

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 713 458**

51 Int. Cl.:

**B64C 29/00** (2006.01)

**B64C 39/02** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **24.05.2016** E 16171051 (2)

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **12.12.2018** EP 3098161

54 Título: **Aeronave de despegue vertical**

30 Prioridad:

**26.05.2015 DE 102015006511**

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

**21.05.2019**

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE GMBH (100.0%)  
Willy-Messerschmitt-Straße 1  
82024 Taufkirchen, DE**

72 Inventor/es:

**JUDAS, MICHAEL;  
GERLACH, CLEMENS;  
KRAUSS, THOMAS y  
KARRAIS, BERTHOLD**

74 Agente/Representante:

**LEHMANN NOVO, María Isabel**

**ES 2 713 458 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 de despegue vertical

La presente invención se refiere a una aeronave de despegue vertical similar por ejemplo a un cuadricóptero.

5 Para muchas aplicaciones, es deseable tener disponible una aeronave que pueda despegar desde un área tan pequeña como sea posible y no requiera por ello un aeropuerto especial de gran superficie. Para propósitos específicos, además, se requiere una aeronave que sea ágil y que pueda ser maniobrada de una manera precisa y que pueda preferiblemente permanecer estacionario en el aire permanecer estacionario en el aire sobre el punto y presentar buenas propiedades de permanencia estacionaria en el aire.

10 Por ejemplo, se utilizan aeronaves para la vigilancia y el reconocimiento aéreos que deberían ser capaces de permanecer estacionarias en el aire sobre un objetivo interesante y por ejemplo tomar fotografías aéreas. En una aplicación alternativa, una aeronave de despegue vertical, algunas veces también denominada como un VTOL (en inglés vertical Take-off and Landing) ("despegue y aterrizaje verticales"), puede ser utilizada para volar a regiones que son difíciles de acceder para los seres humanos o para otras máquinas, por ejemplo en el contexto de intervenciones de protección civil, con el objeto por ejemplo de transportar artículos tales como herramientas, alimentos y medicamentos a  
15 tales regiones.

20 Para dichas intervenciones, se han desarrollado, entre otras cosas, una aeronave en la que cuatro o más hélices o rotores equipados con una hélice y al menos un motor de accionamiento proporcionan un empuje ascensional esencialmente vertical de manera que la aeronave puede así elevarse verticalmente o permanecer estacionaria en el aire. Una aeronave provista con cuatro de tales rotores es también denominada como un cuadcóptero, cuadricóptero, cuad-rotor o plataforma que permanece estacionaria en el aire. Dicha aeronave con más de tres rotores que proporcionan la sustentación son denominados generalmente como multicópteros, en donde, aparte de cuadcópteros, variantes con tres rotores (tricópteros) seis rotores (hexacópteros) u ocho rotores (octocópteros) son un lugar común. Tales aeronaves son usualmente operadas sin tripulantes y pueden ser consiguientemente pequeñas. En algunos casos, estas aeronaves son también denominadas como drones.

25 Mediante una ligera inclinación de toda la aeronave o de uno o más rotores fuera de la horizontal, es posible en el caso de tal aeronave proporcionar también una cierta propulsión, porque un empuje generado por los rotores está inclinado fuera de la vertical. En el caso de que cuadcópteros y multicópteros cuando son operados con motores eléctricos, la inclinación es a menudo regulada por un control de velocidad de rotación de los motores eléctricos. Es decir que el controlador de vuelo de la aeronave controla los empujes de las hélices individuales mediante su respectiva velocidad de rotación. Los empujes individuales pueden así ser manipulados de tal manera que la aeronave puede ascender o caer, o  
30 puede ser inclinada hacia adelante, hacia atrás o lateralmente. Como resultado de estos cambios de velocidad de rotación objetivo, sin embargo, no solamente se cambian los empujes, sino también los pares de torsión o el momento angular procedente de los motores, y las hélices. Se crea así un par de torsión alrededor del eje vertical del sistema. Este par de torsión puede actuar en el sentido de las agujas del reloj o en sentido contrario a las agujas del reloj. Un control de la rotación de la aeronave alrededor del eje vertical de la aeronave es así posible. Tales multicópteros accionados  
35 eléctricamente pueden utilizar el cambio en el par de torsión o en el momento angular sin ajuste de las palas.

Sin embargo, tal aeronave tiene el inconveniente de que con un tamaño creciente de la aeronave resulta más difícil cambiar el momento angular de manera suficiente.

40 El documento WO 2009/095696 A2 describe un vehículo de despegue y aterrizaje vertical que tiene un par de unidades de propulsión del vector de empuje montadas delante y detrás de un eje de cabeceo de la aeronave sobre refuerzos en extremidades opuestas de la estructura del ala, con la unidad delantera por debajo, y la unidad trasera por encima, de la estructura del ala. Las unidades de propulsión pueden pivotar en los refuerzos bien directamente o bien mediante brazos, para el desplazamiento angular individual para la maniobra de vector de empuje de la aeronave en guiñada, cabeceo y balanceo y para permanecer estacionario en el aire y volar hacia adelante y hacia atrás.

45 Prosiguiendo a partir de esto, el objeto de la invención es proporcionar una aeronave perfeccionada.

Este objeto se resuelve con un dispositivo con las características de la reivindicación 1. Realizaciones ejemplares están representadas en las reivindicaciones dependientes.

50 El objeto es resuelto mediante una aeronave que comprende una estructura de soporte y al menos cuatro rotores de sustentación. Cada uno de los rotores de sustentación está fijado (es decir, unido, o acoplado o conectado mecánicamente) a la estructura de soporte y comprende al menos un hélice. Los rotores de sustentación están constituidos o formados de tal modo que un plano de rotación, en el que al menos gira una hélice del rotor de sustentación, está inclinado con respecto a un plano formado por la estructura de soporte, de manera que se produzca una componente de empuje horizontal como resultado de la inclinación del plano de rotación de al menos una hélice, cuyo componente de empuje horizontal puede ser utilizado para producir el movimiento de guiñada de la aeronave, en donde la aeronave está configurada de tal manera que una inclinación del plano de rotación ocurre perpendicularmente a  
55 un eje longitudinal de la aeronave en la dirección de vuelo principal, y un cambio en el momento angular causado por un

cambio en la velocidad de rotación de los rotores de sustentación y de la componente de empuje horizontal actúan en la misma dirección de manera que aumenten el par de torsión que es generado por el cambio de momento angular por la componente de empuje horizontal.

