

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 975 121**

51 Int. Cl.:

B64C 29/00 (2006.01)

B64C 27/26 (2006.01)

B64C 27/28 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **18.05.2021 PCT/US2021/032874**

87 Fecha y número de publicación internacional: **25.11.2021 WO21236576**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.05.2021 E 21731648 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **27.03.2024 EP 4153483**

54 Título: **Aeronave de despegue y aterrizaje vertical**

30 Prioridad:
19.05.2020 US 202016878380

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
03.07.2024

73 Titular/es:
**ARCHER AVIATION, INC. (100.0%)
190 W. Tasman Drive
San Jose, California 95134, US**

72 Inventor/es:
**BOWER, GEOFFREY C.;
MUNIZ, THOMAS P.;
ADCOCK, BRETT;
GOLDSTEIN, ADAM;
HUGHES, CALDER RICHMOND;
HAZEN, ZACHARY ROBERT TIMM y
KOSSAR, CHAD STUART**

74 Agente/Representante:
IZQUIERDO BLANCO, María Alicia

ES 2 975 121 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 y aterrizaje vertical

5 REFERENCIA CRUZADA A APLICACIONES RELACIONADAS

[0001] Esta solicitud reivindica la prioridad y el beneficio de la Solicitud estadounidense núm. 16/878.380, presentada el 19 de mayo de 2020.

10 CAMPO TÉCNICO

[0002] Esta descripción se refiere generalmente a aeronaves de despegue y aterrizaje verticales y, más específicamente, a aeronaves de despegue y aterrizaje verticales de ala fija.

15 ANTECEDENTES

[0003] Las aeronaves de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) son aeronaves que pueden despegar y aterrizar verticalmente y flotar, lo que permite transportar a los viajeros directamente a su destino. Los helicópteros son aviones VTOL que generan sustentación completamente a través de sus rotores. Algunas aeronaves VTOL tienen alas y sistemas de propulsión que permiten que las alas proporcionen la sustentación requerida durante el vuelo hacia adelante. Algunas aeronaves VTOL con alas utilizan sistemas de propulsión separados para el empuje vertical para su uso durante el despegue y el aterrizaje y el empuje hacia adelante para su uso durante el crucero. Otras aeronaves VTOL con alas utilizan sistemas de propulsión inclinables que se inclinan entre las posiciones de empuje vertical y de empuje hacia adelante.

20 La descripción del documento US3089666A se refiere a un avión que tiene una dirección de empuje variable. La descripción del documento US2019/135408A1 se refiere generalmente a vehículos aeronáuticos, específicamente a aeronaves de despegue y aterrizaje verticales (VTOL) que incluyen palas. Una pala está acoplada a un brazo y el brazo incluye un efector de control del brazo. El efector de control del brazo está configurado para dirigir el flujo de aire detrás o por debajo de la pala. El efector de control del brazo se puede configurar para controlar el movimiento de guiñada de la aeronave y mitigar el ruido de la pala. Un efector de control del brazo puede ser un efector único o un efector dividido. El efector dividido puede funcionar junto con un brazo que funciona como resonador para reducir el ruido producido por la pala.

25 La descripción del documento US10189565B2 proporciona un sistema aéreo no tripulado (UAS) modular que incluye un módulo principal de vehículo aéreo no tripulado (UAV) y módulos secundarios de UAV. Un ala principal se extiende desde un fuselaje respectivo de los módulos. El UAS incluye mecanismos de acoplamiento acoplados a las puntas de las alas principales. Los módulos secundarios se acoplan a las puntas de las alas del módulo principal o de un módulo secundario adyacente. El acoplamiento forma una configuración de vuelo vinculado, y el desacoplamiento y la separación del módulo principal o secundario adyacente logran una configuración de vuelo independiente. Los módulos tienen brazos dispuestos transversalmente a las alas principales y paralelos al eje longitudinal, así como rotores/palas delanteros y traseros. Las palas delantera y trasera tienen ejes de rotación que son normales a un plano del eje longitudinal en una configuración de despegue y aterrizaje vertical (VTOL), con el eje de rotación de las palas traseras paralelo al eje longitudinal en una configuración de vuelo hacia adelante.

