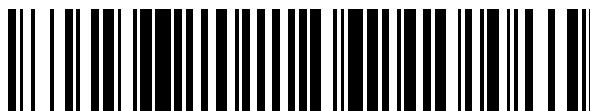


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 502 523**

51 Int. Cl.:

B64C 39/02 (2006.01)

B64C 27/08 (2006.01)

B64D 47/08 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **17.03.2009 E 09721874 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **16.07.2014 EP 2254792**

54 Título: **Giravión**

30 Prioridad:

18.03.2008 DE 102008014853

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

03.10.2014

73 Titular/es:

**ASCENDING TECHNOLOGIES GMBH (100.0%)
Konrad-Zuse-Bogen 4
82152 Krailling, DE**

72 Inventor/es:

**ACHTELIK, MICHAEL;
STUMPF, JAN;
GURDAN, DANIEL y
DOTH, KLAUS-MICHAEL**

74 Agente/Representante:

PONTI SALES, Adelaida

ES 2 502 523 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

Giravión

- 5 **[0001]** La invención se refiere en general a giraviones con una multiplicidad de rotores. La invención se refiere más especialmente a un giravión que es apropiado en particular para la elaboración de registros fotográficos y de vídeo desde el aire.
- [0002]** Los giraviones con una multiplicidad de rotores se conocen adecuadamente en el estado de la técnica.
- 10 Actualmente los más difundidos son los quadcopters que están definidos por cuatro rotores dispuestos en un plano, que actúan esencialmente perpendicularmente hacia abajo. La ventaja de los giraviones con varios rotores consiste en general en que los tres ejes de vuelo, eje longitudinal, eje transversal y eje vertical se pueden controlar sólo mediante variación del empuje de los rotores individuales.
- 15 **[0003]** Aeronaves semejantes se usan cada vez con más frecuencia para la elaboración de registros fotográficos y de vídeo desde el aire. En este caso se usan en particular giraviones similares a helicópteros, controlados manualmente o autónomos.
- [0004]** Por el documento DE 10200506174A1 se conoce un sistema de vuelo multi-rotor, en el que los rotores están realizados de forma ajustable colectivamente independientemente unos de otros.
- [0005]** Por el documento DE 202006013909U1 se conoce una aeronave, en particular quadcopter, con un elemento base colocado centralmente y en particular brazos colocados en el elemento base de forma separable a través de una conexión enchufable y atornillable.
- 25 **[0006]** Por el documento DE 102006021182A1 se conoce una aeronave con cuatro rotores de accionamiento horizontales, de los que dos dividen dispuestos uno sobre otro un eje de rotación común.
- [0007]** El artículo "McKerrow, P, Modelling the Draganflyer four-rotor helicopter, Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, 26 de abril – 1 de mayo de 2004, 3596-3601. Copyright IEEE 2004, <http://ro.uow.edu.au/infopapers/100>" describe un helicóptero de 4 rotores teleguiado y describe una análisis teórico de las propiedades dinámicas de este helicóptero para el desarrollo de un sistema de control informático para un vuelo estacionario estable.
- 30 **[0008]** El documento AT 203 876 B describe un helicóptero con al menos dos tornillos portantes con el objetivo de ampliar la posibilidad de uso de un helicóptero semejante.
- [0009]** El documento US 6 260 796 B1 da a conocer un sistema de control de retroacción para un helicóptero multi-rotor.
- 40 **[0010]** El documento DE 10 2005 010 336 A1 describe un helicóptero con tres o más unidades de elevación con respectivamente al menos un rotor y al menos un motor de corriente continua conmutado electrónicamente y que acciona el rotor. En este caso para preferentemente cada unidad de elevación está previsto al menos un sensor para la detección del giro de un componente rotativo de la unidad de elevación.
- 45 **[0011]** El documento EP 1 901 153 A1 da a conocer un helicóptero autónomo en miniatura con varios rotores y un procedimiento para el control de un helicóptero semejante mediante aplicación de un ajuste en tiempo real durante la evaluación de los parámetros de vuelo del helicóptero.
- 50 **[0012]** El documento WO 2005/035362 A1 describe un medio de transporte de carga con medios de transferencia, que comprende dos sistemas de rotor dispuestos en paralelo, para un movimiento de la carga hasta una altura de 80 km sobre la superficie terrestre.
- [0013]** Además, se conoce el documento US 2, 987, 272 que representa el estado de la técnica más próximo y da a conocer el preámbulo de la reivindicación 1.
- [0014]** Las aeronaves del estado de la técnica tienen en común que las cargas, como por ejemplo elementos ópticos o sensores, por ejemplo para la toma de fotos o grabación de vídeo o detección del entorno se deben colocar por debajo o por encima del plano de rotores de forma central en la aeronave, a fin de distribuir la carga de

forma uniforme sobre los rotores individuales. Una consecuencia de ello es que el campo visual de los elementos ópticos o sensores está limitado por el plano de rotores y otras partes del sistema portante. En el caso de tomas de fotos y grabaciones de videos aparecen partes del sistema portante en la imagen, por ejemplo, en el caso de ángulo de apertura demasiado grande o inclinación demasiado baja de la cámara hacia abajo (en el montaje por debajo del plano de rotores) o hacia arriba (en el montaje por encima del plano de rotores).

5 **[0015]** Además, un giravió se debe inclinar, condicionado por el sistema e independientemente del número de rotores, en la dirección de marcha para acelerar en esta dirección. Esto requiere en algunas aplicaciones una compensación de inclinación activa para los elementos ópticos o sensores a fin de garantizar que el objeto a
10 detectar no abandone la zona de detección debido a la inclinación. En el estado de la técnica, a causa de la compensación de inclinación en el caso de ángulos de inclinación demasiado grandes sobresalen partes del sistema portante en la zona de detección. De este modo se limita aun más el espacio de imagen sin perturbaciones de estos elementos.

15 **[0016]** En consecuencia el objetivo de la invención es proporcionar un giravió que supere estas desventajas del estado de la técnica. Este objetivo se resuelve mediante las características de la reivindicación 1, mientras que están definidas formas de realización ventajosas en las reivindicaciones dependientes.

20 **[0017]** Según la finalidad arriba mencionada se proporciona un giravió, que comprende al menos cuatro rotores dispuestos en elementos portantes, estando dispuestos los rotores y elementos portantes de manera que a lo largo de un eje longitudinal de la aeronave se define un campo visual libre al menos entre dos rotores extremos y los elementos portantes proporcionan una conexión rectilínea entre los rotores respectivamente en un lado del eje longitudinal, estando dispuestos los elementos portantes simétricamente en forma de V respecto al eje longitudinal.

