

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 631 819**

51 Int. Cl.:

B64C 27/20 (2006.01)

B64B 1/34 (2006.01)

B64C 3/30 (2006.01)

B64C 39/02 (2006.01)

B64B 1/30 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **30.06.2014 PCT/IB2014/062731**

87 Fecha y número de publicación internacional: **31.12.2014 WO14207732**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.06.2014 E 14752660 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **05.04.2017 EP 3013686**

54 Título: **Una aeronave de rotor múltiple**

30 Prioridad:

28.06.2013 IT TO20130543

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

05.09.2017

73 Titular/es:

**BELLEZZA QUATER, PAOLO (100.0%)
Via Fatebenefratelli 48
10077 San Maurizio Canavese (TO), IT**

72 Inventor/es:

BELLEZZA QUATER, PAOLO

74 Agente/Representante:

SÁEZ MAESO, Ana

ES 2 631 819 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

Una aeronave de rotor múltiple

Campo de la invención

La presente invención se refiere a aeronaves de rotor múltiple del tipo que incluye:

5 una estructura portante de carga; y

una pluralidad de conjuntos de propulsión, cada uno que incluye un rotor que puede ser accionado con rotación con respecto a un eje respectivo de giro, dichos conjuntos de propulsión que están acoplados a y soportados mediante la estructura portadora de carga.

10 La invención además ha sido desarrollada con referencia particular a aeronaves de rotor múltiple de un tipo por control remoto.

Ejemplos de aeronaves de rotor múltiple de un tipo conocido se pueden encontrar, por ejemplo, en los documentos NL 1 017 027 C1, US 2012/241552 A1 y US 2006/261213 A1.

Estado de la técnica anterior

15 Las aeronaves de rotor múltiple del tipo conocido, en particular las de control remoto, generalmente comprenden una pluralidad de rotores accionados por medios de conjuntos de propulsión respectivos que son soportados mediante una estructura portante de carga generalmente rígida, por ejemplo, hecha de aluminio con una estructura como una caja o celosía.

20 Si, por un lado, la estructura portadora de carga anterior ofrece unas características de resistencia muy altas, por otro lado es bastante desventajosa en lo que se refiere a que la alta rigidez constituye un vehículo excelente para la transmisión de vibraciones generadas por cada uno de los conjuntos de propulsión a lo largo de toda la estructura. A pesar de esto, en el caso de un impacto accidental de la aeronave contra un obstáculo, la estructura portadora de carga con una alta rigidez tiene muchas posibilidades de provocar un serio daño al obstáculo e incluso a la propia aeronave en lo que se refiere a que en el impacto podría suceder una transmisión de fuerza sustancialmente sin ninguna atenuación de manera que se provoque daño a uno o más conjuntos de propulsión, además de a la propia estructura.

25 Objeto de la invención

El objeto de la presente invención es resolver los problemas técnicos mencionados anteriormente.

En particular, el objeto de la invención es proporcionar una aeronave de rotor múltiple, en donde se minimice la transmisión de vibraciones desde los motores hacia la estructura portadora de carga (y viceversa).

30 Resumen de la invención

El objeto de la invención se logra mediante una aeronave de rotor múltiple que tiene las características que forman el objeto de una o más de las siguientes reivindicaciones, las cuales constituyen una parte integral de la divulgación técnica en el presente documento previstas en relación con la invención. En particular, el objeto de la invención se logra mediante una aeronave de rotor múltiple que presenta las características de la reivindicación 1.

35 Breve descripción de los dibujos

La invención será descrita ahora con referencia a las figuras adjuntas, que son proporcionadas puramente a modo de ejemplo no limitativo y en las cuales:

La figura 1 es una vista en perspectiva de una aeronave de rotor múltiple de acuerdo con un primer modo de realización de la invención;

40 La figura 2 es una vista en sección transversal de acuerdo con la traza II-II de la figura 1;

La figura 3 es una vista lateral de una aeronave de rotor múltiple de acuerdo con una variante del modo de realización de la figura 1;

Las figuras 3A y 3B ilustran variantes del modo de realización de la figura 3;

La figura 4 es una vista lateral esquemática y parcialmente seccionada de una aeronave de rotor múltiple de acuerdo con un segundo modo de realización de la invención; y

La figura 4A es una vista esquemática de acuerdo con la flecha IV de la figura 4.

Descripción detallada

5 En la figura 1, el número de referencia 10 señala en su conjunto una aeronave de rotor múltiple según un primer modo de realización de la invención. La aeronave 10 incluye una estructura 10A portadora de carga que tiene una geometría sustancialmente en forma de estrella que incluye seis brazos numerados con las referencias 11, 12, 13, 14, 15, 16. En la presente descripción, el término “estructura portadora de carga” se pretende que indique una estructura configurada para ser autoportante y para soportar de forma estática y de forma dinámica todos los componentes de la aeronave.

10 La estructura 10A ilustrada en la figura 1 y descrita en el presente documento a modo de ejemplo está provista de seis brazos, pero el experto en la materia apreciará que el número de brazos puede variar desde un mínimo de dos hasta un máximo que depende de las dimensiones totales disponibles.

La estructura 10A portadora de carga soporta una pluralidad de conjuntos de propulsión designados por las referencias M1, M2, M3, M4, M5, M6, cada uno configurado para accionar con rotación un rotor R1, R2, R3, R4, R5, R6 respectivo
15 alrededor un eje correspondiente X1, X2, X3, X4, X5, X6.

Los rotores R1-R6 pueden estar hechos como propulsores de múltiples aspas de un tipo libre (como en las figuras) o de un tipo conducido. Es además posible contemplar un perfil protector anular que gira alrededor de la aeronave y que está acoplado a la estructura 10A y configurado para proteger las aspas de los rotores R1-R6. Esta medida está destinada a evitar que objetos extraños sean arrastrados de forma accidental por las aspas y, por supuesto, para
20 prevenir que personas en las proximidades de la aeronave posiblemente acaben heridas por las propias aspas durante el funcionamiento.

Los conjuntos M1, M2, M3, M4, M5, M6 de propulsión todos incluyen un motor respectivo para accionar el correspondiente rotor con giro. De forma preferible, el motor utilizado para accionar cada rotores un motor eléctrico, pero es posible utilizar conjuntos de propulsión accionados con aire comprimido (o algún otro gas) o también motores
25 térmicos. Por supuesto, el número de conjuntos de propulsión es variable de acuerdo con el número de brazos de la estructura 10A.

En este modo de realización, cada conjunto M1, M2, M3, M4, M5, M6 de propulsión está instalado en el extremo del correspondiente brazo 11, 12, 13, 14, 15, 16 y está situado de manera que los ejes X 1, X2, X3, X4, X5, X6 de los rotores R1, R2, R3, R4, R5, R6 son todos paralelos y unos distintos de otros y sustancialmente paralelos con respecto
30 al eje X10 principal de la aeronave 10. Es, sin embargo, posible contemplar modos de realización en los que los ejes de los rotores sean todos convergentes.

