad deseada), consumo de energía, etc.

Para arranque y aterrizaje, la aeronave 2 está en el modo de vuelo estacionario. Para detectar el contacto de la aeronave con el suelo, puede disponerse por lo menos un sensor 42 (figura 4), tal como un sensor de presión o un sensor de proximidad.

La figura 5 muestra la aeronave 2 en modo de vuelo con alas, con la fuerza de la gravedad actuando en la aeronave 2 tal como se indica con la flecha 50, y con una fuerza de sustentación generada por la estructura del ala 4 tal como se indica con la flecha 52. En el modo de vuelo con alas, los motores 10a y 12a funcionan para accionar las respectivas hélices 10b y 12b en los sentidos de giro tal como se indica por las respectivas flechas 10c y 12c para proporcionar empuje en las direcciones indicadas por las respectivas flechas 10d y 12d. Las hélices 10b y 12b giran en sentido contrario para equilibrar los pares generados por las mismas.

Generalmente, en modo de vuelo con alas estable, las hélices 22b, 24b no se accionan para proporcionar empuje. Para minimizar el arrastre generado por las hélices no operativas 22b, 24b, sus palas se pliegan hacia atrás, tal como se explica con más detalle a continuación con referencia a las figuras 9 y 10. Con los motores 22a, 24a montados en las varillas 26, puede asegurarse que las palas de las hélices 22b, 24b no interfieran con la sección de soporte superior 18 y la sección de soporte inferior 20, respectivamente, cuando la parte de la varilla 26 que se extiende desde las secciones de soporte superior e inferior 18, 20 está configurada para presentar una longitud suficiente para que las palas se plieguen a lo largo de dicha parte de la varilla 26.

Hay que señalar que, en modos de vuelo con alas transitorio, es decir, modos de vuelo con alas en transición del modo de vuelo estacionario al modo de vuelo con alas o viceversa, pueden accionarse todas las cuatro hélices 10b, 12b, 22b y 24b. Sin embargo, en un modo de vuelo con alas estable, el empuje total requerido lo producen las hélices 10b, 12b en virtud de la longitud relativamente pequeña y el ángulo de cabeceo relativamente alto.

Tal como se ilustra en la figura 7, el control de balanceo y cabeceo de la aeronave 2 en modo de vuelo con alas, es decir, el control del movimiento de la aeronave en una de las direcciones 70a y 70b tal como se indica mediante una flecha doble (control de balanceo), y en una de las direcciones 72a y 72b indicadas por una flecha doble (control de cabeceo) pueden realizarse girando la sección de punta del ala izquierda 6b respecto a la sección de base del ala izquierda 6a en un ángulo deseado (respecto a la posición neutra tal como se ilustra en la figura 5) alrededor del eje 28 y/o girando la sección de punta del ala derecha 8b respecto a la sección de base del ala derecha 8a un ángulo deseado (respecto a la posición neutra tal como se ilustra en la figura 5) alrededor del eje 30.

Para el control de balanceo, con la sección de punta del ala izquierda 6b en ángulo respecto a la sección de base del ala de ala izquierda 6a, la sección de punta del ala derecha 8b puede girar respecto a la sección de base del ala de ala derecha 8a un ángulo (respecto a la posición angular neutra tal como se ilustra en la figura 5) alrededor del eje 30 en sentido contrario al ángulo de la sección de punta del ala izquierda para generar un momento de balanceo en la misma dirección. En la situación que se ilustra en la figura 7, el momento de balanceo será en la dirección de la flecha 70a.

Hay que señalar que se generaría un momento de balanceo similar cuando sólo una de las secciones de punta del ala izquierda 6b y derecha 8b gire respecto a la correspondiente sección de base del ala, y la otra de la sección de punta del ala izquierda 6b y la sección de punta del ala derecha 8b se encuentre en su posición neutra.

Para el control de cabeceo, con la sección de punta del ala izquierda 6b en ángulo respecto a la sección de base del ala izquierda 6a alrededor del eje 28, la sección de punta del ala derecha 8b gira respecto a la sección de base del ala derecha 8a un ángulo (respecto a la posición angular neutra tal como se ilustra en la figura 5) alrededor del eje 30, preferiblemente el mismo ángulo, en la misma dirección que el ángulo de la sección de punta del ala izquierda para generar un momento de cabeceo. En la situación que se ilustra en la figura 7, cuando ambas secciones de punta del ala 6b, 8b tienen su borde trasero girado hacia arriba (véase la sección de punta del ala izquierda 6b), el momento de cabeceo estaría en la dirección de la flecha 72b, mientras que el momento de cabeceo estaría en la dirección de la flecha 72a cuando los bordes posteriores de ambas secciones de punta del ala 6b, 8b estén girados hacia abajo.

Además, hay que señalar que el control de viraje de la aeronave 2 en modo de vuelo con alas puede ser inducido por empuje diferencial en el que la hélice 10b produce un empuje diferente de la hélice 12b.

5 La figura 8 ilustra cómo la sección de ala izquierda 6 y la sección de ala derecha 8 están conectadas de manera separable a la sección de ala media 7 a través de un acoplamiento.

10 Un primer componente del acoplamiento comprende dos pares de varillas 80 que se extienden desde la sección de ala central 7 en una dirección longitudinal de la estructura de ala 4 en direcciones opuestas. Cada varilla 80 presenta preferiblemente una sección transversal circular que es igual a lo largo de la varilla 80, aunque son posibles otras secciones transversales, y son posibles variaciones de dimensiones a lo largo de la varilla 80. Un primer par de varillas 80 que se extiende desde la sección de ala media 7 hacia la sección de ala izquierda 6 están configuradas para acoplarse a un par de orificios 82 en la sección de ala izquierda 6, más en particular en la sección de base del ala izquierda 6a. Un segundo par de varillas 80 que se extiende desde la sección de ala media 7 hacia la sección de ala derecha 8 están configuradas para acoplarse a un par de orificios 82 en la sección de ala derecha 8, más en particular en la sección de base del ala derecha 8a. Cuando las varillas 80 y los orificios 82 están acoplados, la sección de ala izquierda 6 y la sección de ala derecha 8 sólo pueden alejarse de la sección de ala media 7 a lo largo de la dirección longitudinal de las varillas 80. Las varillas 80 evitan cualquier movimiento perpendicular a la dirección longitudinal de las varillas 80, así como una flexión de las secciones de ala izquierda y derecha 6, 8 respecto a la sección de ala media 7. Preferiblemente, las dimensiones de las varillas 80 y los orificios 82 están adaptadas entre sí para proporcionar un ajuste con apriete.

25 Las varillas 80 pueden configurarse para romperse al ejercer una tensión de flexión que exceda un valor predeterminado, para permitir que una sección de ala izquierda 6 y/o una sección de ala derecha 8 se separen de la sección de ala media 7 en caso de choque u otro evento que provoque una tensión de flexión excesiva en las varillas 80. Para este fin, la varilla 80 puede presentar una sección debilitada, tal como una sección que tenga una sección transversal reducida. La sección debilitada puede disponerse en una posición en la varilla 80 que, en funcionamiento, está situada en o cerca de la superficie de contacto entre la sección de ala media 7 y la sección de ala izquierda 6 o la sección de ala derecha 8.

30 En lugar de dos varillas 80 que cooperan con dos orificios 82 por sección de ala, puede utilizarse otro número de varillas 80 y correspondientes orificios 82.