5 La idea subyacente de la invención es que el efecto de onda sinusoidal es utilizado inclinando los planos de la hélice. Aparte de la componente de sustentación real, se produce una componente de empuje perpendicular a la componente de sustentación debido a la inclinación de los planos de rotación. Esta componente de empuje actúa perpendicularmente a la componente de sustentación y aumenta el momento angular de la aeronave con un cambio de velocidad del rotor de sustentación respectivo. La aeronave puede ser mejor controlada mediante el aumento de momento angular, más precisamente el control puede ser ya conseguido con un menor gasto de fuerza, o una aeronave más grande puede ser controlada con el mismo gasto de fuerza.

10 El plano de rotación de la hélice está preferiblemente inclinado hacia adentro o hacia fuera con respecto al plano formado por la estructura de soporte. La inclinación del plano de rotación es preferiblemente hacia adentro o hacia fuera desde el punto central de la aeronave, es decir con una dirección de visión en la aeronave desde arriba con orientación perpendicular de la aeronave o posición de vuelo, hacia el centro de gravedad de la aeronave o lejos del centro de gravedad de la aeronave.

15 El plano de rotación de la hélice está inclinado preferiblemente hacia dentro o hacia fuera normal a un eje longitudinal en la dirección principal de vuelo de la aeronave. Para la inclinación, es ventajoso si hay una dirección preferente. Las hélices de todos los rotores de sustentación de la aeronave tienen preferiblemente la misma dirección de inclinación, es decir, los planos de rotación de todas las hélices están inclinados bien hacia fuera o bien hacia adentro. Los planos de rotación de las hélices pueden estar todos inclinados el mismo ángulo. Alternativamente, los planos de rotación de los rotores de sustentación diagonalmente opuestos pueden también de manera preferible estar inclinados en un ángulo diferente con respecto por ejemplo a los otros dos rotores de sustentación.

20 La aeronave preferiblemente una dirección de vuelo principal, que determina el eje longitudinal de la aeronave. En el caso de una estructura casi simétrica de rotación de la aeronave, es decir, un fuselaje central y por ejemplo cuatro rotores de sustentación dispuestos en un ángulo de 90 grados con respecto a él, se define una dirección principal de vuelo, a lo largo de la cual está orientado el eje longitudinal antes mencionado. Con una estructura prolongada o alargada de la aeronave, la aeronave tiene usualmente una dirección de vuelo principal, aunque no debería excluirse que la aeronave puede también ser capaz de volar en contra de la dirección de vuelo principal real o en otra dirección.

25 Para conseguir un aumento o ganancia en el momento angular inclinando el plano de rotación de las hélices, es ventajosa una dirección específica, ya que el efecto será cancelado en el caso de inclinación radialmente hacia adentro o hacia fuera. Como resultado de la inclinación el plano de rotación de las hélices perpendicular al eje longitudinal de la aeronave, es decir, perpendicular a la dirección de vuelo principal de la aeronave, se produce una componente de empuje preferiblemente horizontal, que puede ser utilizada para hacer el movimiento de guiñada de la aeronave. En contraste con un cambio puro convencional en el momento angular por un cambio en la velocidad de rotación para la guiñada, el par de torsión es incrementado por la inclinación simultánea del plano de rotación de las hélices e incluso puede así ser que una aeronave más grande haga un movimiento de guiñada, es decir gire alrededor del eje vertical. Preferiblemente como resultado de la componente de empuje horizontal, que es generada por inclinación del plano de rotación, y el cambio en el momento angular, se genera un par de torsión, que actúa preferiblemente en la misma dirección. Esto tiene la ventaja de que el par de torsión que se genera por el cambio en el momento angular es incrementado por la componente de empuje horizontal.

30 La inclinación es preferiblemente fija. La inclinación es preferiblemente fijada de manera preestablecida o preseleccionada. Esto tiene la ventaja de que no se requieren uniones oscilantes o similares para la inclinación de los rotores de sustentación.

35 Una suma de las fuerzas de sustentación generadas por los rotores de sustentación se extiende preferiblemente de manera esencial a través de un centro de gravedad de la aeronave. Para permitir la guiñada de la aeronave alrededor del centro de gravedad de la aeronave, la suma de las fuerzas de sustentación generadas por los rotores de sustentación es tal que en cada caso se seleccionan un par de rotores de sustentación de manera que los últimos estén dispuestos enfrentados diagonalmente con respecto al centro de gravedad de la aeronave. De manera más precisa, en el caso de un cuadricóptero por ejemplo, es decir una aeronave con cuatro rotores de sustentación, los dos rotores de sustentación que se encuentran opuestos mutuamente con respecto al centro de gravedad del cuadricóptero, es decir que se encuentran diagonalmente opuestos con respecto al centro de gravedad, en cada caso forman un par. Los dos rotores de sustentación de un par de rotores de sustentación son controlados cada uno preferiblemente de manera análoga. El par adicional de rotores de sustentación es controlado en sentido contrario de manera correspondiente, es decir con un aumento en la velocidad de rotación del primer par de rotores para generar un par de torsión, una reducción correspondiente en la velocidad de rotación del segundo par de rotores tiene lugar con el fin por ejemplo de mantener la aeronave en el estado de permanencia estacionaria en el aire a la misma altura. Como resultado del aumento en la velocidad de rotación del primer par de rotores, la fuerza de sustentación es también incrementada a partir del momento de empuje en la dirección de rotación. Para contrarrestar esta fuerza de sustentación en el vuelo de permanencia estacionaria en el aire por ejemplo, la velocidad de rotación del segundo par de rotores es reducida de manera

correspondiente. Las fuerzas de sustentación son así canceladas y el par de torsión del segundo par de rotores es también reducido, es decir, el momento de empuje en sentido contrario del primer par de rotores actúa menos potentemente en la dirección de rotación deseada.