En variantes del modo de realización de la figura 1 es posible proporcionar los conjuntos M1, M2, M3, M4, M5, M6 de propulsión en posiciones intermedias de los brazos 11, 12, 13, 14, 15, 16. Esto permite un aumento en el grado de seguridad de la aeronave en la medida en que, mediante el desplazamiento de los conjuntos de propulsión hacia el
35 eje X10 principal, la periferia de la aeronave, la cual podía entrar potencialmente en interferencia con objetos o gente, es liberada de los rotores, por tanto evitando la posibilidad de daños de los objetos y gente mencionados.

La estructura 10A de carga portante es inflable: los brazos 11, 12, 13, 14, 15, 16 son huecos y define dentro de ellos respectivas cámaras C11, C12, C13, C14, C15, C16 radiales (figuras 1 y 2; las referencias aparecen entre corchetes cuando las cámaras no son visibles) radiadas y que comunican unos con otros para formar la estructura 10A

40 Las cámaras C11, C12, C13, C14, C15, C16 radiales se llenan de aire o de algún otro gas de manera que proporciona una forma definitiva y estable a la estructura 10A. En un modo de realización, es también posible proporcionar una válvula que permite a la del acoplamiento de la estructura 10 portadora de carga al escape de un vehículo con un motor de combustión interna de manera que se lleva a cabo el inflado de la misma en el caso de que no esté disponible un compresor.

45 En el caso en el que se desea proporcionar la aeronave 10 ilustrada en la figura 1 con una elevación estática mínima a través de la estructura 10A portadora de carga inflable, es posible reemplazar el aire para el inflado de las cámaras C11, C12, C13, C14, C15, C16 con un gas que tenga un volumen específico más alto (es decir una densidad más baja), por ejemplo helio (He).

Con referencia a las figuras 1 y 2, en el punto de convergencia de todos los brazos 11, 12, 13, 14, 15, 16, es decir, del eje X10, están previstos un primer receptáculo 17 y un segundo receptáculo 18 que tienen una forma generalmente acampanada equipada de forma preferible con un dispositivo 170, 180 de acoplamiento respectivo dispuesto en la parte inferior de cada uno de ellos. Los receptáculos 17,18 son coaxiales entre sí y al eje X10.

5 Las partes inferiores de cada receptáculo pueden estar fijadas a un elemento 19 espaciador que además ofrece una acción de soporte. Es además posible proporcionar el espaciador 19 con una estructura hueca de manera que alberga dentro de la misma las baterías necesarias para alimentar a los conjuntos M1, M2, M3, M4, M5, M6 de propulsión y posiblemente una unidad de control electrónica conectada de forma operativa a los conjuntos de propulsión para el control de los mismos. En esta conexión debería tenerse en cuenta que el posible cableado desde y hasta las baterías
10 y/o la unidad de control electrónica puede ser dirigido dentro de las cámaras C11, C12, C13, C14, C15, C16, permaneciendo no visible desde el exterior. De forma alternativa, los cables eléctricos pueden mantenerse en posición (evitando la oscilación y el movimiento incontrolado de los mismos durante el vuelo) por medio de una estructura de malla de un tipo elástico aplicada a la estructura 10 portadora de carga. Esto podría además permitir que la presión dentro de la estructura se mantenga, por tanto ejerciendo una acción de ajuste continuo, manteniendo la presión a los
15 valores deseados y al mismo tiempo evitando el daño por sobrepresión. Adicionalmente, en el caso de un pequeño desgarramiento de la estructura portadora de carga inflable, la estructura de malla mencionada anteriormente permite la reducción de las dimensiones del rasgado por medio de una acción elástica, por lo tanto retrasando el desinflado y manteniendo la rigidez de la estructura.

En cualquier caso, en algunos modos de realización, el espaciador 19 puede que no esté previsto. Un ejemplo posible
20 está constituido por los modos de realización del tipo que se acaban de describir, en los cuales teniendo en cuenta la presencia de la estructura de malla es posible eliminar el espaciador 19. Con referencia a las figuras 2 y 3, los receptáculos 17, 18 están configurados para recibir, respectivamente, un primer elemento 20 de acoplamiento y un segundo elemento 21 de acoplamiento que tienen una forma cónica o troncocónica (posiblemente cilíndrica en el caso en el que las dimensiones globales así lo permitan) y preferiblemente huecos, lo cual permite el acoplamiento de
25 equipamiento adicional a la aeronave 10. Con referencia la figura 3, por medio del primer elemento 20 de acoplamiento un primer globo 23 aerostático (en este modo de realización un aerostato o una forma esférica) configurado para proporcionar una elevación estática de la aeronave 10 adicional a la elevación que puede ser generada a través de los rotores R1, R2, R3, R4, R5, R6 puede estar acoplado a la aeronave 10. Tal y como es conocido, la elevación estática es obtenida mediante el inflado del globo 23 con un gas que tiene un volumen específico más alto (por tanto una densidad más baja) que la del aire en el ambiente, por ejemplo helio (He).

El globo 23 aerostático se mantiene en posición sobre el elemento 20 de acoplamiento, por ejemplo por medio de cables 123 de tracción que pueden tener un primer extremo fijado al globo 23 estático (por ejemplo, a la banda 24 aplicada al mismo) y un segundo extremo fijado en el receptáculo 17. La estructura hueca del elemento 20 de
35 acoplamiento hace posible conseguir que éste último trabaje como una copa para recibir de una manera óptima el balón 23 y limitar los desplazamientos del mismo a un mínimo, gracias a la acción conjunta de los cables 123 de tracción (el elemento 20 de acoplamiento trabaja de una manera al menos aproximadamente que se parece a la copa que mantiene a los huevos de Pascua chocolate en una posición erguida).

La estructura hueca del elemento 20 además hace posible albergar en el mismo una carga útil o equipo tal como las baterías para alimentar a los conjuntos de propulsión y/o la unidad de control electrónica de la aeronave 10, en el caso
40 en el que estos no hayan sido acomodados en otros lugares de la aeronave 10.

El dispositivo 170 de acoplamiento, de forma preferible un dispositivo con mordazas mecánicas, puede ser aprovechado para mejorar la fijación del elemento 20 a la estructura 10A portadora de carga: en esta conexión, el elemento 20 puede ser mecanizado de manera que se obtiene en la superficie del mismo un perfil específico diseñado para acoplar con las mordazas del dispositivo 170 de acoplamiento.

45 Variantes adicionales del modo de realización ilustrado en la figura 3 son representadas en las figuras 3A y 3B. Los números de referencia idénticos a los que se han usado ya designan componentes que son similares o idénticos a los que se han descrito ya.