25 **[0018]** De este modo por los elementos ópticos y/o sensores, dispuestos en la aeronave según la invención se hace posible por primera vez detectar de forma continua y sin perturbaciones tanto las zonas por encima y por debajo del plano de rotores, como también la zona en el interior del plano de rotores a lo largo de al menos una dirección del eje longitudinal de la aeronave. Así se puede pivotar en particular un único elemento óptico y/o sensor de una zona por encima del plano de rotores, a través del plano de rotores, y hacia una zona por debajo del plano de rotores, y a la inversa, sin que durante la pivotación sobresalgan los componentes de la aeronave en la zona de
30 imagen o detección del elemento óptico y/o sensor.

[0019] A diferencia de los sistemas del estado de la técnica, por una cámara en la aeronave según la invención es posible, por ejemplo, detectar objetos o personas durante las filmaciones sin cambio de configuración, tanto desde
35 abajo como también inclinadamente desde delante, desde delante o desde arriba. Además, en la aeronave según la invención en un único vuelo se pueden hacer grabaciones desde abajo (p. ej. al volar por debajo de un puente) como también del lado o desde arriba. Por primera vez, para los distintos tipos de grabaciones no es necesario desmontar la cámara. La zona de pivotación de la cámara puede ser considerablemente mayor que en los sistemas convencionales.

40 **[0020]** Por consiguiente la cámara en la aeronave según la invención puede adoptar cualquier orientación en el espacio, es decir, detectar de forma esférica cada punto del entorno. Un mecanismo de pivotación apropiado puede efectuar en este caso la pivotación descrita de la cámara en la dirección vertical, mientras que la modificación horizontal de la zona de detección se realiza a través del giro de toda la aeronave alrededor de su eje vertical.

45 **[0021]** Además, la zona de pivotación de la cámara en la aeronave según la invención puede ser independiente del movimiento de cabeceo de la aeronave. Con una suspensión compensada en inclinación de los elementos ópticos y/o sensores se puede inclinar a voluntad la aeronave para la aceleración y frenado, sin que se perturbe la detección por las partes de rotor o soporte que sobresalen en la zona de detección. Esto se garantiza tanto en una
50 orientación actual de la detección hacia abajo, hacia delante como también hacia arriba.

[0022] Una aeronave semejante se puede usar en todas partes donde encuentran uso actualmente los helicópteros y sistemas de quadcopters convencionales. Pero también se puede usar en grabaciones que requieren un margen de tolerancia de movimiento vertical esencialmente mayor de la cámara.

55 **[0023]** El eje longitudinal o eje de rodadura de la aeronave en relación con la invención se corresponde en este caso con el eje a través del centro de gravedad de la aeronave, que se extiende en la dirección habitual, preferible o condicionada por la construcción del movimiento hacia delante de la aeronave. Se corresponde habitualmente, no obstante no obligatoriamente, con un eje de simetría más largo de la aeronave. Como rotores extremos entran en

consideración los rotores situados delante o detrás en la dirección del eje longitudinal de la aeronave.

[0024] El término de campo visual libre en relación con la invención significa una zona que está libre de componentes de la aeronave, de modo que partiendo de un punto de partida dentro de los límites espaciales de la aeronave se garantice una vista o detección sin perturbaciones del entorno por fuera de las limitaciones espaciales de la aeronave, por ejemplo mediante elementos ópticos y/o sensores.

[0025] El campo visual libre se define preferiblemente a lo largo del eje longitudinal partiendo de un punto cerca del centro de gravedad de la aeronave. En otras palabras, como punto de partida dentro de las limitaciones espaciales de la aeronave entra en consideración en particular un punto cerca del centro de gravedad de la aeronave. Esto tiene la ventaja de que, cuando se usan cargas como elementos ópticos y/o sensores, éstos se pueden disponer cerca del centro de gravedad, de modo que se influyen tan poco como sea posible en las propiedades de vuelo de la aeronave.

[0026] El campo visual libre puede presentar preferiblemente una extensión horizontal respecto al eje longitudinal de más de $\pm 15^\circ$, por ejemplo de más de $\pm 30^\circ$ y en particular de más de $\pm 45^\circ$, partiendo de un punto cerca del centro de gravedad de la aeronave. La extensión vertical del campo visual libre puede ser preferiblemente mayor de $\pm 15^\circ$, por ejemplo mayor de $\pm 60^\circ$, mayor de $\pm 90^\circ$ y en particular mayor de $+ 120^\circ$ respecto al eje longitudinal, partiendo de un punto cerca del centro de gravedad de la aeronave.

[0027] Cuanto mayor es el ángulo de apertura, tanto mayor es la zona que se puede detectar o reproducir, tanto menor se puede seleccionar por ejemplo la distancia focal de un objetivo. Un ángulo de apertura de 30° se corresponde aproximadamente con el ángulo de imagen que un objetivo de 80 mm de distancia focal reproduce en pequeño formato (teleobjetivo). Un ángulo de apertura de 90° se corresponde aproximadamente con el ángulo de imagen que un objetivo de 22 mm de distancia focal reproduce en pequeño formato (objetivo gran angular). Una extensión vertical grande del campo visual libre tiene además la ventaja de que se puede pivotar un elemento óptico y/o sensor en la vertical, sea para la compensación de inclinación o para una pivotación sin perturbaciones de una zona por encima del plano de rotores, a través del plano de rotores, y hacia una zona por debajo del plano de rotores, y a la inversa.

[0028] Los al menos cuatro rotores pueden estar dispuestos preferiblemente por pares en lados opuestos del eje longitudinal del giravión en los elementos portantes, pudiendo estar dispuesto al menos el par delantero de rotores respecto al eje longitudinal a una distancia entre sí de manera que se defina el campo visual libre entre el par de rotores. Esta distancia puede ser preferiblemente de al menos un diámetro de rotor o más.

[0029] En una forma de realización preferida de la invención, los elementos portantes se pueden extender esencialmente de forma rectilínea en ambos lados del eje longitudinal. Un elemento portante rectilíneo ofrece la ventaja de que las fuerzas de los rotores individuales dispuestos aquí actúan, por un lado, sobre un componente muy compacto y, por otro lado, no generan una torsión del componente. Por consiguiente una conexión rectilínea entre los rotores individuales respectivamente en un lado del eje longitudinal conlleva una rigidez elevada con simultáneamente bajo coste de material, en particular en comparación a una conexión individual de cada rotor individual respecto al centro de gravedad de la aeronave. Además, junto o en las piezas de conexión entre los rotores individuales se pueden alojar los cables y/o la unidad electrónica de potencia o control. Esto sirve para una estructura sencilla, abierta y además sin desgaste de la aeronave. Además, los elementos portantes rectilíneos se pueden mecanizar de forma sencilla y son económicos en la elaboración.