30 La descripción del documento US10189565B2 proporciona un sistema aéreo no tripulado (UAS) modular que incluye un módulo principal de vehículo aéreo no tripulado (UAV) y módulos secundarios de UAV. Un ala principal se extiende desde un fuselaje respectivo de los módulos. El UAS incluye mecanismos de acoplamiento acoplados a las puntas de las alas principales. Los módulos secundarios se acoplan a las puntas de las alas del módulo principal o de un módulo secundario adyacente. El acoplamiento forma una configuración de vuelo vinculado, y el desacoplamiento y la separación del módulo principal o secundario adyacente logran una configuración de vuelo independiente. Los módulos tienen brazos dispuestos transversalmente a las alas principales y paralelos al eje longitudinal, así como rotores/palas delanteros y traseros. Las palas delantera y trasera tienen ejes de rotación que son normales a un plano del eje longitudinal en una configuración de despegue y aterrizaje vertical (VTOL), con el eje de rotación de las palas traseras paralelo al eje longitudinal en una configuración de vuelo hacia adelante.

35 [0004] Según diversas realizaciones, una aeronave de despegue y aterrizaje vertical incluye un ala fija, una pluralidad de rotores para proporcionar sustentación durante el despegue y el aterrizaje verticales y una pluralidad de propulsores que pueden inclinarse desde las configuraciones de elevación para proporcionar sustentación durante el despegue y el aterrizaje verticales hasta las configuraciones de propulsión para proporcionar la velocidad aerodinámica de avance requerida para que la aeronave sea apoyada por el ala fija. Al configurar la aeronave VTOL de modo que una parte del sistema de propulsión esté dedicada a la sustentación y una parte del sistema de propulsión se utilice tanto durante el vuelo de elevación como de avance, la aeronave puede ser más ligera y tener una menor resistencia que las aeronaves VTOL que tienen sistemas de elevación y propulsión separados y las aeronaves VTOL que utilizan toda la propulsión tanto para el vuelo de elevación como para el vuelo de avance.

40 [0005] La invención se define en la reivindicación independiente 1. Las realizaciones preferidas se definen en las reivindicaciones dependientes.

55 BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

[0022] La invención se describirá ahora, solo a modo de ejemplo, con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

- 60 la FIG. 1 muestra una aeronave VTOL en una configuración de vuelo hacia adelante, de acuerdo con diversas realizaciones;
la FIG. 2 muestra una aeronave VTOL en una configuración de despegue y aterrizaje, de acuerdo con diversas realizaciones;

la FIG. 3 es una vista en perspectiva de una aeronave VTOL que ilustra las posiciones del rotor y el propulsor en las configuraciones de vuelo de elevación y avance, de acuerdo con diversas realizaciones;
 la FIG. 4 es una vista desde arriba de la aeronave VTOL de la FIG. 3;
 la FIG. 5 es una vista frontal de la aeronave VTOL de la FIG. 3;
 la FIG. 6 es una vista lateral de la aeronave VTOL de la FIG. 3; y
 las FIGS. 7 y 8 son vistas frontales y laterales, respectivamente, de una aeronave VTOL que ilustran el tamaño de la aeronave en relación con una persona de pie, según diversas realizaciones.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

[0023] Las aeronaves VTOL descritas en este documento incluyen al menos un ala fija, una pluralidad de rotores que están fijos para proporcionar sustentación durante el despegue, el aterrizaje y el vuelo estacionario, y una pluralidad de propulsores que se pueden inclinar desde las configuraciones de elevación para proporcionar sustentación hasta las configuraciones de propulsión para proporcionar el empuje hacia adelante necesario para que al menos un ala fija proporcione la sustentación a la aeronave. Al configurar la aeronave VTOL de modo que una parte del sistema de propulsión esté dedicada a la sustentación y una parte del sistema de propulsión se utilice tanto durante el vuelo de elevación como de avance, la aeronave puede ser más ligera y tener una menor resistencia que las aeronaves VTOL que tienen sistemas de elevación y propulsión separados y las aeronaves VTOL que utilizan toda la propulsión tanto para el vuelo de elevación como para el vuelo de avance. Los aviones VTOL con alas que tienen sistemas de propulsión separados para la propulsión vertical y la propulsión hacia adelante esencialmente desperdician el sistema de propulsión hacia adelante durante el despegue vertical, el aterrizaje y el vuelo estacionario. Por el contrario, las aeronaves de acuerdo con los principios descritos en el presente documento utilizan un sistema de propulsión delantera durante el despegue y el aterrizaje verticales, lo que puede resultar en un sistema de propulsión relativamente ligero en general. Los aviones VTOL con alas que inclinan todos sus rotores tienen lugares limitados para colocar los rotores (los rotores deben colocarse hacia adelante y hacia atrás del centro de gravedad, pero su posición está limitada por los demás rotores y las alas), lo que a menudo resulta en un número relativamente menor de rotores y, por lo tanto, más grandes. Por el contrario, los sistemas de propulsión de acuerdo con los principios descritos en el presente documento pueden tener rotores relativamente más pequeños, más livianos y de menor resistencia. Por lo tanto, las aeronaves según las diversas realizaciones descritas aquí tienen un equilibrio ideal entre un sistema de propulsión de elevación dedicado y un sistema de propulsión inclinable.