Con referencia a la Figura 3A, el globo 23 aerostático, de forma sustancialmente esférica, puede ser reemplazado por un globo aerostático, designado por el número de referencia 23A, que tiene una forma sustancialmente elipsoidal. De
50 forma preferible, tal y como se ha ilustrado la figura 3A, uno de los tres ejes de la forma elipsoidal del globo 23A es considerado mayor que los dos ejes ortogonales del mismo (en este caso, es el eje longitudinal del globo 23A, alineado con el eje X10, el que es mayor). También en esta variante, el globo 23A se mantiene en posición sobre el elemento

20 de acoplamiento, por ejemplo, por medio de cables 123 de tracción, que pueden tener un primer extremo fijado al globo 23A aerostático (por ejemplo, a la banda 24 aplicada al mismo) y el segundo extremo Fijado, por ejemplo, al segundo elemento 21 de acoplamiento. La estructura hueca del elemento 20 de acoplamiento hace posible conseguir que este último trabaje como una copa para recibir de una manera óptima el globo 23A y limite los desplazamientos del mismo a un mínimo, gracias a la acción conjunta de los cables 123 de tracción.

La figura 3B (en la cual, en donde aparecen referencias dobles, la segunda referencia es utilizada para indicar un componente idéntico dispuesto de una forma idéntica pero no visible en la figura (ilustra, en cambio, una variante en la cual la aeronave 10 está equipada con un globo 23B aerostático que tiene una forma elipsoidal con características similares al globo 23A pero nunca más acoplado por medio del elemento 20 a la estructura 10A portadora de carga sino más bien integral con el mismo. En el modo de realización ilustrado en la figura 3B, el globo 23B aerostático proporciona un continuo con el resto de la aeronave.

En un modo de realización, por ejemplo, como el ilustrado en la figura 3B, la continuidad estructural consiste en proporcionar el globo 23B de forma integral con la estructura 10A portadora de carga, en particular con los brazos 11, 12, 13, 14 de la misma (en este caso sólo están previstos cuatro brazos, pero por supuesto su número puede ser cualquiera).

En este caso, el globo 23B podría el mismo formar parte de la estructura 10A portadora de carga inflable, cuyos brazos por tanto podrían ser obtenidos (tal y como se puede ver en la figura 3B) como aletas (inflables) sobre las cuales están instalados los conjuntos M1, M2, M3, M4 de propulsión. Los brazos pueden ser inflados de forma independiente con respecto al globo 23B (en este caso, los brazos 11-14 pueden ser inflados con aire o algún otro gas, no necesariamente más ligero que el aire, mientras que el globo 23B será inflado con un gas más ligero que el aire, necesariamente para proporcionar una elevación estática al globo) o se pueden proporcionar comunicándose entre sí de manera que pueden ser inflados juntos con el (en el último caso también los brazos 11-14 deberán ser inflados con un gas más ligero que el aire).

De forma alternativa, los brazos 11, 12, 13, 14 se pueden obtener como aletas rígidas con la función de conexión de los conjuntos de propulsión al globo 23B el cual podría el sola constituir la estructura portadora de carga inflable de la aeronave 10.

Finalmente, de forma preferible, un alerón 23B puede estar previsto en un lado del globo 23B, y una estructura 23C de protección anular, acoplada a los brazos 11-14 o de forma alternativa al propio globo 23B, es proporcionada alrededor de los conjuntos M1-M4 de propulsión para evitar el arrastre accidental de objetos extraños y/o herir a gente en la proximidad de la aeronave.

En el lado opuesto de la estructura 10A portadora de carga, el segundo elemento 21 de acoplamiento está configurado para funcionar como un pie de aterrizaje y como un compartimento adicional para albergar la carga útil del equipo anteriormente mencionado dentro del mismo. En este caso, la presencia del dispositivo 180 de acoplamiento es preferible en la medida en que permite, de forma adicional un mejor mantenimiento en posición del elemento 21 (con modalidades similares a las que ya han sido descritas para el dispositivo 170 de acoplamiento), también un desacoplamiento rápido del mismo para sacar la carga útil. En cualquier caso, a diferencia del receptáculo 17, la presencia del dispositivo 180 de acoplamiento resulta decididamente más recomendable sobre todo debido al hecho de que el elemento 21 está suspendido por debajo de la aeronave 10 durante el vuelo.

A pesar de esto, como puede verse en la figura 3, en el elemento 21 de acoplamiento puede haber fijado, por ejemplo, con dispositivo de fijación, una carga PL útil suspendida. Es por supuesto posible, si las masas involucradas lo permiten, proporcionar ambas disposiciones del pie 21 de aterrizaje, es decir, una carga útil dentro del mismo y sobre el mismo.

El funcionamiento de la aeronave 10 es descrito como sigue.

La aeronave 10 está configurada para despegar prácticamente de forma vertical y aterrizar mediante una actuación sincronizada o diferencial de los conjuntos M1, M2, M3, M4, M5, M6 de propulsión (con diferencias mínimas con el fin de compensar posibles oscilaciones de la aeronave durante la maniobra). Esto es posible accionando los conjuntos de propulsión por medio de una unidad de control electrónica a bordo de la propia aeronave, la cual está a su vez configurada para comunicar con un dispositivo de control remoto, por ejemplo un dispositivo de radiofrecuencia por ejemplo un radio control.

Las maniobras de cabeceo, alabeo y guiñada pueden realizarse de una manera positiva conocida, mediante un accionamiento diferenciado de los conjuntos de propulsión y de los rotores R1, R2, R3, R4, R5, R6 controlado mediante los mismos.

5 Durante el vuelo, las vibraciones generadas por el giro de los rotores R1, R2, R3, R4, R5, R6 y en general inducida por el funcionamiento de los conjuntos M1, M2, M3, M4, M5, M6 de propulsión permanece confinada sustancialmente, por así decirlo, en el área de acoplamiento entre el conjunto de propulsión y la estructura 10A portadora de carga. De hecho, esta última está caracterizada por una frecuencia de respuesta que es capaz de filtrar la mayoría de las frecuencias típicas de funcionamiento de los conjuntos de propulsión, esto es debido a la mayor flexibilidad y deformabilidad de la misma en comparación, por ejemplo, con las estructuras hechas de un metal o un material compuesto rígido, y de la presencia de aire (o algún otro gas, tal y como se mencionó) dentro.

10 El resultado es un vuelo que es mucho más regular y lineal, con una necesidad mínima de correcciones (por tanto, de accionamiento diferenciado de los rotores y de los conjuntos de propulsión) y de una controlabilidad que es decididamente mejor en comparación con las aeronaves de rotor múltiple de tipo conocido. Además, la estructura 10A portadora de carga inflable permite el filtrado del rango completo de frecuencias que son molestas para los sensores integrados a bordo de la aeronave (por ejemplo, la aviónica a bordo de la aeronave 10).

15 A pesar de esto, el experto en la materia apreciará como en el caso de un impacto accidental contra un obstáculo, ni este último, ni menos aún la aeronave, sufrirán un daño significativo: la energía cinética convertida durante el impacto es absorbida por la deformación de la estructura 10A portadora de carga, que volverá a su configuración normal tan pronto como el evento de pulso haya terminado.