35 Un segundo componente del acoplamiento comprende un acoplamiento magnético que tiene dos partes que ejercen una fuerza de atracción una en la otra, en una superficie de contacto entre la sección de ala central 7 y la sección de ala izquierda 6, en la que una parte 84 está montada en la sección de ala media 7, y la otra parte 86 está montada en la sección de ala izquierda 6, en particular en la sección de base del ala izquierda 6a, más particularmente en un lado de la sección de base del ala izquierda 6a orientada hacia la sección de ala media 7. De manera similar, en una superficie de contacto entre la sección de ala central 7 y la sección de ala derecha 8, una parte 84 está montada en la sección de ala media 7, y la otra parte 86 está montada en la sección de ala derecha 8, en particular en la sección de base del ala derecha 8a, más en particular en un lado de la sección de base del ala derecha 8a orientada hacia la sección de ala central 7.

45 Una de las dos partes 84, 86 del acoplamiento magnético puede comprender un imán permanente, mientras que la otra de las dos partes 84, 86 del acoplamiento magnético puede comprender un imán permanente o un elemento realizado de un material magnetizable. Si ambas partes 84, 86 comprenden imanes permanentes, su respectiva polarización magnética o patrón de polarización es tal que los imanes permanentes se atraen entre sí.

50 Se señala aquí que en lugar del acoplamiento magnético o además del mismo, también puede aplicarse un acoplamiento a través de un dispositivo mecánico de cierre o bloqueo.

Los acoplamientos magnéticos impiden, hasta un límite determinado por la fuerza de atracción entre las partes 84, 86 de los mismos, que las secciones de ala izquierda y derecha 6, 8 se desprendan de la sección de ala media 7 en condiciones normales de vuelo.

55 Un tercer componente del acoplamiento comprende un conector configurado para conectar eléctricamente (incluyendo capacitivamente e inductivamente) y/u ópticamente y/o neumáticamente y/o hidráulicamente componentes en las respectivas secciones de ala izquierda y derecha 6, 8, y la sección de ala media 7. El conector tiene dos partes en una superficie de contacto entre la sección de ala media 7 y la sección de ala izquierda 6, en el que una parte conectora 88 está montada en la sección de ala media 7, y la otra parte conectora 90 está montada en la sección de ala izquierda 6, en particular en la sección de base del ala izquierda 6a, más particularmente en un lado de la sección de base del ala izquierda 6a orientada hacia la sección de ala media 7. Del mismo modo, en una superficie de contacto entre la sección de ala media 7 y la sección de ala derecha 8, una la parte conectora 88 está montada en la sección de ala central 7, y la otra parte conectora 90 está montada en la sección de ala derecha 8, en

ES 2 703 353 T3

particular en la sección de base del ala derecha 8a, más en particular en un lado de la sección de base del ala derecha 8a orientada hacia la sección de ala central 7.

5 Una de las partes conectoras 88 y 90 puede ser una parte conectora macho, y la otra de las partes conectoras 88 y 90 puede ser una parte conectora hembra. Alternativamente, las partes conectoras 88, 90 pueden ser hermafroditas.

10 Bajo condiciones de choque, las varillas 80 pueden romperse en o cerca de la superficie de contacto entre una o ambas de las secciones de ala izquierda y derecha 6, 8 y la sección de ala media 7, por lo que también uno o ambos de los acoplamientos magnéticos, y uno o ambos de los conectores pueden desprenderse. De esta manera, parte de la energía de choque puede ser absorbida por estos elementos, y las fuerzas de choque ejercidas sobre los componentes de la aeronave 2 disminuyen.

15 Para un transporte compacto de la aeronave cuando está fuera de uso, las partes 84 y 86 del acoplamiento magnético respectivo, y las partes conectoras 88 y 90 pueden separarse entre sí ejerciendo una fuerza de tensión en las secciones del ala izquierda y derecha 6 y 8 lejos de la sección de ala media 7, sustancialmente paralela a la dirección longitudinal de las varillas 80. Por consiguiente, las secciones de ala izquierda y derecha 6 y 8, incluyendo las unidades de empuje 10 y 12, respectivamente, pueden retirarse del resto de la aeronave.

20 Las figuras 9 y 10 proporcionan detalles adicionales de las hélices plegables 22b, 24b. Un soporte del buje 92, que generalmente puede tener forma de H, tiene un orificio central 94 que permite el montaje del soporte del buje 92 en un eje de un motor 22a, 24a para conectarse de manera fija al eje. Cada una de las hélices 22b, 24b comprende dos palas 96, sólo una de las cuales se muestra en la figura 9. Las palas 96 están conectadas de manera articulada al soporte del buje 92, de manera que cada pala 96 puede girar alrededor de un eje indicado por la línea discontinua 98.

25 Suponiendo que la pala 96 que se muestra en la figura 9 forma parte de la hélice 22b, al girar el soporte del buje 92 en el sentido de giro 22c por el motor 22a conectado al mismo, las palas 96 se extienden desde la posición mostrada en las figuras 5, 7 y 10 para girar en un plano sustancialmente perpendicular al eje de giro del soporte del buje 92 tal como se muestra en las figuras 1-4, 6 y 8. El soporte del buje 92 puede comprender por lo menos un elemento de tope para asegurar que la posición angular de las palas 96 respecto al soporte del buje 92 esté limitado al rango indicado (entre quedar plegadas de acuerdo con las figuras 5, 7 y 10, y quedar radialmente extendidas de acuerdo con las figuras 1-4, 6 y 8).

35 La figura 10 indica, además, el uso de la sección de ala media 7 para alojar una fuente de alimentación y una unidad de control 100 tal como indican las líneas discontinuas. La fuente de alimentación y la unidad de control 100 pueden configurarse para suministrar energía a los motores 10a, 12a, 22a y 24a, a los actuadores en las secciones de ala izquierda y derecha 6, 8 y al equipo que lleva la aeronave 2. La fuente de alimentación y la unidad de control 100 puede ser, o puede comprender, la unidad central de suministro y control 34 de acuerdo con la figura 3.

40 La aeronave 2 puede llevar un equipo 2, tal como un equipo de detección remota y/o un equipo de medición y/o un equipo de cámaras, en la sección de soporte superior 18 y/o en la sección de soporte inferior 20.

45 Las figuras 12 a 17 ilustran esquemáticamente la aeronave 2, en particular en vista superior, provista de varios sistemas de almacenamiento de energía y distribución de energía.

50 Con referencia a la figura 12, la energía eléctrica se almacena químicamente en una fuente de energía en forma de batería 120 dispuesta en una ubicación adecuada en la estructura de ala 4 y/o estructura de soporte 16 de la aeronave 2. Desde la batería 120 puede suministrarse energía eléctrica a los motores 10a, 12a, 22a y 24a (no mostrados) por medio de cables conductores eléctricos 122. Aquí, se considera que los cables conductores eléctricos también cubren barras colectoras y otros conductores de corriente eléctrica. Puede incluirse una unidad de control del motor 124 en la conexión eléctrica entre la batería 120 y cada uno de los motores 10a, 12a, 22a y 24a, para controlar la energía suministrada a los motores 10a, 12a, 22a y 24a. En lugar de múltiples unidades de control 124 para múltiples motores 10a, 12a, 22a, 24a, también es posible utilizar una unidad de control 124 que controle el suministro de energía a cada uno de los motores 10a, 12a, 22a, 24a. Una ventaja del uso de una batería 120 es la estructura de almacenamiento de energía y el sistema de distribución de energía simples, en particular cuando sólo se utiliza una unidad de control 124.