[0024] Los propulsores están montados en las alas, por delante del borde de ataque, y los rotores están montados en las alas, por detrás del borde posterior. Los propulsores y rotores 316 se montaron en las alas mediante brazos. En algunas realizaciones, cada brazo soporta un propulsor en su extremo delantero y un rotor en su extremo trasero.

[0025] Según diversas realizaciones, los propulsores están escalonados hacia adelante y hacia atrás para evitar que las hojas rotas de un propulsor choquen con las del propulsor adyacente. Según algunas realizaciones, los rotores y/o los propulsores están posicionados e inclinados para que sus palas no se crucen entre sí y para mejorar la autoridad de control de la guiñada. En algunos casos, los rotores y/o los propulsores están posicionados e inclinados de manera que los planos de rotación de sus palas no intersequen a los pasajeros y/o los componentes críticos del sistema para minimizar el daño potencial resultante de la rotura de una pala durante el vuelo.

[0026] Según algunos ejemplos, las alas están ubicadas en lo alto del fuselaje para facilitar la entrada y salida de los pasajeros. La aeronave puede configurarse de manera que la parte inferior de las barras que sostienen el rotor y los propulsores esté por encima de la cabeza de una persona de tamaño medio, lo que también contribuye a facilitar la entrada y la salida.

[0027] En la siguiente descripción de la descripción y las realizaciones, se hace referencia a los dibujos adjuntos en los que se muestran, a modo de ilustración, las realizaciones específicas que pueden ponerse en práctica. Debe entenderse que se pueden practicar otras realizaciones y ejemplos, y que se pueden hacer cambios.

[0028] Además, también debe entenderse que las formas singulares «un», «una» y «el» utilizadas en la siguiente descripción pretenden incluir también las formas plurales, a menos que el contexto indique claramente lo contrario. También debe entenderse que el término «y/o», tal como se usa en el presente documento, se refiere y abarca todas y cada una de las combinaciones posibles de uno o más de los artículos listados asociados. Debe entenderse además que los términos «incluye», «comprende» y/o «comprende», cuando se usa en el presente documento, especifica la presencia de las características, números enteros, etapas, operaciones, elementos, componentes y/o unidades declarados, pero no excluye la presencia o adición de una o más características, números enteros, etapas, operaciones, elementos, componentes, unidades y/o grupos de los mismos.

[0029] Tal como se usa en el presente documento, el término «propulsor» se refiere a una pala de paso variable que puede proporcionar empuje para la sustentación vertical y para la propulsión hacia adelante variando el paso de la pala.

[0030] Las FIGS. 1 y 2 ilustran una aeronave VTOL 100 en una configuración de crucero y una configuración vertical de despegue y aterrizaje, respectivamente, de acuerdo con diversas realizaciones. La aeronave 100 incluye un fuselaje 102, alas 104 montadas en el fuselaje 102 y uno o más estabilizadores traseros 106 montados en la parte trasera del fuselaje

102. Una pluralidad de rotores 112 están montados en las alas 104 y están configurados para proporcionar sustentación para el despegue y el aterrizaje verticales. Una pluralidad de propulsores 114 están montados en las alas 104 y se pueden inclinar entre las configuraciones de elevación en las que proporcionan una parte de la sustentación requerida para el despegue y el aterrizaje verticales y el vuelo estacionario, como se muestra en la FIG. 2, y configuraciones de propulsión en las que proporcionan empuje hacia adelante a la aeronave 100 para un vuelo horizontal, como se muestra en la FIG. 1. Tal como se usa en el presente documento, una configuración de sustentación del propulsor se refiere a cualquier orientación del propulsor en la que el empuje del propulsor proporciona principalmente sustentación a la aeronave y la configuración de propulsión del propulsor se refiere a cualquier orientación del propulsor en la que el empuje del propulsor proporciona principalmente un empuje hacia adelante a la aeronave.

[0031] Según diversas realizaciones, los rotores 112 están configurados para proporcionar únicamente sustentación, y toda la propulsión la proporcionan los propulsores. En consecuencia, los rotores 112 están en posiciones fijas. Durante el despegue y el aterrizaje, los propulsores 114 se inclinan para levantar configuraciones en las que su empuje se dirige hacia abajo para proporcionar una sustentación adicional.