20 Debe ser observado en esta conexión la ventaja de utilizar una estructura de carga portante inflable: es, de hecho, el mismo tipo de estructura que al mismo tiempo garantizará las características de resistencia estructural necesaria para la sustentación de la aeronave 1 y que tolerará las deformaciones considerables (y reversibles) localmente sin alteraciones significativas de la geometría global.

25 Con referencia las figuras 4 y 4A, el número de referencia 200 designa, como un conjunto, una aeronave de rotor múltiple de acuerdo con un segundo modo de realización de la invención. La aeronave 200 incluye una estructura 200A portadora de carga que tiene una geometría sustancialmente toroidal (por tanto una geometría con simetría de ejes) con un eje X200 de simetría central.

30 La estructura 200A portadora de carga soporta una pluralidad de conjuntos de propulsión designados por las referencias M1', M2', M3', M4' cada uno configurado para accionar un rotor R1', R2', R3', R4', respectivo que gira con respecto a un eje X1', X2', X3', X4' correspondiente. Los conjuntos M1', M2', M3', M4' de propulsión todos pueden incluir preferiblemente un motor eléctrico para accionar el correspondiente rotor con giro. Otras soluciones son posibles, de una manera idéntica a las que han sido descritas para los conjuntos M1-M6 de propulsión.

35 En este modo de realización, cada conjunto M1', M2', M3', M4' de propulsión está instalado en la estructura 200A portadora de carga de manera que los ejes X1', X2', X3', X4' están dispuestos en los vértices de una malla cuadrada y son paralelos entre si y al eje X200. Adicionalmente, cada uno de los rotores R1', R2', R3', R4' puede ser de tipo libre (tal y como se ilustrado la figura) o de un tipo conducido.

40 Con el fin de facilitar el posicionamiento del mismo sobre una estructura portadora de carga tal como la estructura 200A, dado que una geometría toroidal es menos probable que ofrezca sitios para la instalación conveniente de los conjuntos de propulsión, estos últimos pueden estar situados en un bastidor 200B auxiliar que tiene sólo la función de fijar la posición, el cual a su vez forma parte de, y está acoplado con, la estructura 200A portadora de carga. El bastidor 200B cuenta además con un receptáculo 217 similar al receptáculo 17 de la aeronave 10.

45 En las variantes del modo de realización de las figuras 4, 4A, es posible contemplar un número de conjuntos de propulsión posible distinto de cuatro (por ejemplo, tres o cinco o seis) dado que las dimensiones totales permiten la disposición de conjuntos de propulsión de manera que el flujo de aire procesado por los respectivos rotores fluirá prácticamente completamente dentro del agujero del toroide que constituye la estructura 200A, ya que surgirá claramente a continuación.

Como la estructura 10A, la estructura 200A portadora de carga es inflable: para este propósito, está hecha de una estructura hueca que define una cámara C200 anular que está llena de aire (o, en el caso de que se desee disponer de una elevación estática mínima de la aeronave 200, otro gas con un volumen específico más alto que el del aire).

Otros gases pueden ser utilizados para inflar la estructura 200A, por ejemplo los gases de escape de una aeronave equipada con un motor térmico como se ha descrito ya con referencia a la aeronave 10.

5 Con referencia a la figura 4, el receptáculo 217 está configurado para recibir un elemento 220 de acoplamiento que tiene una forma cónica o troncocónica (posiblemente cilíndrica, en el caso en el que las dimensiones globales así lo permitan) y preferiblemente hueco, el cual permite el acoplamiento de equipamiento adicional a la aeronave 10.

Por medio del primer elemento 220 de acoplamiento es posible acoplar a la aeronave 200 un globo 223 aerostático (en este modo de realización un aerostato o una forma esférica, similar al globo 23) configurado para disponer de una elevación estática significativa de la aeronave 200 además de la elevación que puede ser generada a través de los rotores R1' R2', R3', R4'.

10 De una manera similar al globo 23, el globo 223 aerostático se mantiene en posición sobre el elemento 20 la acoplamiento, por ejemplo, por medio de cables 223A de tracción que pueden tener un primer extremo fijado al globo 223 aerostático (por ejemplo, a una banda 224 aplicada al mismo) y un segundo extremo fijado en el receptáculo 217. En este modo de realización específico, el bastidor 200B auxiliar no sólo recibe el elemento 220 de acoplamiento sino que está equipado con una montura 200C que contribuye adicionalmente al posicionamiento del globo 223 y que
15 además tiene aberturas para la entrada de fluido desde los conjuntos de propulsión durante el funcionamiento.

Como ya se ha observado con respecto al globo 23, la estructura hueca del elemento 20 de acoplamiento hace posible conseguir que este último trabaje como una copa para recibir el globo 223 de una manera óptima y limitar los desplazamientos del mismo a un mínimo, gracias a la acción conjunta de los cables 223A de tracción (el elemento 220 de acoplamiento trabaja, como el elemento 20 de acoplamiento, de una manera al menos aproximada
20 pareciéndose a la copa utilizada para mantener los huevos de Pascua de chocolate en una posición erguida).

Por último, se ha de observar que la estructura hueca del elemento 220 permite alojar en la misma una carga útil y un equipo tal como baterías para alimentar a los conjuntos de propulsión y/o a la unidad de control electrónica de la aeronave 200. Debería observarse, de hecho, que el alojamiento de las baterías y de la unidad de control electrónica dentro de la cámara C200 podría parecer más bien un inconveniente en un modo de realización de este tipo.

25 El funcionamiento de la aeronave 200 se describe como sigue.

Como la aeronave 10, la aeronave 200 está configurada para despegar prácticamente verticalmente y para aterrizar por medio del accionamiento sincronizado (con diferencias mínimas para compensar posibles oscilaciones de la aeronave durante la maniobra) de los conjuntos M1', M2', M3', M4' de propulsión accionados por medio de la unidad de control electrónica a bordo de la aeronave, la cual a su vez es controlada de forma remota por ejemplo, por medio
30 de un dispositivo de control remoto, por ejemplo, un dispositivo de radiofrecuencia, por ejemplo, un radio control.

Las maniobras de cabeceo, alabeo, y guiñada pueden realizarse de una manera conocida por sí misma, mediante el accionamiento diferenciado de los conjuntos de propulsión de los rotores R1' R2', R3', R4'. Además debe observarse la instalación de los conjuntos de propulsión de manera que el flujo de fluido procesado por los mismos se ha enviado sustancialmente dentro del agujero en el centro del toroide, portando permitiendo el control del chorro resultante de la
35 acción de los propios conjuntos de propulsión mediante el efecto Coanda, tal y como se puede apreciar en la figura 4 y representado por los conjuntos de tres flechas que siguen al perfil del toroide. En otras palabras, el flujo de fluido es cargado por los conjuntos de propulsión por tanto se adhiere por el efecto Coanda a las paredes del agujero del toroide.

Para este propósito, el bastidor 200B auxiliar puede tener la forma de una boquilla convergente-divergente que reproduce el perfil de las paredes del toroide correspondiente a la estructura 200A de manera que se mejora el
40 rendimiento adicionalmente.