5 Un par de torsión alrededor del eje vertical de la aeronave puede ser generado preferiblemente por un cambio en la velocidad de al menos dos rotores de sustentación que se encuentran diagonalmente opuestos con respecto al centro de gravedad de la aeronave. Las hélices están preferiblemente inclinadas de tal modo que pueden generar un par de torsión alrededor del eje vertical.

10 La suma de los pares de torsión generados por los rotores de sustentación en el vuelo de permanencia estacionaria en el aire es preferiblemente casi cero. Las fuerzas diferenciales son así canceladas en un vuelo de permanencia estacionaria en el aire sin perturbaciones. El par de torsión resultante y la fuerza resultante en el plano X-Y son por ello cero.

15 Dos rotores de sustentación diagonalmente opuestos tienen preferiblemente en cada caso una dirección de rotación opuesta con respecto al menos a dos rotores de sustentación diagonalmente opuestos adicionales. La aeronave puede ser mantenida en vuelo de permanencia estacionaria en el aire por la diferente dirección de rotación sin que la propia aeronave gire constantemente alrededor del eje vertical. En el caso de un cuadricóptero, por ejemplo, los rotores de sustentación de los dos pares de rotores generan un par de torsión opuesto, de manera que la aeronave no experimenta su propia rotación. Un par de torsión deseado es generado solamente cuando hay un cambio de velocidad de rotación de al menos un par de rotores y la aeronave gira según se desea alrededor del eje vertical, es decir, hace un movimiento de guiñada.

20 Una componente de empuje es preferiblemente presente perpendicular al componente de sustentación como resultado de la inclinación del plano de rotación de los rotores de sustentación.

25 El par de torsión del rotor de sustentación incrementado por la componente de empuje es preferiblemente mayor, cuanto más lejos está situado el rotor de sustentación del centro de gravedad de la aeronave en la dirección del eje longitudinal de la aeronave. Si la distancia de los rotores de sustentación inclinados en la dirección del eje longitudinal al centro de gravedad, es decir paralelo al eje longitudinal, es igual a cero, por ejemplo en el centro de gravedad o en la proximidad del mismo, la componente de empuje en el centro de gravedad actúa perpendicular a la dirección de vuelo principal. Ningún par, o solamente un par de torsión muy pequeño, se produce así, cuyo par de torsión podría ser utilizado para la rotación de la aeronave alrededor del eje vertical. Cuanto mayor es la distancia de los rotores de sustentación en la dirección del eje longitudinal desde el centro de gravedad de la aeronave, mayor es el efecto del momento de empuje, que puede ser utilizado inclinando el plano de rotación de los rotores de sustentación.

30 Los rotores de sustentación están preferiblemente constituidos de tal manera que el plano de rotación es estacionario en relación a un árbol de rotor del rotor de sustentación, siendo accionado dicho árbol de rotor por un motor.

35 Las palas de la hélice del rotor de sustentación están conectadas preferiblemente de manera rígida al árbol del rotor. Una estructura directa del rotor de sustentación es permitida como resultado de una conexión rígida de las palas de la hélice del rotor de sustentación al árbol del rotor. Un cambio en la fuerza de sustentación es conseguido aquí mediante un cambio en la velocidad de rotación y no mediante un ajuste, es decir, rotación, de las palas de la hélice alrededor del eje longitudinal de las palas de la hélice.

40 Cada uno de los rotores de sustentación es accionado preferiblemente por un motor eléctrico. La energía eléctrica para el motor eléctrico puede ser proporcionada por un generador central, por ejemplo con un motor de combustión, o por una batería. Otro accionamiento, tal como por ejemplo un accionamiento de empuje con una hélice de empuje o una hélice de arrastre, puede ser accionado por ejemplo mediante un generador central, por ejemplo un motor de combustión. El accionamiento de empuje puede ser accionado, por ejemplo mediante un árbol, por el motor de combustión o por un motor eléctrico.

45 La aeronave es preferiblemente una aeronave de VTOL (despegue y aterrizaje vertical). Una aeronave de VTOL puede utilizar los rotores de sustentación de la aeronave para despegar y aterrizar. Otro accionamiento de empuje o arrastre, por ejemplo, puede ser utilizado para el accionamiento de empuje durante el vuelo de crucero.

La aeronave es preferiblemente una aeronave tripulada o sin tripular.

50 En los dibujos, los números de referencia idénticos se refieren en general a partes similares en las distintas vistas. Los dibujos no son necesariamente a escala; el foco está en vez de ello situado en general sobre la ilustración de los principios de la invención. En la descripción siguiente, se han descrito distintas realizaciones de la invención con referencia a los dibujos adjuntos. En las figuras:

La fig. 1 muestra una primera realización de la aeronave en una vista tridimensional;

La fig. 2 muestra distintas vistas de una representación simplificada de una realización de la aeronave;

La fig. 3 muestra una representación de las fuerzas de una realización de la aeronave;

La fig. 4 muestra la distribución de fuerzas en distintas maniobras de vuelo de una representación simplificada de una realización de la aeronave;

La fig. 5 muestra una representación de las fuerzas resultantes de una realización de la aeronave; y

La fig. 6 muestra una representación del concepto de control de una realización de la aeronave.

- 5 La siguiente descripción detallada se refiere a los dibujos adjuntos que muestran, con propósito de ilustración, detalles y realizaciones específicos en los que la invención puede ser implementada.

La palabra "ejemplar" es utilizada en este documento con el significado de "servir como un ejemplo, caso o ilustración". Cada realización o desarrollo que es descrito en este documento como "ejemplar" no ha de ser considerado necesariamente como preferible o ventajoso con respecto a otras realizaciones de desarrollos.