60 Con referencia a la figura 13, la energía eléctrica se almacena químicamente en fuentes de energía en forma de baterías 130 dispuestas en ubicaciones adecuadas en la estructura de ala 4 y/o estructura de soporte 16 de la aeronave 2. Puede suministrarse energía eléctrica desde cada batería 130 a un correspondiente motor 10a, 12a, 22a y 24a (no mostrados) por medio de cables eléctricamente conductores 132. Puede incluirse una unidad de control del motor 134 en la conexión eléctrica entre cada batería 130 y el correspondiente motor 10a, 12a, 22a y 24a, para controlar la energía suministrada a cada motor 10a, 12a, 22a y 24a. Una ventaja del uso de múltiples

baterías 130 es la mejora de la confiabilidad del sistema de almacenamiento de energía, ya que un fallo en una batería 130 no debe tener un impacto en las otras baterías 130. Otra ventaja del uso de múltiples baterías 130 puede ser una mejora de la eficiencia total del sistema de almacenamiento de energía, seleccionando características de la batería respectivas óptimas para cada unidad de empuje específica 10, 12, 22, 24.

5 Con referencia a la figura 14, se ilustra un almacenamiento químico de energía, por medio de un combustible almacenado en un depósito 140 dispuesto en una ubicación adecuada en la estructura de ala 4 y/o estructura de soporte 16 de la aeronave 2. El combustible (con un oxidante) se convertirá en energía eléctrica directamente suministrándola a una celda de combustible 142 a través de un conducto 144. La celda de combustible 142, dispuesta en una ubicación adecuada en la estructura de ala 4 y/o estructura de soporte 16 de la aeronave 2, produce energía que puede suministrarse desde la celda de combustible 142 a los motores 10a, 12a, 22a y 24a (no mostrados) por medio de cables conductores eléctricos 146. En la conexión eléctrica entre la celda de combustible 142 y cada uno de los motores 10a, 12a, 22a y 24a puede incluirse una unidad de control del motor 148, para controlar la energía suministrada a los motores 10a, 12a, 22a y 24a. En lugar de múltiples unidades de control 148 para múltiples motores 10a, 12a, 22a, 24a, también es posible utilizar una unidad de control 148 que controle el suministro de energía a cada uno de los motores 10a, 12a, 22a, 24a. Una ventaja del uso de una celda de combustible 142 es la estructura del almacenamiento de energía y el sistema de distribución de energía simples, en particular cuando se utiliza una única unidad de control 148.

20 Con referencia a la figura 15, la energía se almacena químicamente en unos depósitos de combustible 150 dispuestos en ubicaciones adecuadas en la estructura de ala 4 y/o estructura de soporte 16 de la aeronave 2. Las fuentes de energía en forma de celdas de combustible 152 también se disponen en ubicaciones adecuadas en la estructura de ala 4 y/o estructura de soporte 16 de la aeronave 2. El combustible de los depósitos de combustible 150 se suministra a correspondientes celdas de combustible 152 a través de correspondientes conductos 154. Puede suministrarse energía eléctrica desde cada celda de combustible 152 a un correspondiente motor 10a, 12a, 22a y 24a (no se muestra) por medio de cables conductores eléctricos 156. En la conexión eléctrica entre cada celda de combustible 152 y el correspondiente motor 10a, 12a, 22a y 24a puede incluirse una unidad de control del motor 158 para controlar la energía suministrada a cada motor 10a, 12a, 22a y 24a. Una ventaja del uso de múltiples celdas de combustible 152 es la mejora de la confiabilidad del sistema de almacenamiento de energía, ya que un fallo en una celda de combustible 152 puede no tener un impacto en las otras celdas de combustible 152. Otra ventaja del uso de celdas de combustible 152 puede ser una mejora de la eficiencia total del sistema de almacenamiento de energía, seleccionando características de celda de combustible respectivas para cada unidad de empuje específica 10, 12, 22, 24.

35 Haciendo referencia a la figura 16, la energía se almacena en un almacenamiento de energía 160. En el caso de almacenamiento de energía eléctrica, el almacenamiento de energía 160 puede ser en forma de batería. En el caso de almacenamiento de energía química, el almacenamiento de energía 160 puede ser en forma de depósito de combustible que contiene un combustible. El almacenamiento de energía 160 se dispone en una ubicación adecuada en la estructura de ala 4 y/o la estructura de soporte 16 de la aeronave 2. La energía se suministra a una fuente de energía mecánica 162, que puede ser en forma de motor eléctrico o motor de combustión. La fuente de energía 162 se dispone en una ubicación adecuada en la estructura de ala 4 y/o la estructura de soporte 16 de la aeronave 2. La fuente de energía 162 tiene un eje de salida 164 que acciona una unidad de conversión de energía 166, tal como un compresor neumático, o una bomba hidráulica. La unidad de conversión de energía 166 se dispone en una ubicación adecuada en la estructura de ala 4 y/o la estructura de soporte 16 de la aeronave 2. La unidad de conversión de energía 166 suministra energía a los motores 10a, 12a, 22a y 24a (no mostrados) por medio de líneas neumáticas o hidráulicas 168. Entre la unidad de conversión de potencia 166 y los motores 10a, 12a, 22a y 24a pueden incluirse válvulas 169, reguladores de flujo y/o reguladores de presión 169. En esta realización, los motores 10a, 12a, 22a y 24a son de tipo neumático o hidráulico.

50 Con referencia a la figura 17, se ilustra un almacenamiento químico de energía, por medio de un combustible almacenado en un depósito 170 dispuesto en una ubicación adecuada en la estructura de ala 4 y/o estructura de soporte 16 de la aeronave 2. El combustible (añadiendo un oxidante) puede suministrarse a los motores 10a, 12a, 22a y 24a (no mostrados) que son motores de combustión, a través de unas líneas de suministro de combustible 172. Los motores 10a, 12a, 22a y 24a queman el combustible para generar energía mecánica para accionar las correspondientes hélices.

Hay que señalar que las hélices de las unidades de empuje pueden tener dos palas, tal como se muestra en las figuras, pero en otras realizaciones dentro del alcance de la presente invención pueden tener un número mayor de palas.

60 Además, hay que señalar que la estructura de soporte de la aeronave puede comprender más de dos secciones de soporte con unidades de empuje asociadas, es decir, más secciones de soporte que la sección de soporte superior 18 y la sección de soporte inferior 20 con unidades de empuje respectivas tal como se muestra en las figuras. Por

ejemplo, la estructura de soporte puede tener dos o más secciones de soporte superiores y/o dos o más secciones de soporte inferiores, cada una con una unidad de empuje. La pluralidad de secciones de soporte superiores, así como la pluralidad de secciones de soporte inferiores, están dispuestas preferiblemente simétricas respecto al eje longitudinal de la aeronave. Una ventaja de una pluralidad de secciones de soporte superiores e inferiores con unidades de empuje asociadas es que, en modo de vuelo estacionario, puede desarrollarse un elevado empuje hacia arriba, lo que permite que la aeronave, incluyendo su carga útil, tenga un peso más alto, o proporcione una redundancia en unidades de empuje en misiones críticas para mantener la aeronave en el aire incluso si una o más unidades de empuje tienen un defecto.

5
10
15
20

Tal como se ha explicado anteriormente, una aeronave, en particular un vehículo aéreo no tripulado, comprende una estructura de ala que tiene una sección de ala izquierda, una sección de ala media, y una sección de ala derecha. Una estructura de soporte se extiende desde la estructura de ala, por ejemplo, de la sección de ala media, y tiene una sección de soporte superior y una sección de soporte inferior. Cada una de la sección de ala izquierda, la sección de ala derecha, la sección de soporte superior y la sección de soporte inferior están provistas de una unidad de empuje. La sección de ala izquierda comprende una sección de base del ala izquierda y una sección de punta del ala izquierda, en la que la sección de punta del ala izquierda puede girar respecto a la sección de base del ala izquierda alrededor de un eje que se extiende sustancialmente en una 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 la que la sección de punta del ala derecha puede girar respecto a la sección de base del ala derecha alrededor de un eje que se extiende sustancialmente en la dirección longitudinal de la estructura del ala. Las unidades de empuje de las secciones de ala izquierda y derecha están dispuestas en las respectivas secciones de punta del ala, en particular en las extremidades de las mismas.