Como en el caso de la aeronave 10, durante el vuelo, las vibraciones generadas por el giro de los rotores y en general inducida por el funcionamiento de los conjuntos de propulsión permanece sustancialmente confinada, por así decirlo, al área de acoplamiento entre el conjunto de propulsión y la estructura 200A portadora de carga.

Por último, cabe señalar, tanto en lo relativo al funcionamiento de la aeronave 10 como en lo relativo al funcionamiento de la aeronave 200, cómo el acoplamiento con (o la provisión de) el globo 23, 23A, 23B, 223 aerostático (de cualquier tipo que sea) conduce a unos beneficios significativos adicionales. En primer lugar, gracias al globo 23, 23A, 23B, 223 aerostático es posible reducir la potencia instalada a bordo de la aeronave (y consecuentemente el tamaño de los rotores dado que, gracias a la elevación estática proporcionada por el globo, es posible reducir la cantidad de elevación cuya generación es confiada a los conjuntos de propulsión y a los rotores accionados por los mismos. En un modo de
50 realización preferido, los conjuntos de propulsión tienen la tarea de generar una elevación de menos de un 50% de la

elevación total de la aeronave. Esto tiene claramente efectos beneficiosos también en las dimensiones totales y en la posibilidad de transporte de una carga útil adicional (motores más pequeños tienen una masa menor y las dimensiones totales más pequeñas, lo cual permite un destino de una cantidad más grande de masa y de dimensiones globales de la aeronave para la carga útil, compensando cualquier posible deficiencia de elevación con el aumento de la elevación estática.

5 Además, el globo 23, 23A, 23B, 223 aerostático permite la estabilización de la aeronave 100, 200, por así decirlo, mediante el efecto de péndulo. De hecho, el punto de aplicación de la elevación estática del globo aerostático está situado por encima del centro de gravedad de la aeronave 10, 20, por tanto proporcionando un sistema de péndulo.

10 De forma más específica, es posible establecer una analogía con un péndulo en el cual la masa oscilante puede identificarse con la estructura 10A, 200A portadora de carga y los conjuntos de propulsión (que concentran la mayoría de la masa de los medios), mientras que el punto de aplicación de la elevación estática del globo aerostático representa el punto de pivote virtual.

15 La presencia del globo 23, 23A, 23B, 223 (de cualquier tipo que sea) además evita un aumento excesivo de la componente lateral de la velocidad de los medios. La estabilización mediante el efecto del péndulo que acaba de ser descrita anteriormente implica que se evitan maniobras de desplazamiento bruscas con una ligera inclinación de la aeronave (básicamente teniendo en cuenta el hecho de que las fuerzas de inercia asociadas al conjunto constituido por la estructura portadora de carga y los conjuntos de propulsión son compensadas por el empuje estático del globo), lo cual reduce la componente del empuje lateral.

20 Esto implica también el hecho de que la aeronave de acuerdo con la invención presenta una sensibilidad más baja a variaciones repentinas de ajuste debido al mal funcionamiento del sistema de propulsión o de comandos erróneos repentinos.

25 Con referencia específica a la aeronave 10 que está equipada con globos 23A o 23B, se ha de señalar que es capaz de volar con ajuste horizontal: manteniendo un diferencial de empuje entre los conjuntos de propulsión que permiten el balanceo del par de sobregiro (con respecto a la posición horizontal) debido al peso de los conjuntos de propulsión, es básicamente posible mantener al aeronave 10 en un vuelo horizontal gobernándola sustancialmente como un dirigible. El empuje de propulsión podría ser generado y modulado, por supuesto, a través de los conjuntos M1-M4 de propulsión.

30 Además, en todas las aeronaves de acuerdo con la invención equipadas con un globo aerostático hay una compensación automática de cualquier fallo parcial de los conjuntos de sustentación, y, en el caso de un fallo total de los conjuntos de propulsión, la velocidad de descenso puede contenerse de forma significativa gracias a la elevación estática y a la resistencia aerodinámica del globo, permitiendo el aterrizaje con total seguridad. El globo 23, 23A, 23B, 223 además permite la compensación de las asimetrías en el empuje debido al fallo de los motores.

35 Debería además observarse que para los propósitos de estabilización mediante el efecto de péndulo, una contribución no despreciable es ofrecida mediante el acomodo de la carga PL útil en una posición suspendida por debajo de la aeronave (10 o 200).

La aeronave 10 y 200 puede finalmente estar provista con equipos adicionales con el fin de reunir las necesidades dictadas por las aplicaciones que pueden incluso diferir considerablemente de las de la aeronave para transporte de carga útil.

40 Por ejemplo, en un modo de realización, la aeronave 10 y 200 está equipada con una o más cuerdas enrollables/desenrollables fijadas a la estructura 10A, 200A portadora de carga con el fin de permitir el uso de la aeronave en un régimen de control de vuelo de línea.

45 Además, la estructura portadora de carga puede estar provista de una superficie exterior que tiene un colorante altamente visible o incluso luminiscente (fluorescente o fosforescente) de tal manera que permite la identificación de la misma a una gran distancia, por ejemplo para advertencia en condiciones de emergencia y/o en condiciones de poca visibilidad. Lo mismo puede aplicar (y es en general una solución preferible) al globo 23, 23A, 23B, 223 aerostático, básicamente teniendo en cuenta la gran sección transversal que aumenta de forma considerable la visibilidad de la aeronave.

La aeronave 10, 200 puede además formar parte del equipo de cualquier tipo de vehículo para rescate de tierra o agua, en la que puede, por ejemplo, funcionar como un sistema de alerta ante la eventualidad de situaciones de

emergencia tales como, por ejemplo, un accidente en carretera, un incendio forestal o un fuego a bordo de una embarcación.

5 Por otra parte, en el caso donde las aeronaves 10, 200 son utilizadas como equipos para escuadrones de emergencia de tierra o agua, puede estar equipada con aparatos para la recepción y repetición de una señal de radiofrecuencia, en particular para establecer un puente de radio o una red de comunicación celular. De esta manera, la aeronave 10, 200, mantenida en vuelo estacionario y posiblemente limitado a la tierra, puede funcionar como repetidor de radio o teléfono con el fin de crear un puente de radio o una red celular local incluso en áreas donde está ausente la cobertura (para ambos tipos de medios de comunicación), facilitando considerablemente las operaciones de rescate.

10 Sin embargo, el mismo uso se puede hacer en situaciones en donde no hay necesidad de intervención de emergencia pero es simplemente necesario para configurar una red privada de comunicación celular.

15 Por otra parte es posible equipar la aeronave 10, 200 con fuentes de luz fijas o intermitentes, que pueden ser controladas preferentemente por la unidad de control a bordo. El suministro de estas fuentes de luz por otra parte permite el uso de la aeronave 10, 200, por ejemplo, como sistemas de alerta de Morse, generando señales de luz correspondientes a la codificación del alfabeto Morse simplemente controlando en encendido y apagado de las fuentes de luz a través de la unidad de control (y el control remoto asociado a las mismas). La ventaja derivada de la aplicación de las mencionadas fuentes de luz se amplía claramente cuando la solicitud implique también el globo 23, 23A, 23B, 223 aerostático.