[0030] Los elementos portantes pueden estar dispuestos a distancia uno de otro, estar conectados entre sí o estar configurados de forma integral. Los elementos portantes pueden describir preferiblemente una forma en V. En una disposición en V cerrada, los elementos portantes se tocan en la intersección con el eje de simetría o están conectados allí o configurados de forma integral, mientras que en una disposición en V abierta están dispuestos a distancia uno de otro. Los elementos portantes también puede describir una forma en U, forma en H o forma II.

[0031] Según la invención los elementos portantes están dispuestos simétricamente en forma de V respecto al eje longitudinal. Mediante una realización semejante se puede generar un ángulo de apertura, por lo que se aumenta ventajosamente aun más el campo visual libre entre los rotores más espaciados. Además, una disposición en V semejante permite una estructura sencilla y en particular rígida a torsión, dado que sólo una parte de los rotores presenta una distancia aumentada respecto al centro de gravedad de la aeronave. Los rotores restantes se pueden situar cerca del centro de gravedad de la aeronave, de modo que se producen recorridos de conexión cortos hacia el centro de gravedad y por consiguiente sólo se necesitan estructuras cortas y no reforzadas adicionalmente para la

consecución de una rigidez interior.

[0032] En otra forma de realización preferida de la invención, el giravión puede comprender además al menos un elemento de arriostamiento que puede servir para la conexión y/o arriostamiento de los elementos portantes. Por 5
consiguiente se puede proporcionar una rigidez adicional de la aeronave. El al menos un elemento de arriostamiento puede estar configurado de manera especialmente ventajosa en forma de X, es decir, se produce una estructura especialmente preferible, rígida a torsión cuando los elementos portantes rectilíneos están conectados entre sí a través de elementos de arriostamiento cruciformes o en forma de X. Un nudo rectangular rígido en la X ofrece una gran resistencia y montaje sencillo, un nudo separable o móvil en X favorece las 10
posibilidades de un desensamblaje o de un plegado de la aeronave.

[0033] En una forma de realización especialmente preferida de la invención, las conexiones entre los elementos portantes y el al menos un elemento de arriostamiento pueden estar configuradas de forma separable. De este modo se consigue una estructura modular, desensamblable de forma sencilla, lo que no sólo beneficia un montaje y 15
desmontaje rápido de la aeronave, sino también una sustitución sencilla de piezas deterioradas.

[0034] Como conexiones separables entran en consideración en particular conexiones de retención, enchufables y atornillables, que se proporcionan ventajosamente con mecanismos de enclavamientos apropiados. Las conexiones separables puede disponer además de un mecanismo de desenclavamiento, que permite que las conexiones se 20
separen por la aplicación incontrolada de una fuerza. En el caso de un aterrizaje brusco de la aeronave se separarían por consiguiente sólo las conexiones separables, antes de que dañen otros componentes. Una construcción semejante puede contribuir en muchos casos a que un impacto de la aeronave no conduzca a deterioros de los componentes, sino sólo a una separación de las conexiones. Como mecanismo de desenclavamiento entran en consideración todos los dispositivos conocidos en el estado de la técnica, en particular 25
mecanismos de desenclavamiento ligeros de durabilidad suficiente.

[0035] En otra configuración especialmente preferida de la invención, las conexiones entre los elementos portantes y el al menos un elemento de arriostamiento se pueden realizar de modo que toda la aeronave se puede plegar en un estado plegado con pocos asideros. En particular con esta finalidad las conexiones posteriores 30
(situadas juntas más estrechamente) pueden estar realizadas de forma rotativa y las conexiones delanteras (situadas más separadas) pueden estar realizadas de forma separable. En una configuración semejante, para el plegado se pueden soltar las conexiones delanteras y los elementos portantes se pueden girar luego alrededor de las conexiones posteriores hacia dentro, es decir, unas hacia otras, en el estado plegado. Finalmente mediante las conexiones delanteras se puede conectar el al menos un elemento de arriostamiento nuevamente con los 35
elementos portantes, eventualmente en otro punto. Por consiguiente en el estado plegado los dos elementos portantes están dispuestos preferiblemente en paralelo uno respecto a otro a pequeña distancia, pudiéndose transportar toda la aeronave montada de forma fija en una pieza.

[0036] El elemento de arriostamiento puede estar configurado ventajosamente de modo que sus brazos se 40
pueden acortar durante el plegado, por ejemplo, de forma telescópica. Así durante el plegado de la aeronave se pueden acortar ante todo los brazos delanteros antes de la nueva conexión con los elementos portantes, lo que repercute positivamente en la compacidad en el estado plegado.

[0037] En un elemento de arriostamiento cruciforme puede ser especialmente ventajoso que se pueda modificar 45
el ángulo en el punto de cruce. De este modo se hace posible que los elementos portantes se puedan disponer en el estado plegado a una distancia especialmente baja entre sí.

[0038] Además, el al menos un elemento de arriostamiento puede estar configurado ventajosamente con 50
capacidad de carga mecánica menor que los elementos portantes. Por consiguiente el elemento de arriostamiento puede actuar en el caso de una aplicación incontrolada de fuerza como punto de rotura controlada. Esto también puede contribuir a que un impacto de la aeronave no conduzca a deterioros de los componentes esenciales, sino sólo a una ruptura del al menos un elemento de arriostamiento.

[0039] Los elementos portantes y de arriostamiento pueden estar constituidos de materiales ligeros como 55
aluminio, magnesio o materiales de fibra de carbono o similares. Estos elementos comprenden preferiblemente al menos un soporte perfilado o soporte hueco, en particular un soporte en I, U, Z, L, H o T, un travesaño doble, un tubo circular o cuadrado, configurado de forma maciza o hueca o una combinación de ellos.

[0040] Los elementos portantes y de arriostamiento pueden estar configurados ventajosamente de forma hueca.

Esto sirve para un ahorro del peso. Por otro lado, en la cavidad de los elementos se pueden alojar, por ejemplo, una guía de cables, una unidad electrónica de potencia, una unidad electrónica de control, un suministro de energía y/o motores para el accionamiento de los rotores.