25
30

Se han descrito aquí, según corresponda, unas realizaciones detalladas de la presente invención; sin embargo, debe entenderse que las realizaciones descritas son meramente ejemplos de la invención, las cuales pueden realizarse en diversas formas. Por lo tanto, los detalles estructurales y funcionales específicos aquí descritos no deben interpretarse como limitativos, sino simplemente como base para las reivindicaciones y como base representativa para enseñar a un experto en la materia a emplear la presente invención virtualmente en cualquier estructura apropiadamente detallada. Además, los términos y frases utilizados aquí no pretenden ser limitativos, sino más bien proporcionar una descripción comprensible de la invención.

35

Los términos "un"/"uno", tal como se utilizan aquí, se definen como uno o más de uno. El término pluralidad, tal como se utiliza aquí, se define como dos o más de dos. El término otro, tal como se utiliza aquí, se define como por lo menos un segundo o más. Los términos que incluye(n) y/o que tiene(n)/presenta(n), tal como se utilizan aquí, se definen como que comprenden (es decir, lenguaje abierto, sin excluir otros elementos o etapas). Cualquier signo de referencia en las reivindicaciones no debe interpretarse como limitativo del alcance de las reivindicaciones o la invención.

40

El mero hecho de que ciertas medidas se indiquen en reivindicaciones dependientes diferentes entre sí no indica que una combinación de estas medidas no pueda utilizarse para obtener ventajas.

El término acoplado, tal como se utiliza aquí, se define como conectado, aunque no necesariamente de manera directa.

REIVINDICACIONES

1. Aeronave (2), en particular un vehículo aéreo no tripulado con modo de vuelo con alas y modo de vuelo estacionario, que comprende:

5 una estructura de ala (4) que tiene una dirección longitudinal, y que tiene una sección de ala izquierda (6) y una sección de ala derecha (8); y una estructura de soporte (16) que se extiende desde la estructura de ala, y que tiene una sección de soporte superior (18) y una sección de soporte inferior (20),
 10 en el que cada una de la sección de ala izquierda (6), la sección de ala derecha (8), la sección de soporte superior (18) y la sección de soporte inferior (20) está provista de una unidad de empuje (10, 12, 22, 24), caracterizada por el hecho de que, en la estructura de ala (4):

15 la sección de ala izquierda (6) comprende una sección de base del ala izquierda (6a) y una sección de punta del ala izquierda (6b), en el que la sección de punta del ala izquierda (6b) es giratoria respecto a la sección de base del ala izquierda (6a) alrededor de un eje (28) que se extiende sustancialmente en la dirección longitudinal de la estructura de ala (4);
 20 la sección de ala derecha (8) comprende una sección de base del ala derecha (8a) y una sección de punta del ala derecha (8b), en el que la sección de punta del ala derecha (8b) es giratoria respecto a la sección de base del ala derecha (8a) alrededor de un eje (30) que se extiende sustancialmente en la dirección longitudinal de la estructura de ala (4); y
 25 la unidad de empuje (10) de la sección de ala izquierda (6) está dispuesta en la sección de punta del ala izquierda (6b), y la unidad de empuje (12) de la sección de ala derecha (8) está dispuesta en la sección de punta del ala derecha (8b).

2. Aeronave (2) de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizada por el hecho de que la unidad de empuje (10) de la sección de ala izquierda (6) está dispuesta en una extremidad de la sección de punta del ala izquierda (6b), y en el
 30 que la unidad de empuje (12) de la sección de ala derecha (8) está dispuesta en una extremidad de la sección de punta del ala derecha (8b).

3. Aeronave (2) de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, caracterizada por el hecho de que las secciones de punta del ala izquierda y derecha (6b, 8b) son giratorias respecto a las respectivas secciones de base del ala izquierda y derecha (6a, 6b) en un rango de ángulos de rotación de aproximadamente +50° a aproximadamente -50°, en particular un rango de ángulos de rotación de aproximadamente +30° a aproximadamente -30°, más particularmente un rango de ángulos de rotación de aproximadamente +25° a aproximadamente -25°.

4. Aeronave (2) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por el hecho de que las unidades de empuje (10, 12) de las secciones de ala izquierda y derecha (6, 8) cada una comprenden una hélice (10b, 12b), y en el que una longitud de las secciones de punta de ala izquierda y derecha (6b, 8b) es menor de un 60% de la longitud de la respectiva sección de ala izquierda y derecha (6, 8), y mayor o igual que la longitud de la pala de la hélice.

45 5. Aeronave (2) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por el hecho de que las unidades de empuje (22, 24) de las respectivas secciones de soporte superior e inferior (18, 20) están dispuestas en una extremidad de las mismas.

50 6. Aeronave (2) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por el hecho de que las unidades de empuje (22, 24) de las respectivas secciones de soporte superior e inferior (18, 20) van montadas en un soporte (26) que se extiende desde la respectiva sección de soporte superior e inferior (18, 20) en las extremidades de las mismas.

55 7. Aeronave (2) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por el hecho de que cada unidad de empuje (10, 12, 22, 24) comprende una hélice (10b, 12b, 22b, 24b) acoplada a un motor eléctrico (10a, 12a, 22a, 24a).

8. Aeronave (2) de acuerdo con la reivindicación 7, caracterizada por el hecho de que las hélices (22b, 24b) de las unidades de empuje (22, 24) de las secciones de soporte superior e inferior (18, 20) son plegables.

60 9. Aeronave (2) de acuerdo con la reivindicación 7 u 8, caracterizada por el hecho de que las palas de las hélices (22b, 24b) de las unidades de empuje (22, 24) de las secciones de soporte superior e inferior (18, 20) son más largas que las palas de las hélices (10b, 12b) de las unidades de empuje (10, 12) de las secciones de ala izquierda y

derecha (6, 8), y/o en el que un ángulo de cabeceo de las hélices (22b, 24b) de las unidades de empuje (22, 24) de las secciones de soporte superior e inferior (18, 20) es menor que un ángulo de cabeceo de las hélices (10b, 12b) de las unidades de empuje (10, 12) de las secciones de ala izquierda y derecha (6, 8) .

- 5 10. Aeronave (2) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 7 a 9, caracterizada por el hecho de que pares (10b, 12b) de hélices de las unidades de empuje (10, 12) de las secciones de ala izquierda y derecha (6, 8) están configuradas para girar en sentidos contrarios, y/o en el que pares (22b, 24b) de hélices de las unidades de empuje (22, 24) de la estructura de soporte (16) están configuradas para girar en sentidos contrarios.
- 10 11. Aeronave (2) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por el hecho de que cada una de las secciones de ala izquierda y derecha (6, 8) está acoplada de manera desmontable a una sección de ala media (7) mediante un acoplamiento.
- 15 12. Aeronave (2) de acuerdo con la reivindicación 11, caracterizada por el hecho de que el acoplamiento comprende por lo menos una varilla (80) en una parte del acoplamiento configurada para acoplarse a un correspondiente orificio (82) en otra parte del acoplamiento.
- 20 13. Aeronave (2) de acuerdo con la reivindicación 12, caracterizada por el hecho de que la varilla (80) está configurada para romperse cuando se excede una tensión de flexión predeterminada ejercida sobre la misma.
14. Aeronave (2) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 11 a 13, caracterizada por el hecho de que el acoplamiento comprende un conector eléctrico y/u óptico y/o neumático y/o hidráulico (88, 90).
- 25 15. Aeronave (2) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 11 a 13, caracterizada por el hecho de que el acoplamiento comprende un acoplamiento magnético (84, 86).