- 10 En la siguiente descripción detallada, se hace referencia a los dibujos adjuntos, que forman una parte de esta descripción y en los que realizaciones específicas en las que la invención puede ser ejecutada están mostradas con el propósito de ilustración. A este respecto, la terminología direccional tal como por ejemplo "por encima", "por debajo", "hacia adelante", "hacia atrás", "frontal", "posterior", etc. es utilizada en relación a la orientación de la figura o figuras descritas. Como los componentes de realizaciones pueden ser posicionados en varias orientaciones diferentes, la terminología direccional es utilizada con el propósito de ilustración y no limitación en ningún sentido. Ha de comprenderse que pueden utilizarse otras realizaciones y pueden hacerse cambios estructurales o lógicos sin salir del alcance de protección de la presente invención. Se comprende que las características de las distintas realizaciones ejemplares descritas en este documento pueden ser combinadas entre sí, mientras no se haya indicado de otro modo. La siguiente descripción detallada no ha de ser por ello considerada en sentido limitativo, y el alcance de protección de la presente invención está definido por las reivindicaciones adjuntas.

Dentro del marco de esta descripción, los términos "conectado", "unido" y "acoplado" son utilizados para describir tanto una conexión directa como también una conexión indirecta, una unión directa o indirecta así como un acoplamiento directo o indirecto. En las figuras, elementos idénticos o similares están provistos de números de referencia idénticos, en tanto en cuanto esto sea conveniente.

- 25 La fig. 1 muestra una primera realización ejemplar de una aeronave 1 en una vista tridimensional. La aeronave 1 comprende una estructura 2 de soporte y al menos cuatro rotores 3 de sustentación. Cada uno de los rotores 3 está fijado a la estructura 2 de soporte y comprende al menos una hélice 4. Los rotores 3 de sustentación están constituidos de tal manera que un plano de rotación, en el que al menos gira una hélice 4 del rotor 3 de sustentación, o en el que giran hélices 4 de los cuatro rotores 3 de sustentación, está inclinado con respecto a un plano 21 formado por la estructura 2 de soporte. La inclinación del plano 5 de rotación de las hélices 4 está representada en detalle en la fig. 2.

La aeronave 1 ejemplar representada en la fig. 1 comprende además, un accionamiento de empuje para un vuelo rápido hacia adelante. La invención descrita en este documento, sin embargo, es independiente de la naturaleza del accionamiento de la aeronave 1 y puede también ser utilizada para la aeronave 1 en la que los rotores 3 de sustentación son también utilizados para un vuelo rápido hacia adelante.

- 35 La fig. 2 muestra distintas vistas de una representación simplificada de una realización ejemplar de la aeronave 1. En la realización ejemplar representada en las figs. 2a y 2b, la estructura 2 de soporte de la aeronave 1 está reducida a un mínimo para proporcionar una mejor representación de la inclinación del plano 5 de rotación de las hélices (no representadas) con respecto al plano 21 formado por la estructura 2 de soporte.

- 40 La fig. 2a muestra una vista tridimensional de la aeronave 1. El plano 1 de rotación de las hélices de los rotores 3 de sustentación está inclinado hacia fuera perpendicularmente al eje longitudinal A-A' de la aeronave 1. Como resultado de la inclinación del eje de rotación, la componente de empuje del rotor 3 de sustentación no actúa ya en sentido ascendente al 100%, sino que en vez de ello contiene una componente de empuje que está dirigida hacia fuera. Una representación de las fuerzas de accionamiento está representada en las figuras adicionales 3 a 5 en general y para diferentes situaciones de vuelo.

- 45 La fig. 2b es una vista de la aeronave 1 de la fig. 2a en la dirección del eje longitudinal A-A' desde la posición A. Puede verse claramente aquí que el plano 5 de rotación de las hélices (no representadas) de los rotores 3 de sustentación está inclinado hacia fuera con respecto al plano 21 formado por la estructura 2 de soporte de la aeronave 1. La dirección de inclinación está dirigida hacia fuera desde el centro de gravedad de la aeronave 1 normal al eje longitudinal A-A'. Como se ha indicado por los vectores de fuerza, como resultado de la inclinación la componente de empuje del rotor 3 de sustentación actúa no solamente hacia arriba, sino también perpendicularmente al eje longitudinal A-A', es decir hacia fuera. El efecto de ondas sinusoidales es utilizado inclinando los planos 5 de rotación. Es importante aquí que haya una dirección preferente. Las hélices no deberían actuar simplemente radialmente hacia fuera, debido a que el efecto sería entonces cancelado. Las hélices, y por ello el plano 5 de rotación, deberían estar inclinados de tal manera que pueda generarse un par de torsión alrededor del eje vertical. La componente de empuje resultante, es decir, la suma de la componente de empuje vertical y horizontal, actúa perpendicularmente al plano 5 de rotación, es decir inclinada hacia fuera ligeramente desde la vertical en un ángulo  $\alpha$ .

La fig. 3 muestra una representación de las fuerzas de una realización ejemplar de la aeronave 1. En el caso de la aeronave 1 representada en la fig. 3, la dirección de rotación de las hélices 4 de los rotores 3, 3' de sustentación está también representada. La dirección de rotación de las hélices 4 de los rotores 3 de sustentación, es decir de dos rotores 3 de sustentación diagonalmente opuestos, está dirigida en el sentido de las agujas del reloj aquí. La dirección de rotación de las hélices 4 de los otros dos rotores 3' de sustentación diagonalmente opuestos está dirigida en sentido contrario a las agujas del reloj. Como resultado de la dirección de rotación diferente de las hélices 4 de los rotores, 3, 3', pueden cancelarse los pares de torsión de los rotores 3, 3' de sustentación. Aparte de la componente de empuje Fz que actúa en la dirección Z, es decir verticalmente, cada rotor 3, 3' de sustentación tiene una componente de empuje Fy que actúa en la dirección Y, es decir horizontalmente, como resultado de la inclinación del plano 5 de rotación de las hélices 4.

La componente de empuje resultante resulta de la adición de las dos componentes de empuje Fz y Fy. Con un control objetivo de la velocidad de rotación de los rotores 3, 3' de sustentación, y un cambio de empuje que lo acompaña, un par de fuerza se produce siempre que en cada caso genera un par de torsión alrededor del eje vertical B-B'.