5 **[0041]** Según un aspecto de la invención, el número de rotores se puede seleccionar de modo que se dé una redundancia de la fuerza ascensional, de modo que también se conserve la capacidad de vuelo y maniobrabilidad de la aeronave en caso de avería de un rotor. La redundancia se produce en particular luego cuando en cada cuadrante, que se define entre el eje longitudinal y un eje transversal de la aeronave, actúe más de un rotor. Por ello, en una forma de realización especialmente preferida de la invención el giravión puede comprender al menos ocho
10 rotores. En caso de avería de uno o varios rotores los rotores restantes se pueden controlar luego de modo que la aeronave queda apta para volar.

[0042] En otra forma de realización preferida de la invención, el giravión puede comprender además un elemento de fuselaje. El elemento de fuselaje se sitúa ventajosamente cerca del centro de gravedad de la aeronave y puede
15 servir como base o recepción para la unidad electrónica de control y potencia y el suministro de energía, y como elemento de arriostamiento respecto a los elementos portantes. Además, en el elemento de fuselaje pueden estar dispuestos elementos ópticos y/o sensores o una sujeción para elementos ópticos y/o sensores. Una concentración de estas cargas cerca del centro de gravedad de la aeronave tiene como consecuencia propiedades de vuelo mejoradas.

20 **[0043]** El elemento de fuselaje puede estar dispuesto ventajosamente con amortiguación de vibraciones respecto a la estructura restante. De este modo se logra un desacoplamiento entre los componentes colocados opcionalmente en el elemento de fuselaje y las vibraciones generadas por el rotor. En el caso de elementos ópticos y/o sensores esto contribuye a una calidad mejorada de los datos o imágenes detectados. Como amortiguación de
25 vibraciones entran en consideración todos los dispositivos y procedimientos conocidos en el estado de la técnica, como por ejemplo arandelas de goma, elementos de resorte, etc. Mediante la suspensión con amortiguación de vibraciones de todo el elemento de fuselaje, toda la masa de la unidad de fuselaje, incluso el suministro de energía, se usa ventajosamente como masa para la amortiguación de vibraciones de alta frecuencia.

30 **[0044]** La disposición de todos los componentes de la aeronave, incluso estructuras eventuales como elementos ópticos y/o sensores, se puede seleccionar ventajosamente de modo que el centro de gravedad resultante llega a coincidir casi o completamente con un punto central espacial de la aeronave. El punto central espacial de la aeronave no se corresponde en este caso con un punto de forma central en el interior de las limitaciones espaciales de la aeronave. Sería especialmente ventajosa una disposición en la que en un vuelo estacionario de la aeronave,
35 es decir, sin movimiento hacia delante o lateral, todos los rotores proporcionen un empuje igual o casi igual. Esto repercute, por un lado, favorablemente sobre las propiedades de vuelo, por otro lado, de este modo las partes móviles como motores y rotores se desgastan aproximadamente igual de rápido, lo que prolonga los intervalos de mantenimiento y reduce la pensión a reparaciones.

40 **[0045]** Mediante una combinación a modo de ejemplo de las configuraciones preferidas "V abierta", "elemento de conexión cruciforme rectangular" y "elemento de fuselaje con amortiguación de vibraciones" se puede producir la siguiente estructura muy ventajosa: el punto de nudo del elemento de arriostamiento en forma de X se puede situar en el eje longitudinal detrás del punto central espacial de la aeronave. El elemento de fuselaje se puede montar con
45 amortiguación de vibraciones sobre el elemento de conexión cruciforme. En el elemento de fuselaje situado detrás del punto central se puede montar una sujeción pivotable y que se extiende hacia delante para los elementos ópticos y/o sensores. Los elementos ópticos y/o sensores, colocados en esta sujeción se sitúan luego en el eje longitudinal delante del elemento de fuselaje y delante del punto central de la aeronave. De este modo se puede conseguir una estructura muy compacta y con diseño correspondiente un centro de gravedad compensado cerca del punto central espacial de la aeronave y simultáneamente un campo visual máximo.

50 **[0046]** Éste y otros detalles, características y ventajas del objeto de la invención se deducen de las reivindicaciones dependientes, y de la descripción siguiente de los dibujos correspondientes, en los que, a modo de ejemplo, están representados ejemplos de realización preferidos de la invención. En los dibujos:

55 la figura 1 es una vista en planta esquemática de un giravión según una forma de realización de la invención;

la figura 2 es una vista inclinada esquemática de un giravión según otra forma de realización de la invención.

la figura 3 es una vista inclinada de un giravión según todavía otra forma de realización de la invención.

la figura 4a y 4b son representaciones esquemáticas que ilustran el mecanismo del plegado según una forma de realización de la invención.

5 **[0047]** Con referencia a la fig 1 está representado un giravión 100 con en conjunto diez rotores 110. Los rotores 110 están dispuestos sobre los elementos portantes 120a, 120b a lo largo de ambos lados de un eje longitudinal L de la aeronave. Los elementos portantes 120a, 120b están conectados a través de elementos de arriostamiento 130. Un elemento de fuselaje 140 se sitúa dispuesto en los elementos de arriostamiento 130 cerca del centro de gravedad de la aeronave. El elemento de fuselaje 140 sirve para el soporte de la unidad electrónica de control y
10 suministro de energía (no mostrado) y eventuales elementos ópticos y/o sensores.

[0048] Las conexiones entre los elementos individuales están configuradas por tornillos de plástico (no mostrado). Éstos presentan en general una elevada capacidad de resistencia respecto a sollicitaciones a tracción y compresión y una capacidad de resistencia baja respecto a fuerzas de cizallamiento. De este modo éstos pueden actuar como
15 puntos de rotura controlada, mientras que simultáneamente no influyen negativamente en la capacidad de carga y estabilidad de la aeronave. Además, los tornillos de plástico son ligeros y económicos en la fabricación.

[0049] Los tornillos de plástico son apropiados además para que la aeronave se puede desensamblar y reconstruir. Por un lado, esto facilita el transporte y, por otro lado, los componentes defectuosos se pueden sustituir
20 de forma rápida y sencilla.

[0050] En la forma de realización mostrada en la figura 1, los elementos portantes 120a, 120b están orientados de forma rectilínea y simétrica axialmente en ambos lados del eje longitudinal L. Los rotores situados delante en la dirección del eje longitudinal L, indicado por la flecha del eje longitudinal L, presentan una distancia mayor entre sí
25 que los situados respectivamente detrás. Esto se consigue porque los elementos portantes rectilíneos 120a, 120b están dispuesto con un ángulo agudo respecto al eje longitudinal L.