20 Por supuesto, los detalles de construcción y los modos de realización varían ampliamente con respecto a lo que ha sido descrito e ilustrado en el presente documento, y por lo tanto alejarse del alcance de protección de la presente invención, tal y como se define en las reivindicaciones anexas.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (10) de rotor múltiple que incluye:
una estructura (10A) portadora de carga; y
5 una pluralidad de conjuntos (M1, M2, M3, M4, M5, M6) de propulsión cada uno incluyendo un rotor (R1, R2, R3, R4, R5, R6), que puede ser accionado con giro alrededor de un eje (X1, X2, X3, X4, X5, X6) respectivo, dichos conjuntos de propulsión estando acoplados a y apoyados por dicha estructura (10A) portadora de carga,
en donde dicha estructura (10A) portadora de carga es inflable (C11, C12, C13, C14 C15, C16), y
en donde dicha estructura (10A) portadora de carga tiene una geometría en forma de estrella con cada uno de dichos
10 conjuntos (M1, M2, M3, M4, M5, M6) de propulsión instalados en un brazo correspondiente de la estrella, preferentemente en el extremo de la misma.
2. La aeronave (10), de acuerdo con la reivindicación 1, en donde cada conjunto (M1, M2, M3, M4, M5, M6) de propulsión puede ser accionado independientemente.
3. La aeronave (10), de acuerdo con la reivindicación 2, en donde los rotores (R1, R2, R3, R4, R5, R6) son giratorios alrededor de ejes (X1, X2, X3, X4, X5, X6) paralelos entre sí.
- 15 4. La aeronave (10) de acuerdo con la reivindicación 1, que además comprende un aerostato, en particular un globo (23, 23A, 23B), acoplado a dicha estructura (10A) portadora de carga y configurado para proporcionar una elevación estática para dicha aeronave (10).
5. La aeronave (10) de acuerdo con la reivindicación 4, donde dicho aerostático (23, 23A) está acoplado a dicha
20 estructura (10A) de soporte de carga mediante un elemento (20) de acoplamiento que tiene una geometría cónica o troncocónica y una estructura hueca.
6. La aeronave (10) de acuerdo con la reivindicación 5, en donde dicho elemento (20) de acoplamiento se inserta en un receptáculo (17) de dicha estructura (10A) portadora de carga provisto de un dispositivo (170) de bloqueo.
7. La aeronave (10) de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, que además incluye un pie (21) de aterrizaje
25 acoplado a dicha estructura (10A) portadora de carga, dicho pie (21) de aterrizaje estando configurado para transportar una carga (PL) útil sobre el mismo, en el mismo, o ambos.