A modo de ejemplo, la componente de empuje en la dirección Z está representada con una línea de trazos en el caso del rotor 3 de sustentación frontal derecho. La componente de empuje en la dirección Y está representada por una línea continua y la componente de empuje resultante con una línea de trazo-punto-punto. En vuelo de permanencia estacionaria en el aire, la suma de las componentes de empuje Fz de los rotores 3 de sustentación individuales produce la componente de empuje total en la dirección Z y corresponde a la fuerza del peso o al peso de la aeronave 1.

La componente de empuje de los rotores 3 de sustentación es mayor consecuentemente cuando los rotores 3 de sustentación están más distantes del centro de gravedad S de la aeronave 1 en la dirección del eje longitudinal A-A' de la aeronave 1. Más precisamente, el efecto del par de torsión, que es generado por la componente de empuje horizontal Fy es el mayor, cuanto mayor es la distancia d desde el centro de gravedad S en la dirección longitudinal A-A' de la aeronave 1.

La fig. 4 muestra la distribución de fuerzas con diferentes maniobras de vuelo de una representación simplificada de una realización ejemplar de la aeronave 1. En una realización ejemplar representada en la fig. 4, la estructura de soporte real de la aeronave 1 está representada simplemente a modo de indicación con el propósito de una mejor representación.

La fig. 4a muestra una rotación de la aeronave 1 en vuelo de permanencia estacionaria en el aire. Los pares de torsión presentes en los rotores 3, 3' de sustentación individuales están representados por flechas. Los controles individuales 7 del motor de los rotores 3, 3' de sustentación son controlados mediante un controlador 6 de vuelo, por ejemplo un ordenador de control de vuelo (FCC), de tal modo que la velocidad de rotación de los rotores 3 de sustentación mutuamente opuestos es incrementada. Para mantener la aeronave 1 en un vuelo de permanencia estacionaria en el aire a la misma altura, la velocidad de rotación de los otros dos rotores 3' de sustentación es reducida de manera correspondiente. La suma de las componentes de empuje vertical permanece así igual. El aumento en la componente de empuje vertical en los rotores 3 de sustentación genera un par de torsión alrededor del eje vertical de la aeronave 1.

La fig. 4b muestra un vuelo de permanencia estacionaria en el aire de la aeronave 1. Los pares de torsión presentes en los rotores 3, 3' de sustentación individuales están representados por flechas. Los pares de torsión de los rotores 3, 3' de sustentación son todos de la misma magnitud. La suma de las componentes de empuje vertical permanece la misma para el vuelo de permanencia estacionaria en el aire. Las fuerzas diferenciales se cancelan en un vuelo de permanencia estacionaria en el aire sin perturbaciones. El par de torsión resultante y la fuerza resultante en el plano X-Y es cero. Con el control objetivo de la velocidad de rotación, o un cambio en el empuje, se produce un par de fuerzas siempre que en cada caso genera un par de torsión alrededor del eje vertical.

La fig. 5 muestra una representación de las fuerzas resultantes de una realización ejemplar de la aeronave 1.

Las fuerzas diferenciales  $\Delta F$  se cancelan en un vuelo de permanencia estacionaria en el aire sin perturbaciones. El par de torsión resultante de la fuerza resultante en el plano X-Y es por ello cero. Un par de fuerzas que en cada caso genera un par de torsión alrededor del eje vertical se produce siempre con un control objetivo de la velocidad de rotación, y un cambio asociado en el empuje. La suma de todas las fuerzas en el plano X-Y, por otro lado, sigue siendo 0.

La fig. 6 muestra una representación de un concepto de control de una realización ejemplar de la aeronave 1.

La aeronave 1 representada en la fig. 6 comprende una estructura 2 de soporte con dos superficies 22 de soporte. Las superficies 22 de soporte están provistas de un timón de profundidad 23 y un alerón 24. Las superficies 22 de soporte generan una sustentación en el vuelo rápido hacia adelante y mejoran así la aerodinámica y por ello el alcance de la aeronave. Para el control lateral, la aeronave 1 también comprende un timón 25, o estabilizador vertical. El control del timón de profundidad 23, del alerón 24 y del timón 25 tiene lugar mediante un controlador 6 de vuelo. El controlador 6 de vuelo está conectado al control 7 de motor de los motores eléctricos de los rotores 3, 3' de sustentación para controlar la velocidad de rotación de los rotores 3, 3' de sustentación. Para un vuelo de crucero rápido, la aeronave 1 comprende una hélice 27 de empuje, que es accionada por un aeromotor 26. El control de la velocidad de rotación de la hélice 27 de empuje y, conectado con ello, el control de la potencia del aeromotor 26 tiene lugar por ejemplo mediante el controlador 6 de vuelo. El aeromotor 26 es por ejemplo un motor de combustión que acciona directamente la hélice 27 de empuje y

5 genera corriente para la operación de los motores eléctricos de los rotores 3 de sustentación. Alternativamente, en una realización ejemplar no representará, la hélice 27 de empuje puede también ser accionada de manera indirecta por un motor eléctrico, que es alimentado con corriente por ejemplo mediante el aeromotor 26 o una batería. En otra realización ejemplar, no representada, la aeronave 1 puede también estar provista de una hélice de arrastre para un vuelo de crucero rápido.

10 Aunque la invención se ha mostrado y descrito principalmente con referencia a realizaciones específicas, aquellos que están familiarizados con el campo técnico pertinente deberían comprender que pueden hacerse numerosas modificaciones con respecto a realizaciones y detalles de las mismas sin salir de la esencia y alcance de la invención según está definida por las reivindicaciones adjuntas. El alcance de la invención es así determinado por las reivindicaciones adjuntas, y por ello se pretende que todas las modificaciones que caigan dentro del significado o el alcance equivalente de las reivindicaciones estén cubiertas.