[0051] Debido a esta disposición en la zona delantera de la aeronave se define un campo visual libre, indicado por las líneas S a trazos. En una zona de $\pm 30^\circ$ respecto al eje longitudinal L, partiendo del elemento de fuselaje 140, en el campo visual no se sitúan ni partes de rotor ni elementos de soporte u otros componentes de la aeronave. De este modo por un elemento óptico o sensor, colocado sobre el fuselaje (no mostrado) se hace posible detectar sin perturbaciones el entorno situado delante de la aeronave. En particular de este modo es posible detectar el entorno de la aeronave de forma continua desde una zona por encima del plano de rotores, a través del plano de rotores, y hacia una zona por debajo del plano de rotores, sin que en este caso sobresalgan los componentes de la aeronave
35 en la zona de detección.

[0052] La fig. 2 muestra una vista inclinada de otra forma de realización de la invención. Para una claridad mejorada no se muestran siete de los ocho rotores 210 y motores 215.

40 **[0053]** Dos elementos portantes 220a, 220b están dispuestos como V abierta y están conectados entre sí a través de elementos de arriostamiento 230 en forma de X. Las conexiones entre los elementos portantes 220a, 220b y los elementos de arriostamiento 230 se proporcionan mediante abrazaderas 231. Las abrazaderas son menos resistentes que los elementos portantes 220a, 220b y los elementos de arriostamiento 230 y por ello pueden servir como puntos de rotura controlada. Además, se pueden soltar de forma rápida y sencilla, de modo que los elementos
45 portantes 220a, 220b se pueden retirar de los elementos de arriostamiento 230.

[0054] En cada elemento portante 220a y 220b se sitúan cuatro soportes para motores 211 a distancias uniformes entre sí, sobre los que están colocados los motores 215 que accionan los rotores. Los motores 215 son motores eléctricos sin escobillas y sin sensores, que se controlan respectivamente a través de una unidad electrónica de potencia asignada (no mostrada). A cada rotor individual se le asocia un motor eléctrico de modo que resulta una maniobrabilidad máxima.
50

[0055] En el punto de cruce de los elementos de arriostamiento 230 está dispuesto un elemento de fuselaje 240 con amortiguación de vibraciones. En la forma de realización mostrada en la fig. 2 el elemento de fuselaje 240 porta una sujeción de cámara 250 móvil. La configuración está adaptada de modo que el elemento de fuselaje 240 se sitúa detrás y la sujeción de cámara 250 delante del punto central espacial de la aeronave. Los dos elementos conjuntamente, después del montaje de una cámara (no mostrada) en la sujeción de cámara, generan un centro de gravedad neutro de modo que en un vuelo estacionario de la aeronave todos los rotores proporcionan el mismo empuje.
55

[0056] La sujeción de cámara 250 se puede pivotar accionada por un motor respecto a un plano horizontal de la aeronave en $\pm 120^\circ$ y respecto a un plano vertical de la aeronave en $\pm 30^\circ$, de modo que una cámara colocada aquí (no mostrada) puede grabar mediante una pivotación sencilla las zonas por encima, delante y por debajo de la aeronave. Además, gracias a la pivotabilidad se pueden compensar de forma activa movimientos de rodadura y cabeceo de la aeronave, según se originan por ejemplo por la aceleración y vuelo en curva.

[0057] Los elementos portantes 220a, 220b son cuerpos huecos con un diámetro que permite un alojamiento de la unidad electrónica de potencia para el control de los motores 215.

[0058] Los cables (no mostrados) para el suministro de energía y control de los componentes individuales se conducen, partiendo del elemento de fuselaje 240, a través de las aberturas para cables 221 en los elementos portantes 220a, 220b y en el trazado ulterior dentro de éstos. Para un desensamblaje sencillo están previstos conectores para la separación de la conexión de cables. Entonces el sistema mostrado en la fig. 2 se puede desmontar con pocos asideros en tres partes manejables.

[0059] La fig. 3 muestra una vista inclinada de todavía otra forma de realización de la invención. La aeronave también comprende aquí dos elementos portantes 320a, 320b que están dispuestos como V abierta. Los elementos portantes 320a, 320b están conectados entre sí a través de elementos de arriostamiento 330 en forma de X. En cada elemento portante 320a y 320b se sitúan cuatro rotores 310 a una distancia uniforme entre sí (mostrado esquemáticamente).

[0060] Cada elemento portante 320a y 320b está configurado respectivamente a partir de un par de cuerpos huecos. Entre cada par de cuerpos huecos están colocados varios nervios de conexión 312 cortos, de los que algunos sirven simultáneamente como sujeciones de motor (no mostrado) o sólo para la conexión 331 del elemento portante 320a, 320b correspondiente con los elementos de arriostamiento 330.

[0061] El punto de nudo de los elementos de arriostamiento 330 en forma de X se sitúa sobre el eje longitudinal detrás del punto central espacial de la aeronave 300. En el punto de cruce de los elementos de arriostamiento 330 está dispuesto un elemento de fuselaje 340 con amortiguación de vibraciones. En el elemento de fuselaje 340 a lo largo del eje longitudinal hacia delante está colocada una sujeción 350 pivotable alrededor de 2 ejes para una cámara. Una cámara fijada en ella se sitúa en consecuencia delante del punto central espacial de la aeronave 300. Por ello se produce una estructura muy compacta y un centro de gravedad compensado y simultáneamente un campo visual máximo de la cámara.

[0062] Las figs. 4a y 4b ilustran el mecanismo del plegado según una forma de realización preferida de la invención. La fig. 4a muestra en este caso el estado desplegado en el que se hace funcionar la aeronave 400. La fig. 4b muestra el estado plegado en el que se transporta la aeronave 400.

[0063] Para la realización del mecanismo de plegado, las conexiones posteriores 432 (situadas juntas más estrechamente) entre el elemento portante 420a, 420b y elemento de arriostamiento 430 en forma de X están realizadas de forma rotativa y las conexiones delanteras 431 (situadas más separadas) están realizadas de forma separable. Para el plegado se sueltan las conexiones delanteras 431 y los elementos portantes 420a, 420b entonces se giran alrededor de las conexiones posteriores 432 hacia el interior, es decir, uno hacia otro, en el estado plegado mostrado en la fig. 4b. En esta configuración los elementos portantes 420a, 420b están dispuestos en paralelo uno junto a otro.