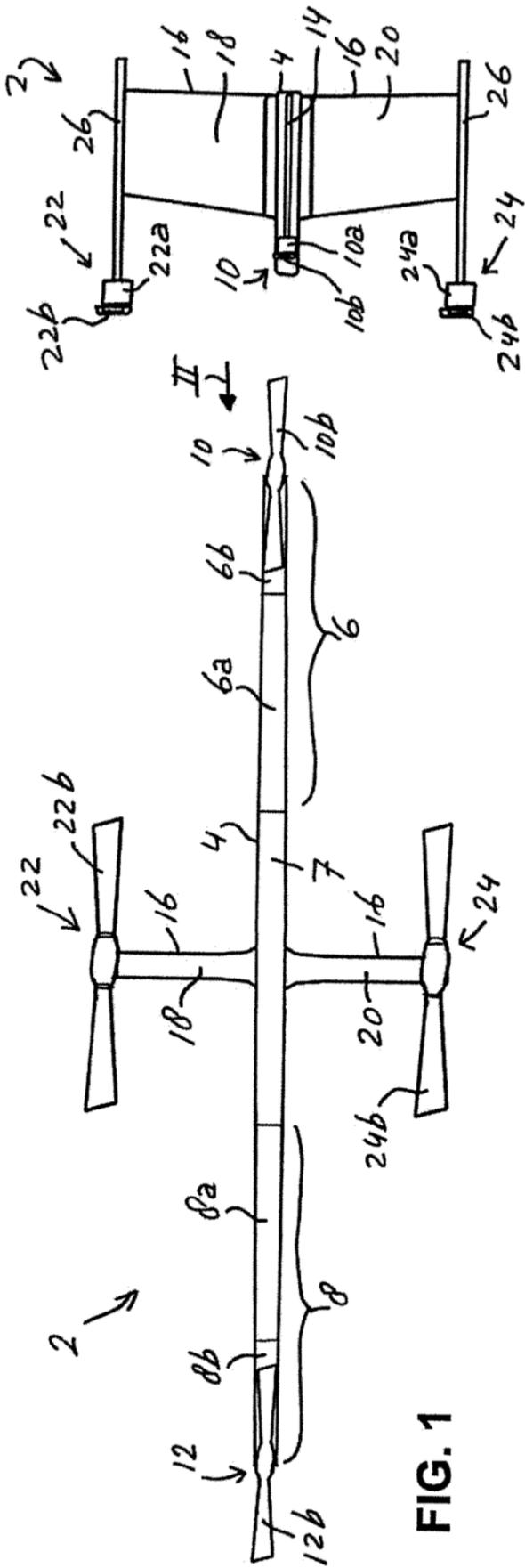


FIG. 1

FIG. 2

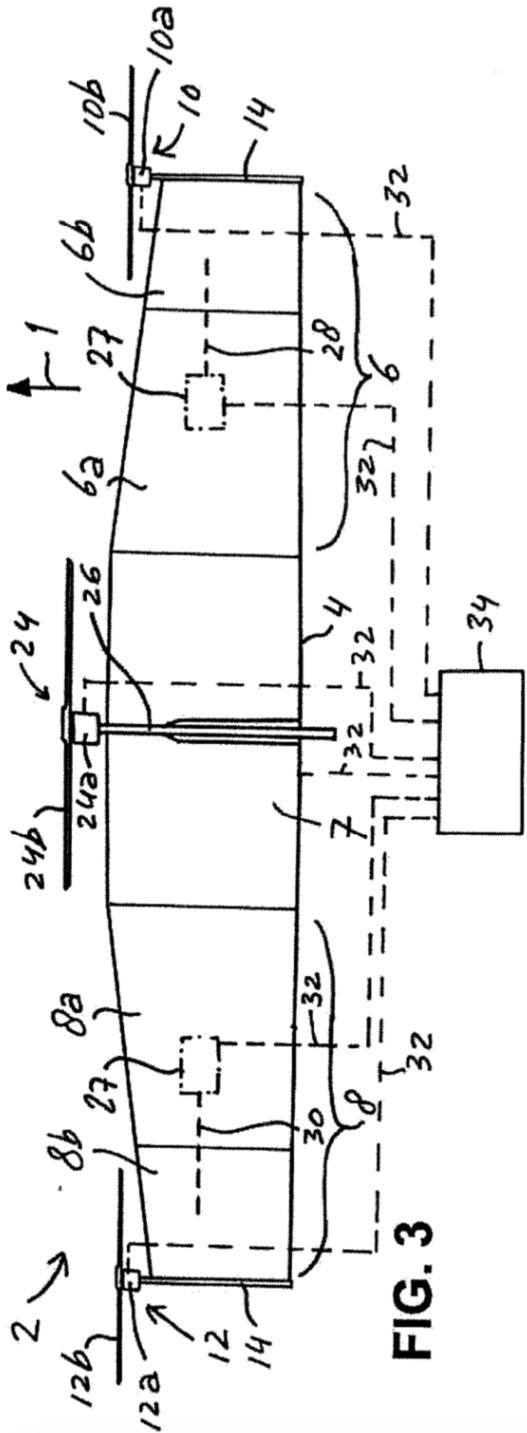
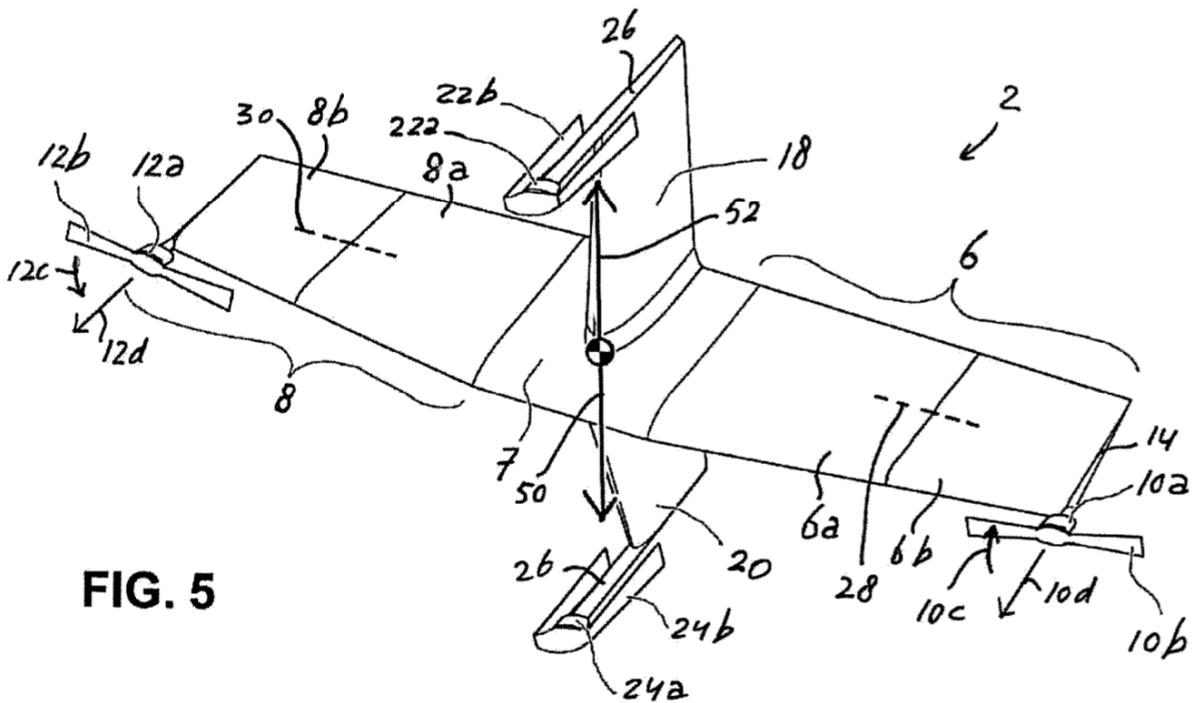
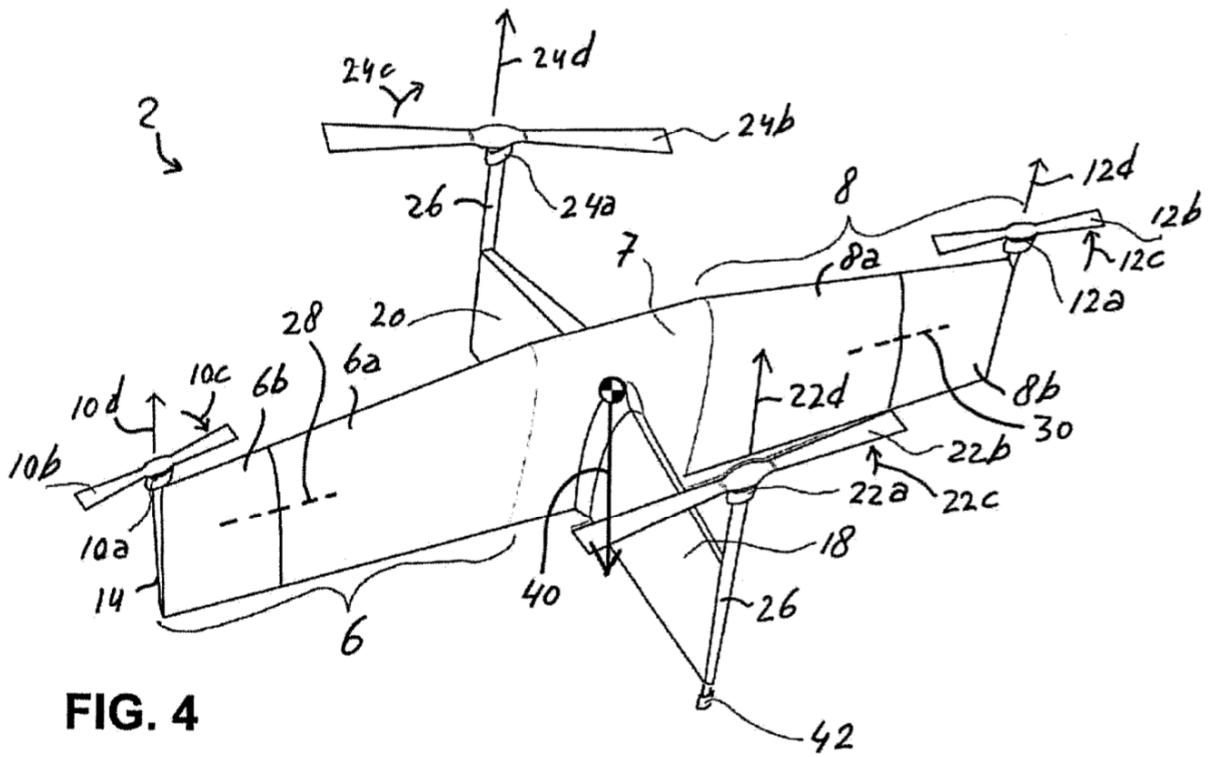