Lista de números de referencia

	1	aeronave
	2	estructura de soporte
15	21	plano
	22	superficie de soporte
	23	timón de profundidad
	24	alerón
	25	timón
20	26	aeromotor
	27	hélice de empuje
	3, 3'	rotor de sustentación
	4	hélice
	5	plano de rotación
25	6	controlador de vuelo
	7	control del motor
	S	centro de gravedad
	A-A'	eje longitudinal
30	B-B'	eje vertical

**REIVINDICACIONES**

1. Una aeronave (1), que comprende:  
una estructura (2) de soporte;  
al menos cuatro rotores (3) de sustentación;
- 5 en donde cada uno de los rotores (3) de sustentación está unido a la estructura (2) de soporte y comprende al menos una hélice (4),  
en donde los rotores (3) de sustentación están formados de tal manera que un plano (5) de rotación, en el que al menos gira una hélice (4) del rotor (3) de sustentación, está inclinado con respecto a un plano (21) formado por la estructura (2) de soporte, de manera que se forme un componente de empuje horizontal como resultado de la inclinación del plano de rotación de al menos una hélice, cuyo componente de empuje horizontal puede ser utilizado para imprimir una guiñada de la aeronave,  
10 caracterizado por que la aeronave está configurada de tal manera que una inclinación del plano de rotación ocurre perpendicularmente a un eje longitudinal de la aeronave en la dirección de vuelo principal, y un cambio en el momento angular causado por un cambio en la velocidad de rotación de los rotores de sustentación y la componente de empuje horizontal actúan en la misma dirección de modo que aumentan el par de torsión que es generado por el cambio en el momento angular por la componente de empuje horizontal.
- 15 2. La aeronave según la reivindicación 1,  
en la que el plano (5) de rotación de la hélice (4) está inclinado hacia dentro o hacia fuera con respecto al plano (21) formado por la estructura (2) de soporte.
- 20 3. La aeronave según la reivindicación 2,  
en la que el plano (5) de rotación de la hélice (4) está inclinado hacia dentro o hacia fuera perpendicularmente al eje longitudinal (A-A') en la dirección de vuelo principal de la aeronave (1).
4. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,  
en la que una suma de las fuerzas de sustentación generadas por los rotores (3) de sustentación se extiende  
25 esencialmente a través de un centro de gravedad (S) de la aeronave (1).
5. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,  
en la que un par de torsión alrededor del eje vertical (B-B') de la aeronave (1) puede ser generado por un cambio en la velocidad de rotación de al menos dos rotores (3) de sustentación que se encuentran diagonalmente opuestos entre sí con respecto al centro de gravedad (S) de la aeronave (1).
- 30 6. La aeronave según la reivindicación 5,  
en la que la suma de los pares de torsión generados por los rotores (3) de sustentación en vuelo de permanencia estacionaria en el aire es casi cero.
7. La aeronave según la reivindicación 5,  
en la que la aeronave (1), con una suma de los pares de torsión generados por los rotores (3) de sustentación que no es  
35 igual a cero, puede ser hecha girar alrededor del eje de guiñada.
8. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,  
en la que dos rotores (3) de sustentación diagonalmente opuestos tienen en cada caso una dirección de rotación opuesta con respecto al menos a otros dos rotores (3') de sustentación diagonalmente opuestos.
9. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,  
40 en la que una componente de empuje normal a la componente de sustentación está presente debido a la inclinación del plano (5) de rotación de los rotores (3) de sustentación.
10. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,  
en la que los rotores (3) de sustentación están formados de tal manera que el plan (5) de rotación es estacionario con relación a un árbol (31) de rotor del rotor (3) de sustentación, siendo accionado dicho árbol del rotor por un motor (7).

11. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,  
en la que las palas (41) de la hélice del rotor (3) de sustentación están rígidamente conectadas al árbol (31) del rotor.

12. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,  
en la que cada uno de los rotores (3) de sustentación está accionado por un motor eléctrico (7).

5 13. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,  
en la que la aeronave es una aeronave de VTOL.

14. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,  
en la que la aeronave es una aeronave tripulada o sin tripular.