[0064] A continuación se introducen de forma telescópica los brazos delanteros del elemento de arriostamiento 430 y por consiguiente se acortan. En último término el elemento de arriostamiento 430 se conecta nuevamente con los elementos portantes 420a, 420b en otro punto a través de las conexiones delanteras 431. En esta configuración final mostrada en la fig. 4b toda la aeronave se puede transportar montada de forma fija en una pieza.

[0065] Los componentes mencionados anteriormente, así como reivindicados y descritos en los ejemplos de realización a usar según la invención no están sujetos a condiciones de excepción especiales en su tamaño, forma, diseño, selección de material y concepciones técnicas, de modo que se pueden usar de forma ilimitada los criterios de selección conocidos en el sector de aplicación.

[0066] Otras formas de realización de la invención le resultan evidentes a los especialistas teniendo en cuenta la descripción y la aplicación de la invención aquí dada a conocer. En particular les resulta evidente a los especialistas

que los elementos portantes también pueden estar conectados de forma permanente o estar configurados de forma integral con los elementos de fuselaje y/o de arriostramiento. Además, es conocido por los especialistas que una aeronave según la invención presenta propiedades de vuelo equivalentes o casi equivalentes respecto a cada uno de los tres ejes de vuelo, eje longitudinal, eje transversal y eje vertical, de modo que el eje longitudinal sólo es la dirección preferida, no la exclusiva, de un movimiento hacia delante de la aeronave. Además, no se excluye que un giravión según la invención se use para un vuelo tripulado, de modo que las propiedades ventajosas aquí mencionadas beneficien a las personas situadas en ella. Por ello se pretende que la descripción y los ejemplos sólo se consideren a modo de ejemplo, definiéndose el alcance de la invención mediante las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Giravión (100), que comprende al menos cuatro rotores (110) dispuestos en elementos portantes (120a, 120b),
5 en el que los rotores (110) y los elementos portantes (120a, 120b) están dispuestos de manera que a lo largo de un eje longitudinal (L) del giravión (100) se define un campo visual libre (S) al menos entre dos rotores extremos, y los elementos portantes (120a, 120b) proporcionan una conexión rectilínea entre los rotores respectivamente en un lado del eje longitudinal (L), **caracterizado porque** los elementos portantes (120a, 120b) están dispuestos
10 simétricamente en forma de V respecto al eje longitudinal.
2. Giravión según la reivindicación 1,
caracterizado porque los elementos portantes (120a, 120b) se extienden esencialmente de forma rectilínea en
15 ambos lados del eje longitudinal (L).
3. Giravión según una de las reivindicaciones anteriores,
caracterizado porque el campo visual libre (S), partiendo del centro de gravedad de la aeronave, presenta una
20 extensión respecto al eje longitudinal de más de $\pm 15^\circ$ tanto en el plano horizontal como también en el vertical.
4. Giravión según una de las reivindicaciones anteriores,
caracterizado porque el giravión comprende además un elemento de arriostramiento (130) para el arriostramiento
25 de los elementos portantes (120a, 120b).
5. Giravión según la reivindicación 4,
caracterizado porque el al menos un elemento de arriostramiento (130) está configurado en forma de una X.
30
6. Giravión según una de las reivindicaciones 4 ó 5,
caracterizado porque las conexiones entre el al menos un elemento de arriostramiento (130) y los elementos
portantes (120a, 120b) están configuradas de forma separable y/o rotativa.
35
7. Giravión según una de las reivindicaciones anteriores,
que comprende además un elemento de fuselaje (140) con al menos una sujeción para la recepción de al menos un
elemento óptico y/o sensor.
40
8. Giravión según la reivindicación 7,
caracterizado porque la al menos una sujeción está dispuesta de forma ajustable cerca del centro de gravedad del
giravión.
45
9. Uso de un giravión según la reivindicación 7 u 8 para la detección del entorno mediante los elementos
ópticos y/o sensores dispuestos en éste.