FIG. 3



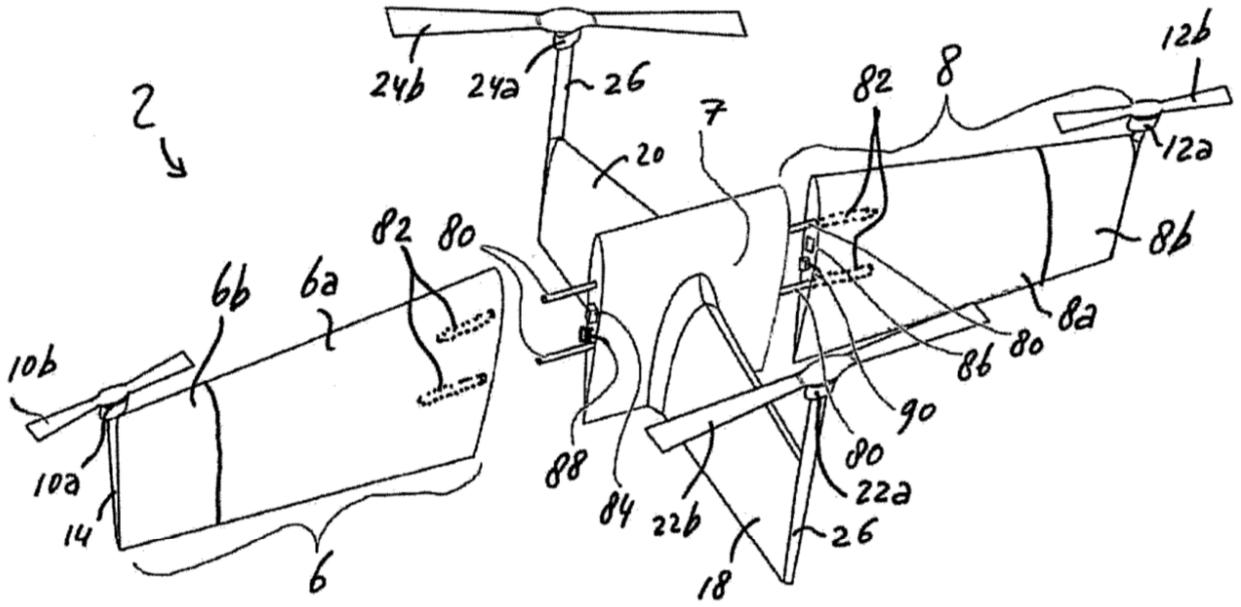


FIG. 8

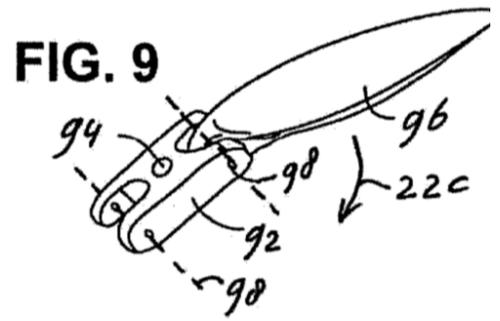


FIG. 9

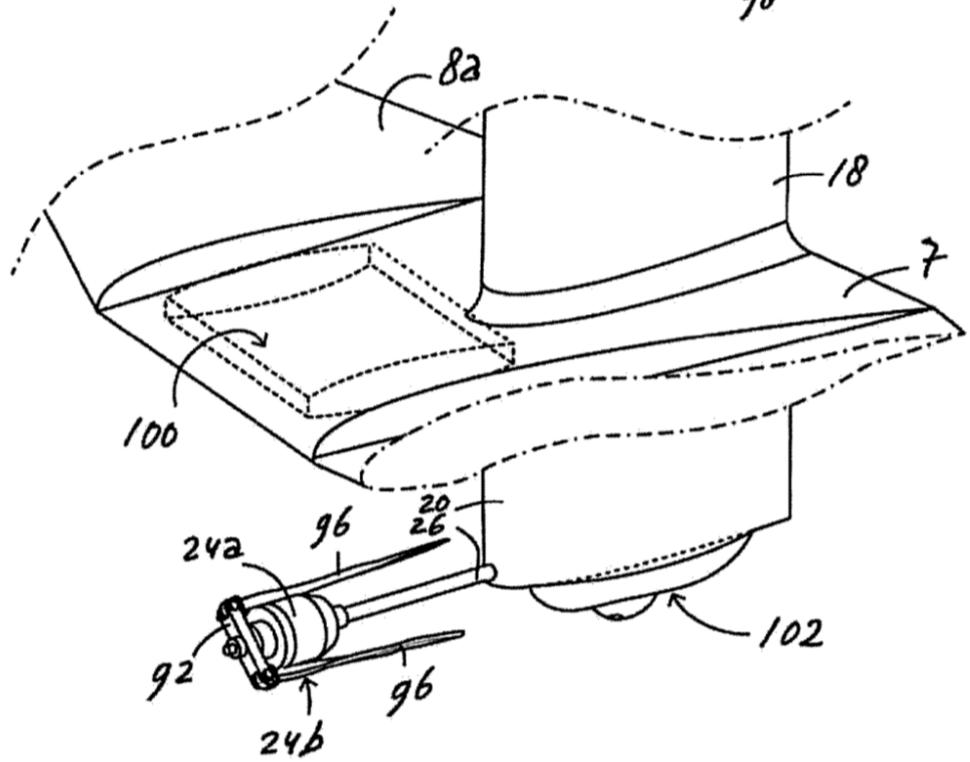


FIG. 10

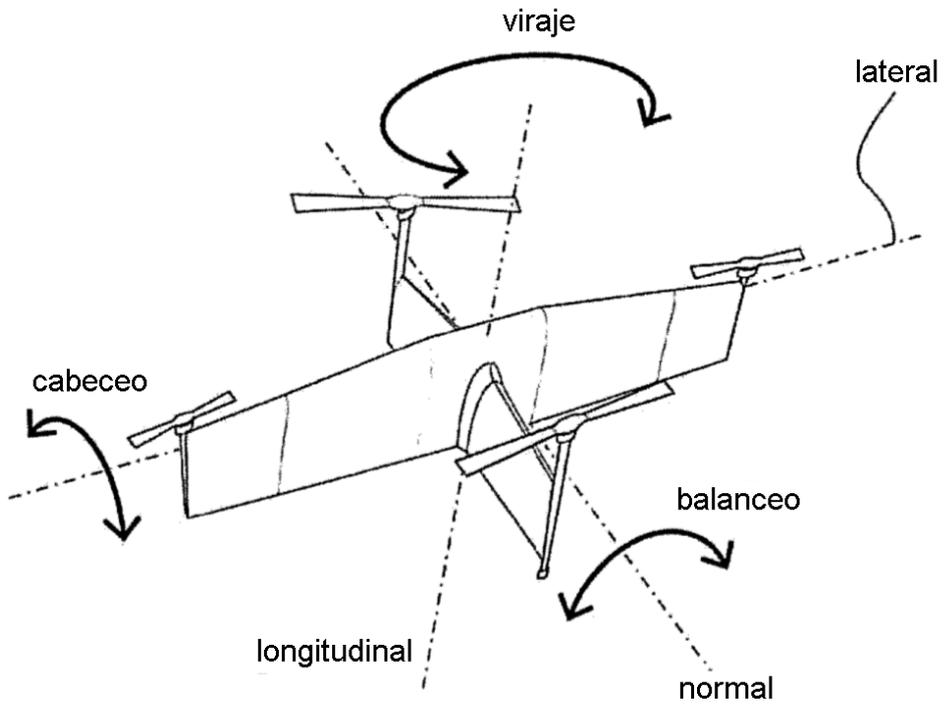


FIG. 11a

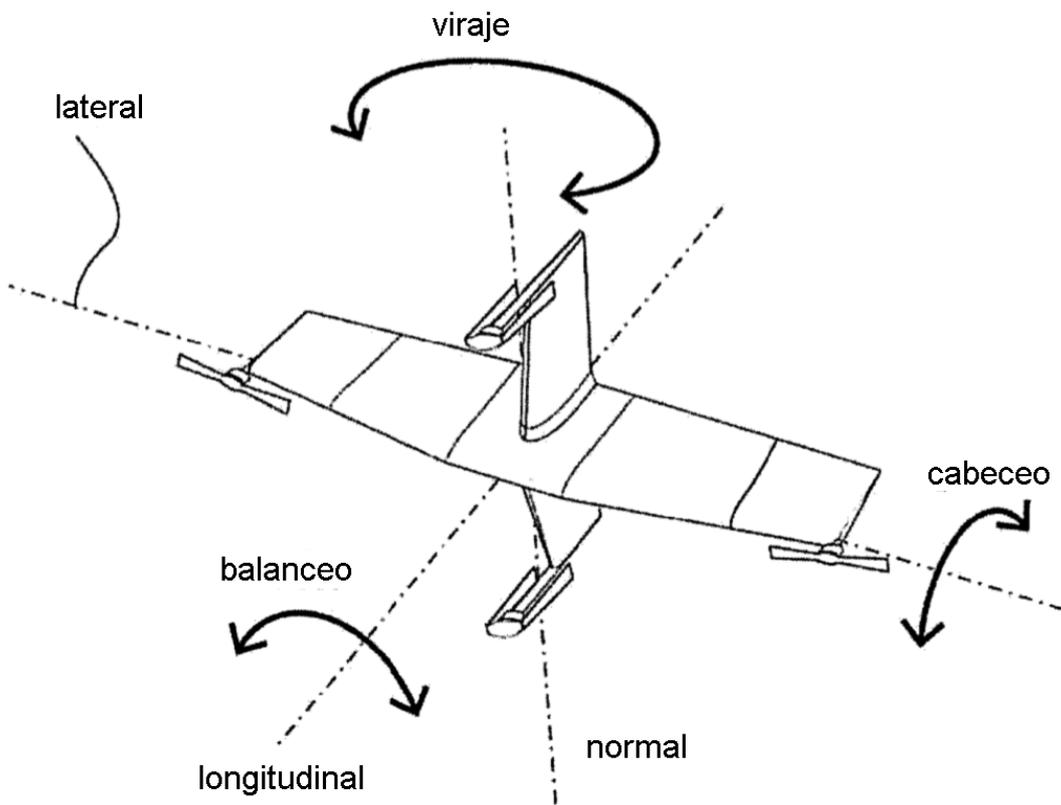
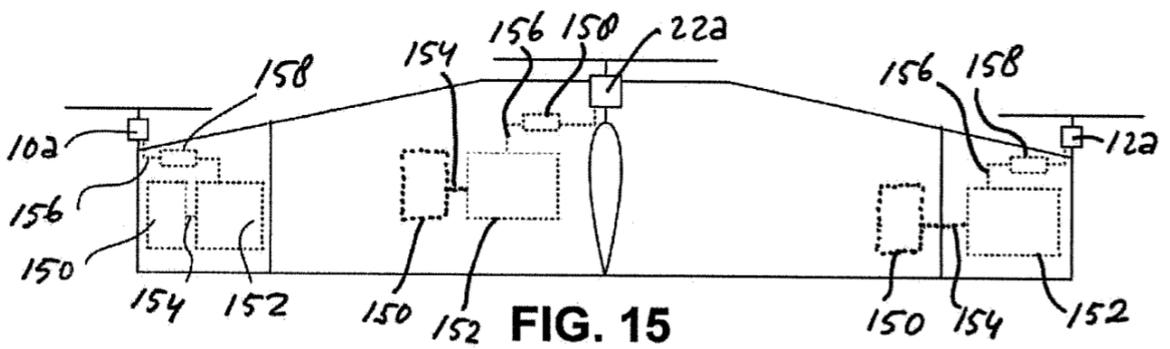
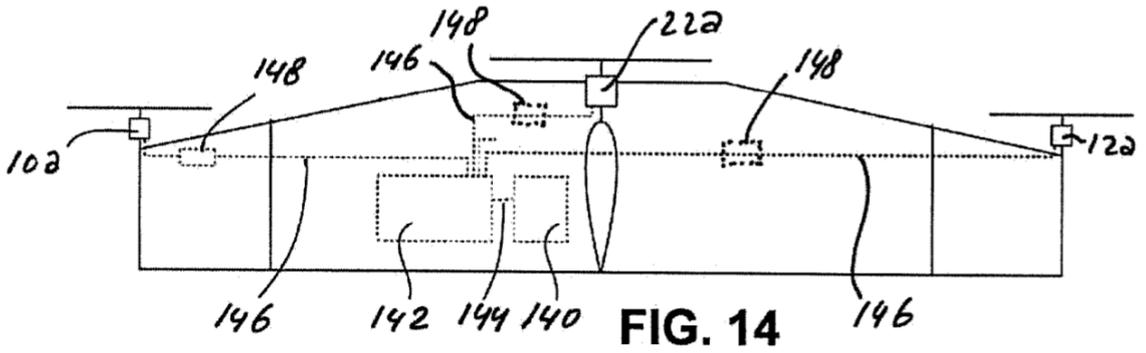