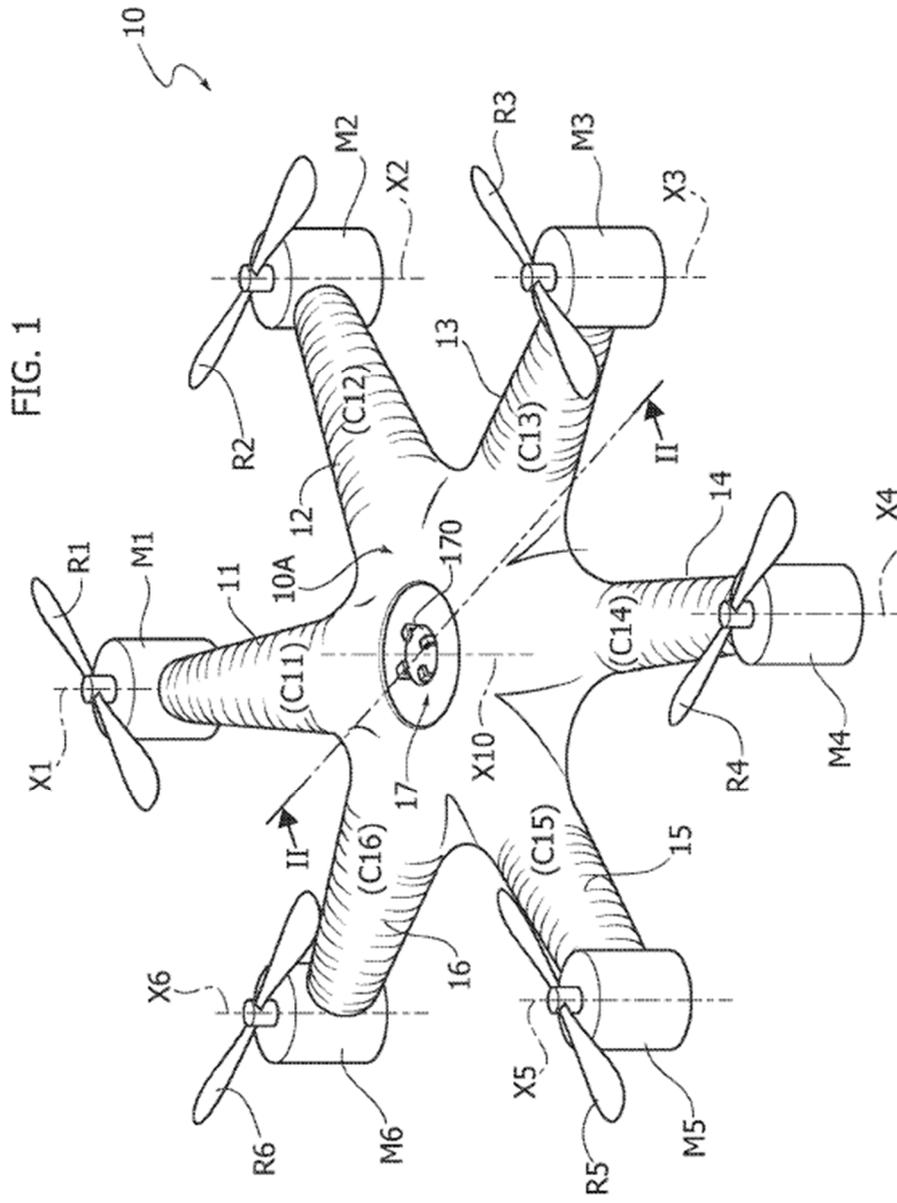


FIG. 2

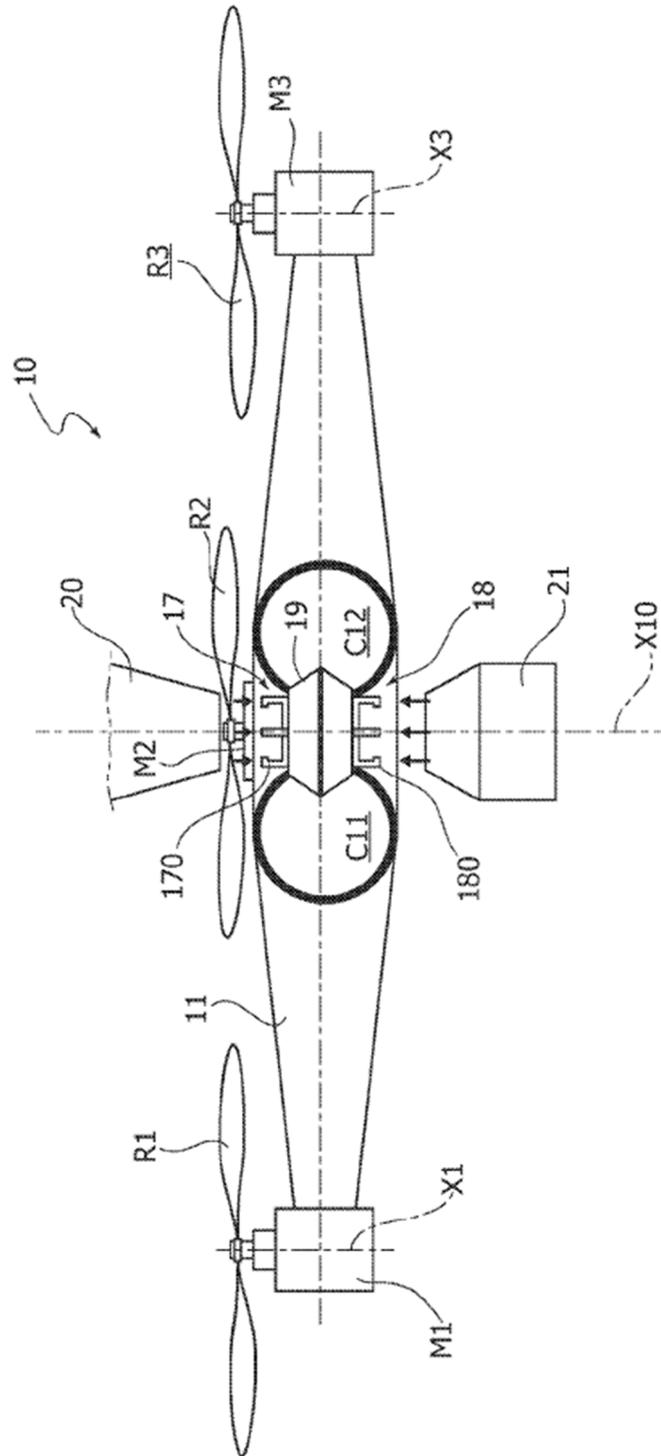


FIG. 3

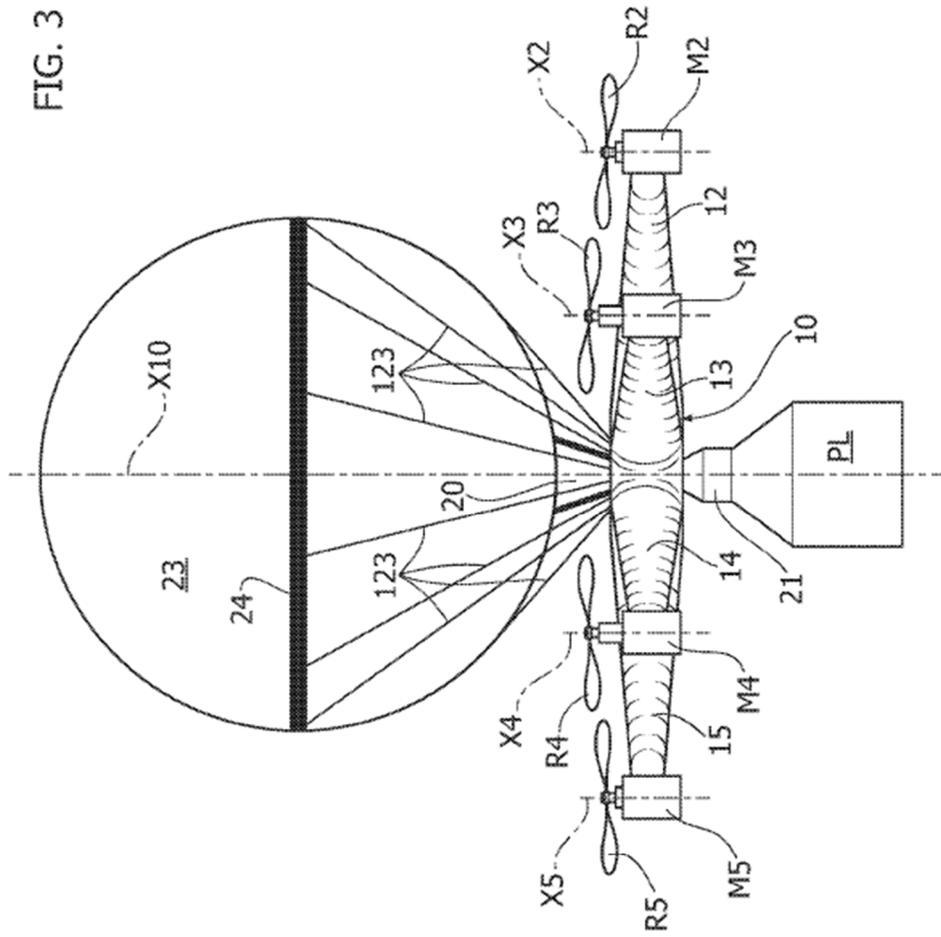


FIG. 3A