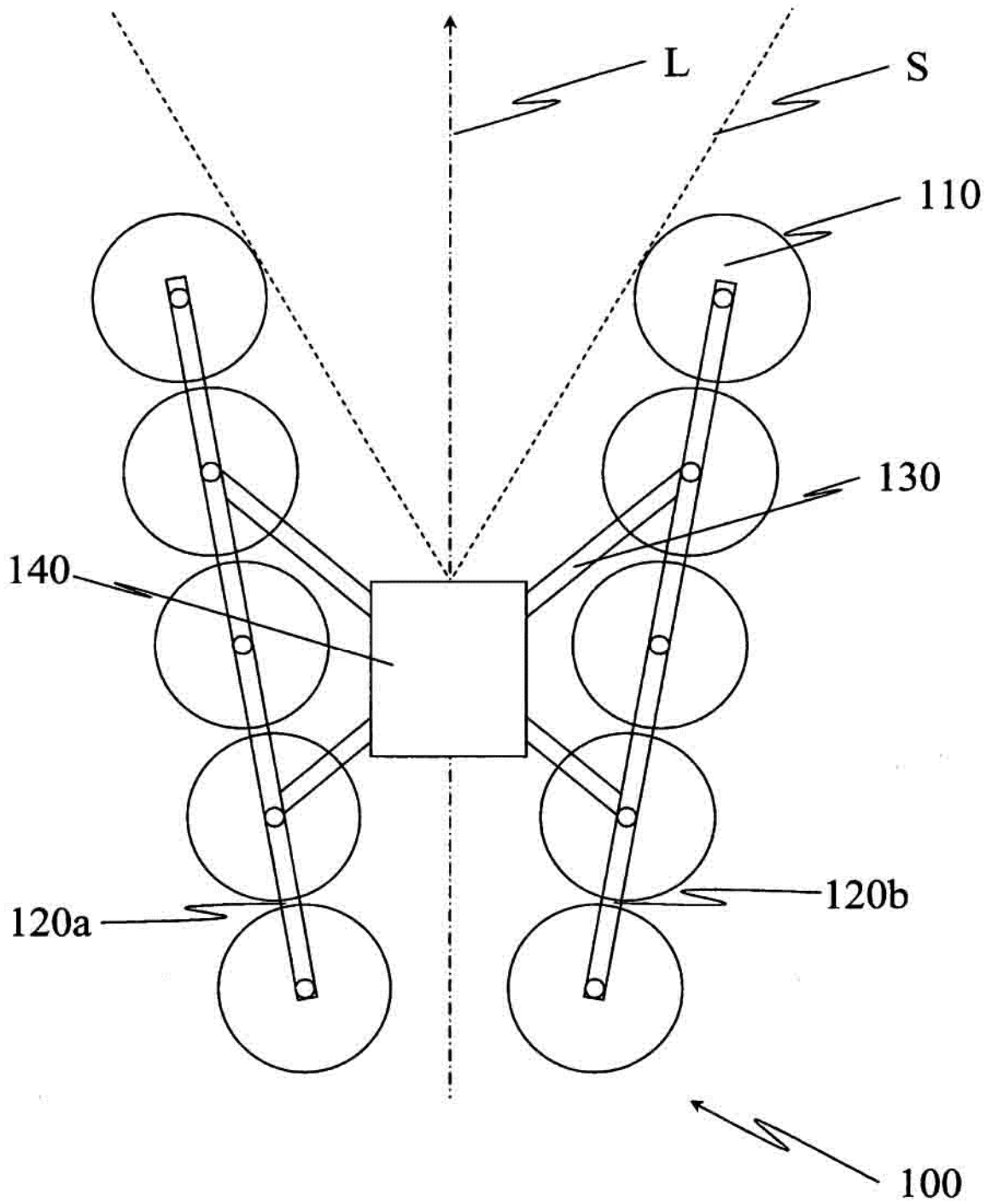


Fig. 1

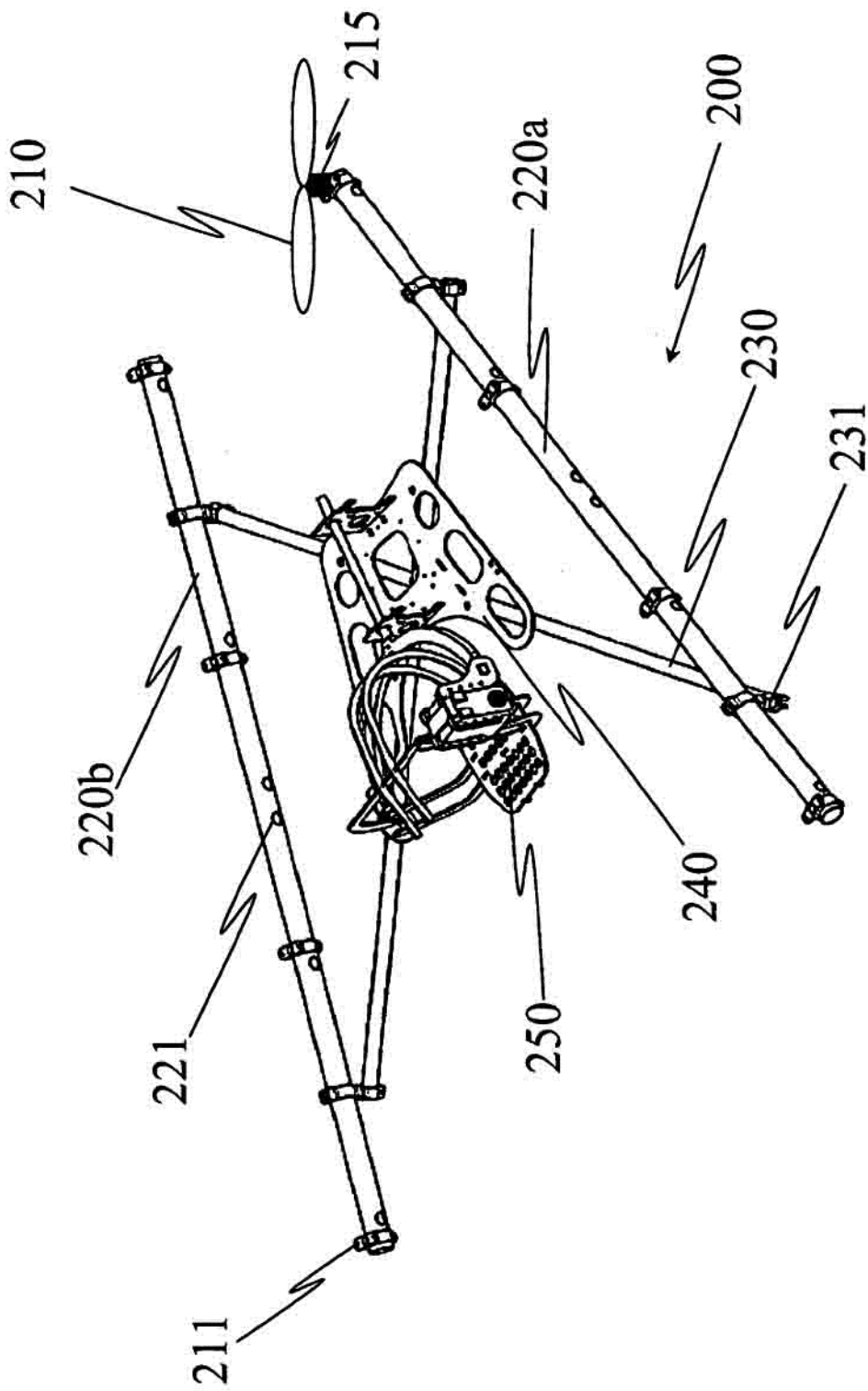


Fig. 2