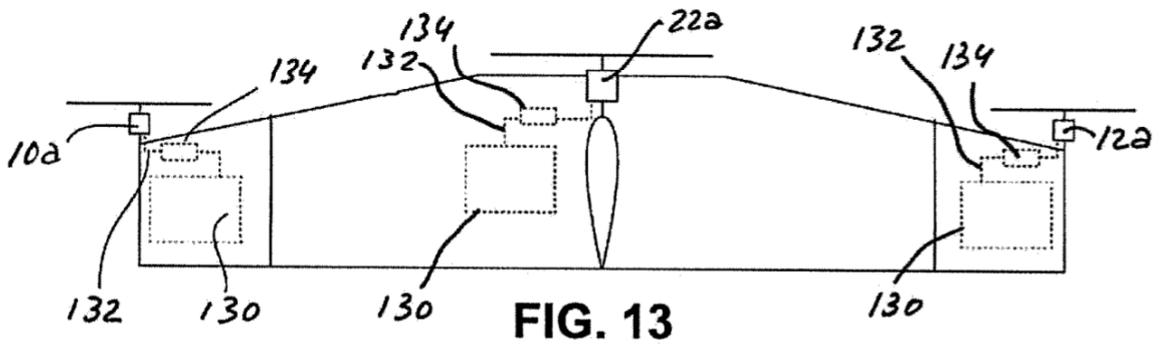
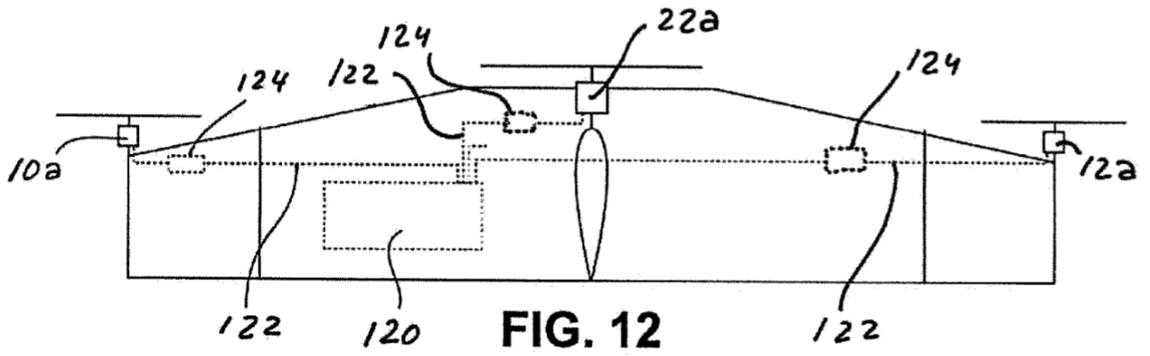
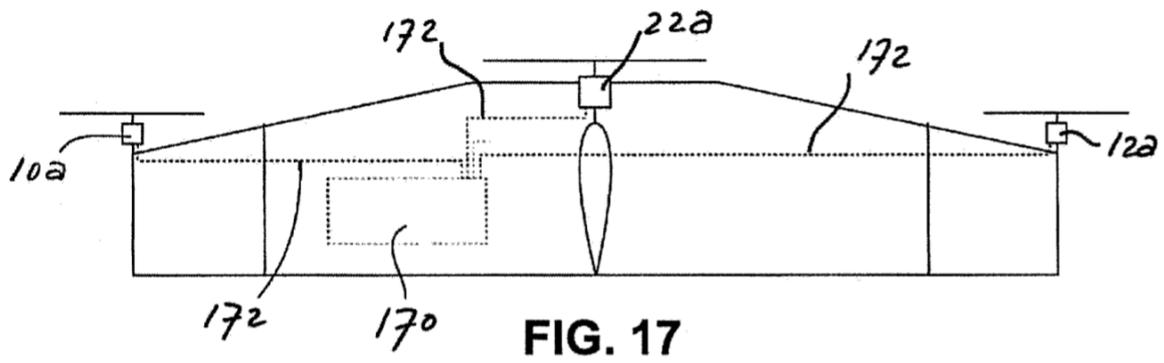
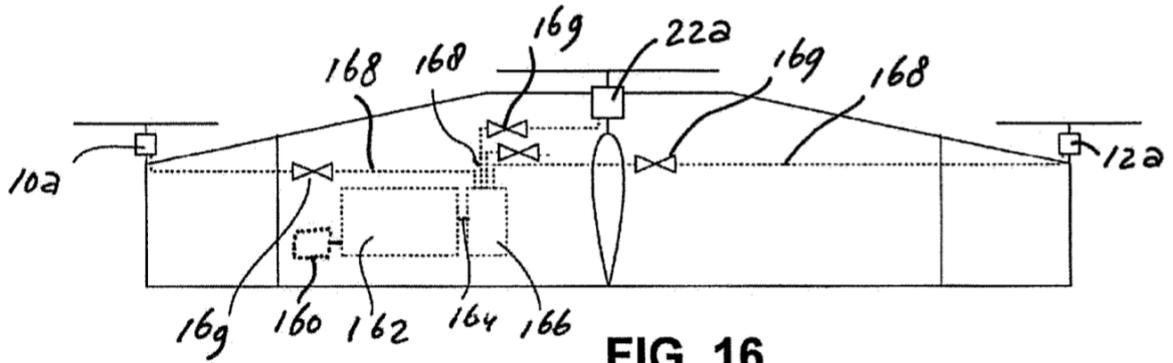


FIG. 11b





REFERENCIAS CITADAS EN LA DESCRIPCIÓN

5 *Esta lista de referencias citadas por el solicitante es únicamente para la comodidad del lector. No forma parte del documento de la patente europea. A pesar del cuidado tenido en la recopilación de las referencias, no se pueden excluir errores u omisiones y la EPO niega toda responsabilidad en este sentido.*

Documentos de patentes citados en la descripción

- 10 • WO 2013048339 A1 [0003] • US 20050178879 A1 [0004]