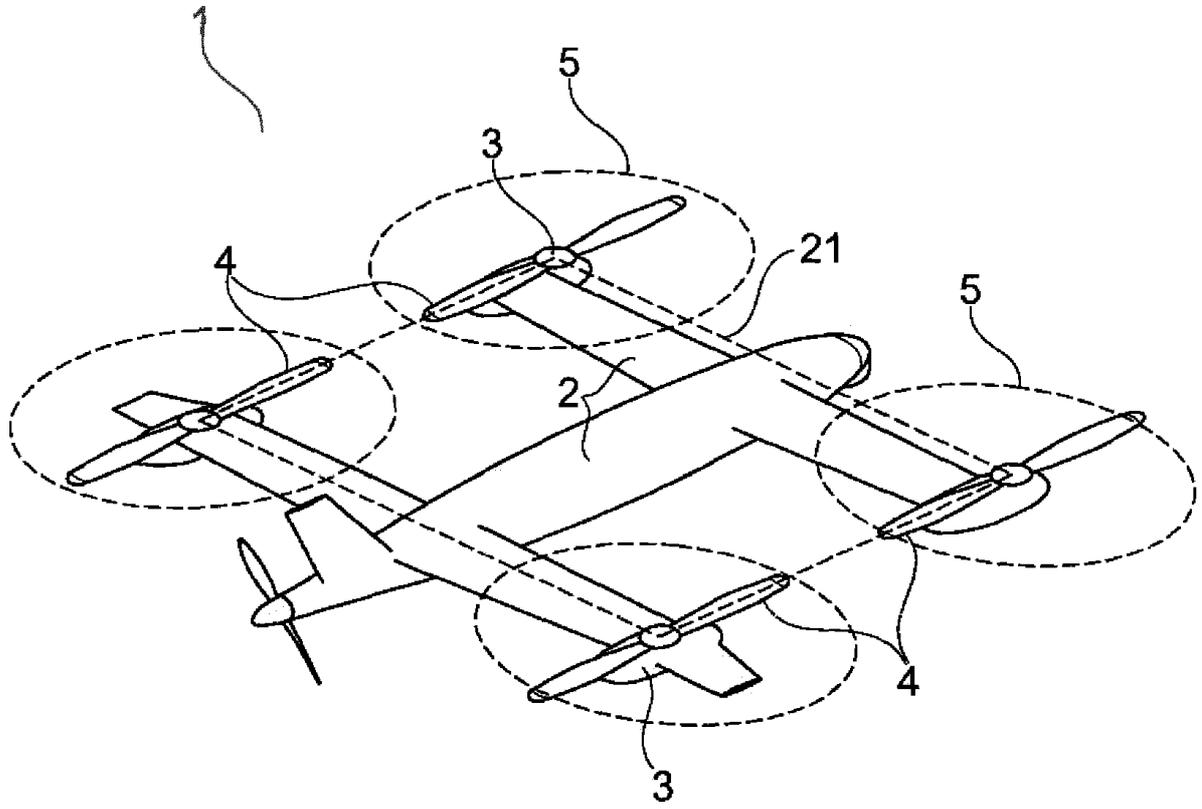


Fig. 1

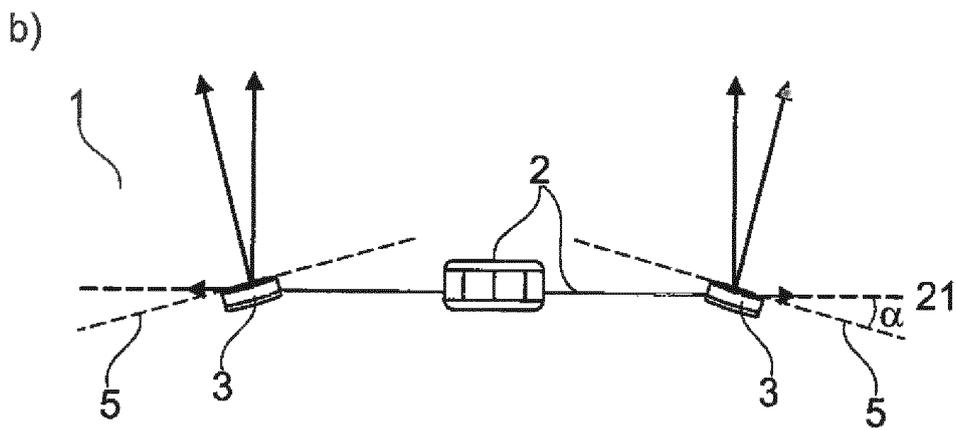
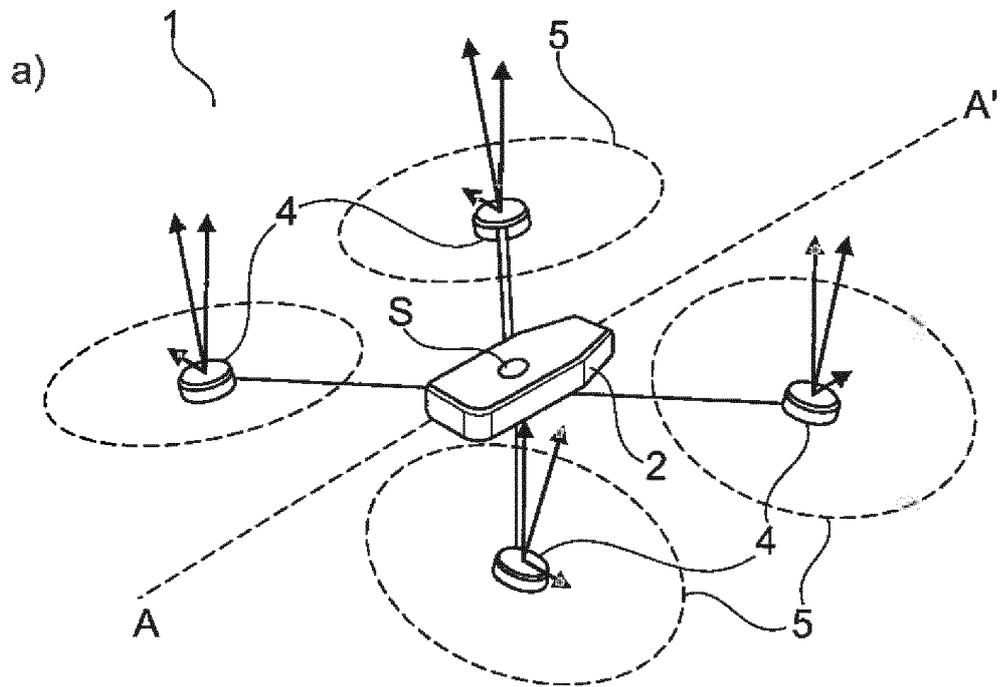