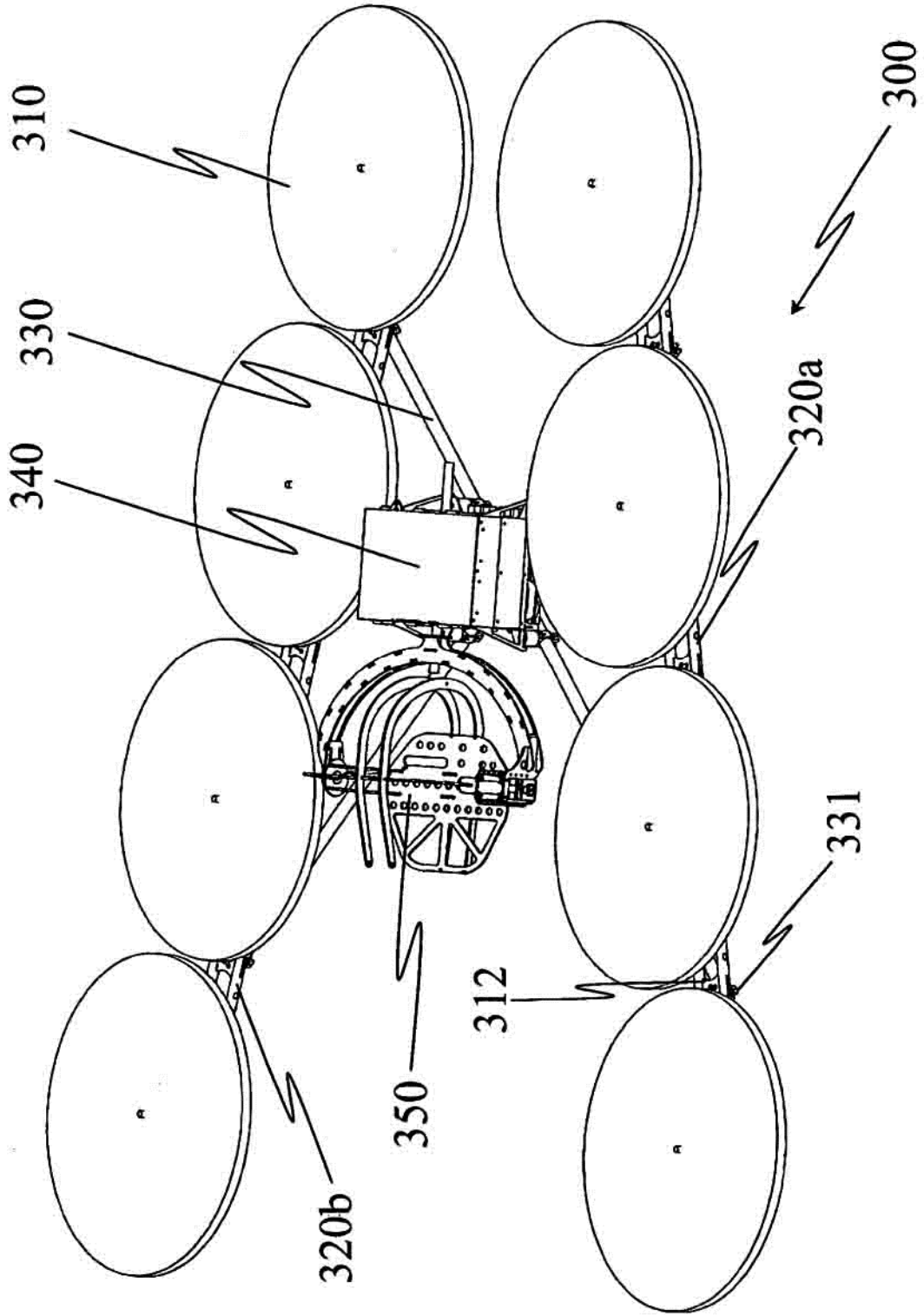


Fig. 3

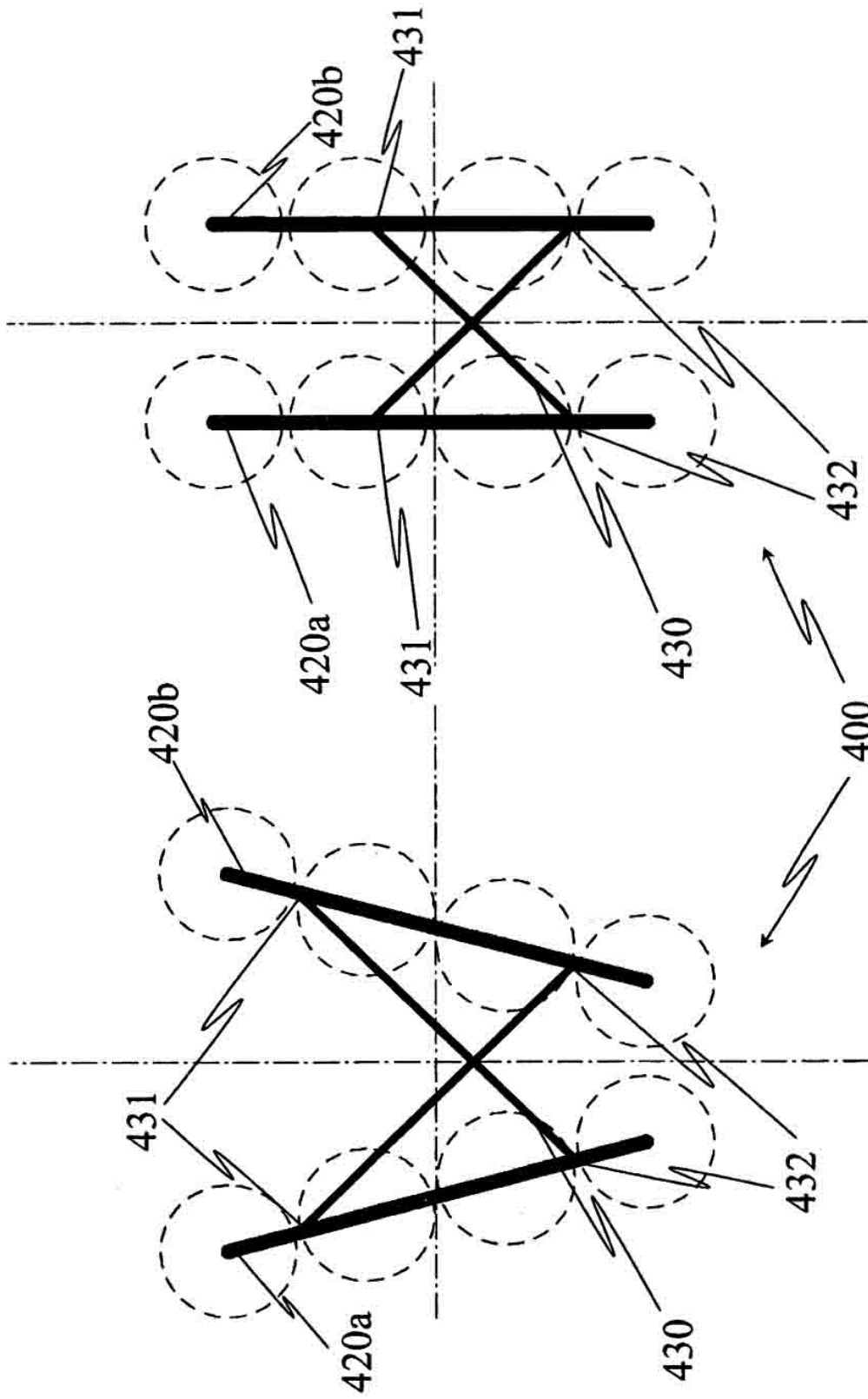


Fig. 4b

Fig. 4a