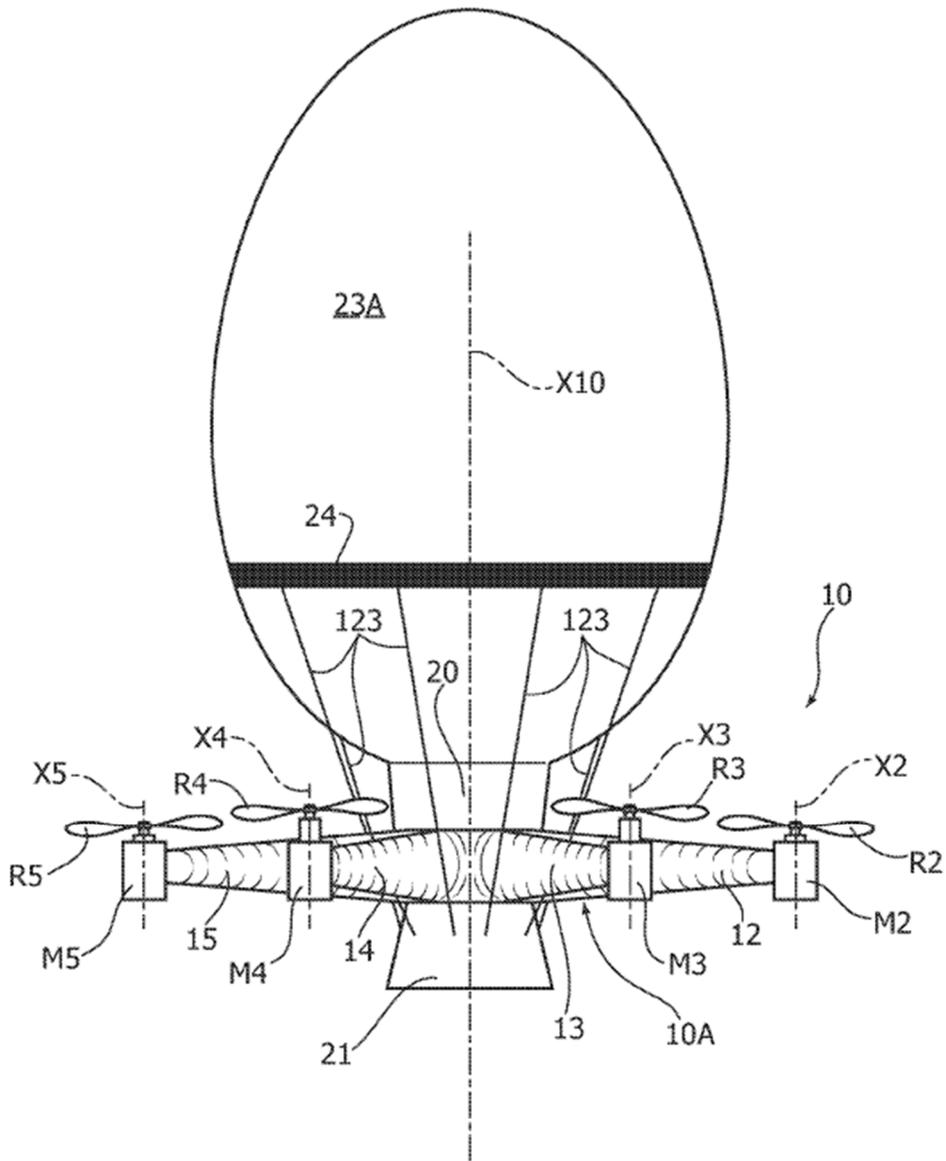


FIG. 3B

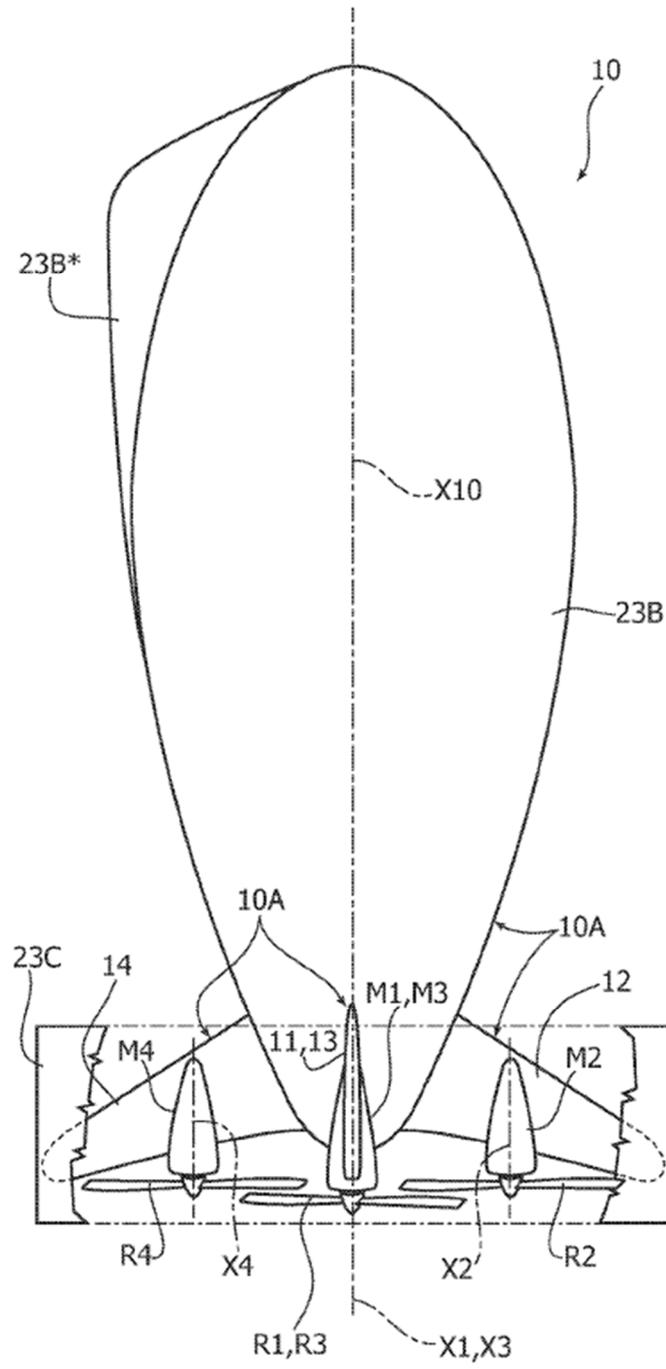


FIG. 4

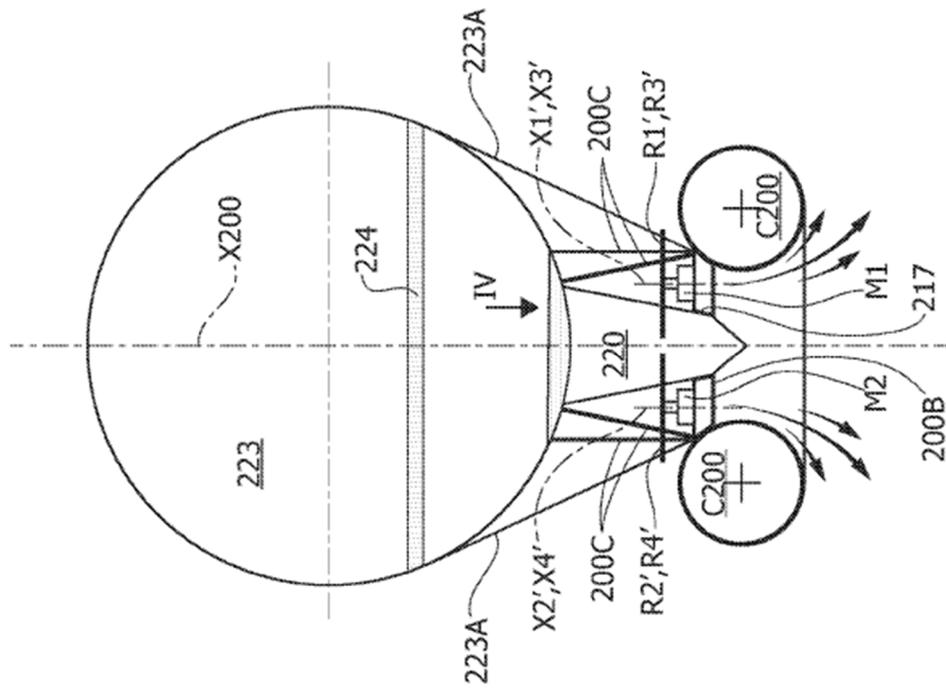


FIG. 4A