Fig. 2



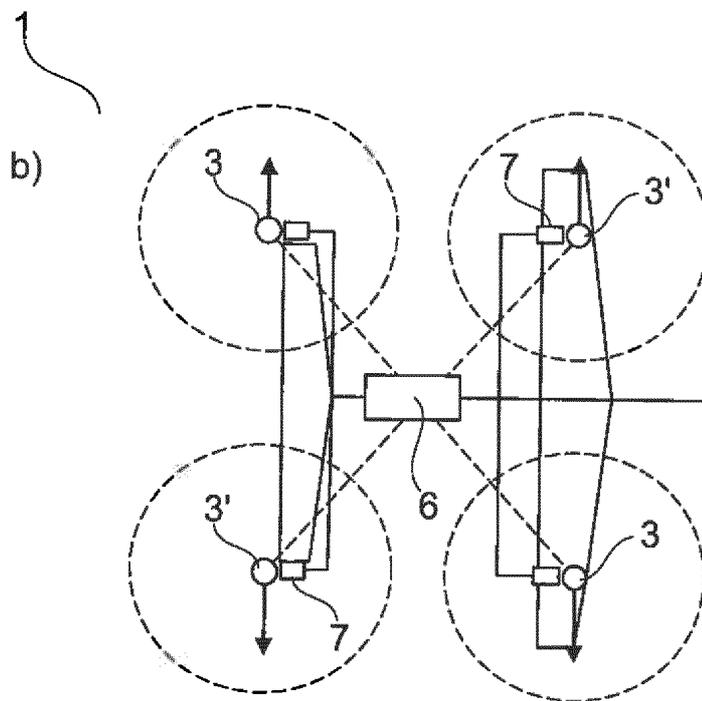
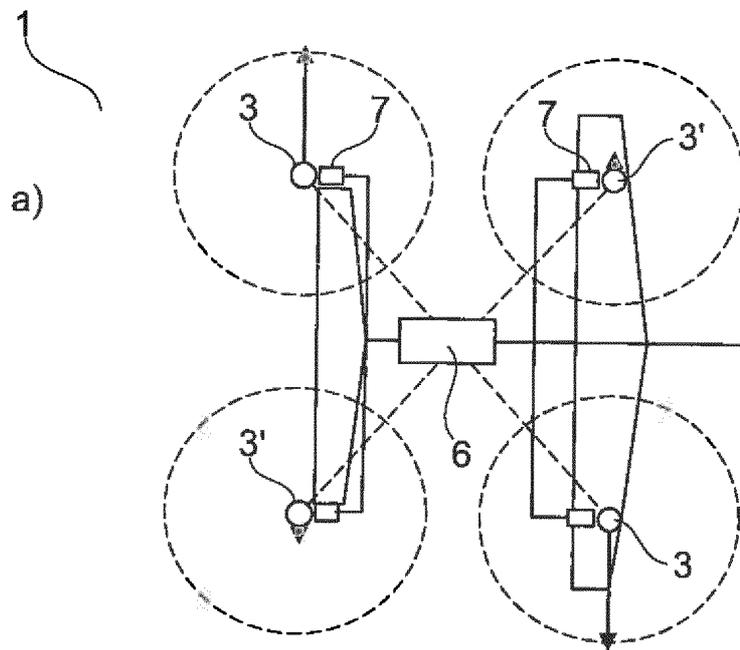


Fig. 4

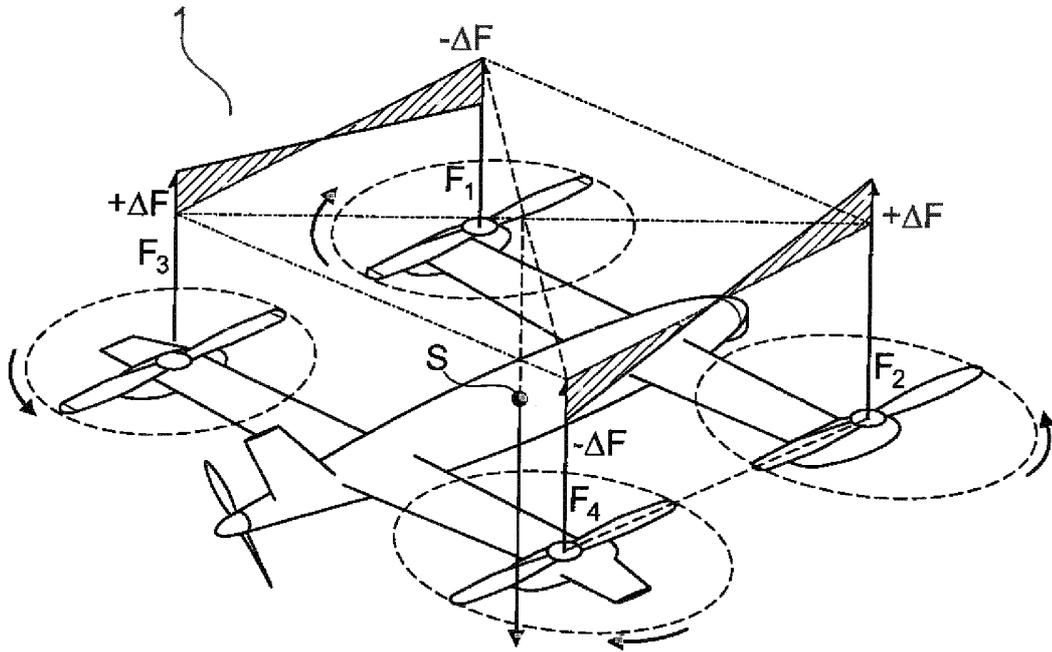


Fig. 5

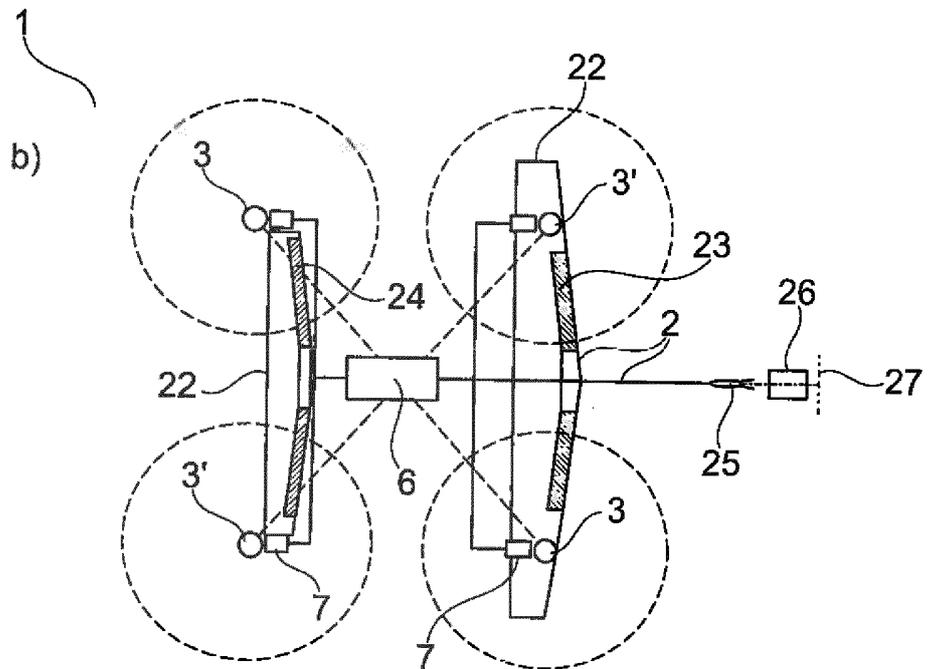


Fig. 6