[0032] Para volar hacia adelante, los propulsores 114 se inclinan desde sus configuraciones de sustentación hasta sus configuraciones de propulsión. En otras palabras, la inclinación de los propulsores 114 varía desde una inclinación en la que el empuje del propulsor se dirige hacia abajo para proporcionar sustentación durante el despegue y el aterrizaje verticales y durante el vuelo estacionario hasta una inclinación en la que el empuje del propulsor se dirige hacia atrás para proporcionar empuje hacia adelante a la aeronave 100. Los propulsores se inclinan alrededor de los ejes 118 que son perpendiculares a la dirección hacia delante de la aeronave 100. Cuando la aeronave 100 está en pleno vuelo hacia adelante, la sustentación puede ser proporcionada en su totalidad por las alas 104, y los rotores 112 pueden apagarse. Las palas 120 de los rotores 112 pueden bloquearse en posiciones de baja resistencia para el crucero de las aeronaves. En algunas realizaciones, los rotores 112 tienen cada uno dos palas 120 que están bloqueadas para navegar en posiciones de arrastre mínimo en las que una pala está directamente delante de la otra, como se ilustra en la FIG. 1. En algunas realizaciones, los rotores 112 tienen más de dos palas. En algunas realizaciones, los propulsores 114 incluyen más palas 116 que los rotores 112. Por ejemplo, como se ilustra en la FIG. 1 y 2, cada uno de los rotores 112 puede incluir dos palas y los propulsores 114 pueden incluir cinco palas cada uno. Según diversas realizaciones, los propulsores 114 pueden tener de 2 a 5 palas.

[0033] Según diversas realizaciones, la aeronave incluye solo un ala 104 a cada lado del fuselaje 102 (o una sola ala que se extiende por toda la aeronave) y al menos una parte de los rotores 112 están ubicados por detrás de las alas 104 y al menos una parte de los propulsores 114 están ubicados por delante de las alas 104. En algunas realizaciones, todos los rotores 112 están ubicados hacia atrás de las alas 104 y todos los propulsores están ubicados hacia delante de las alas 104. Según algunas realizaciones, todos los rotores 112 y propulsores 114 están montados en las alas, es decir, no hay rotores ni propulsores montados en el fuselaje. Según diversas realizaciones, los rotores 112 están todos ubicados hacia atrás de las alas 104 y los propulsores 114 están todos ubicados hacia delante de las alas 104. Según algunas realizaciones, todos los rotores 112 y los propulsores 114 están posicionados hacia dentro de las puntas de las alas 109.

[0034] Los rotores 112 y los propulsores 114 están montados en las alas 104 mediante botavaras 122. Las botavaras 122 pueden estar montadas debajo de las alas 104, en la parte superior de las alas, y/o pueden estar integradas en el perfil del ala. Un rotor 112 y un propulsor 114 están montados en cada brazo 122. El rotor 112 1S está montado en un extremo trasero de la botavara 122 y el propulsor 114 1S está montado en un extremo delantero de la botavara 122. El rotor 112 está montado en una posición fija en la botavara 122. En algunas realizaciones, el propulsor 114 está montado en un extremo delantero de la botavara 122 mediante una bisagra 124. El rotor 114 puede estar montado en la botavara 122 de manera que el rotor 114 esté alineado con el cuerpo de la botavara 122 cuando está en su configuración de propulsión, formando una extensión continua del extremo delantero de la botavara 122 que minimiza la resistencia para el vuelo hacia delante.

[0035] Según diversas realizaciones, la aeronave 100 puede incluir solo un ala a cada lado de la aeronave 100 o una sola ala que se extienda a través de la aeronave. Según algunas realizaciones, al menos un ala 104 es un ala alta montada en un lado superior del fuselaje 102. Según algunas realizaciones, las alas incluyen superficies de control, tales como solapas y/o alerones. Según algunas realizaciones, las alas pueden tener puntas de ala curvadas 109 para reducir la resistencia durante el vuelo hacia adelante.

[0036] Según algunas realizaciones, los estabilizadores traseros 106 incluyen superficies de control, tales como uno o más timones, uno o más ascensores y/o uno o más elevadores de timón combinados. La(s) ala(s) pueden tener cualquier diseño adecuado. En algunas realizaciones, las alas tienen un borde de ataque cónico 123, como se muestra, por ejemplo, en la realización de la FIG. 1. En algunas realizaciones, las alas tienen un borde de salida cónico 125, como se muestra en la realización de la FIG. 3. En la realización de la FIG. 3, las alas tienen un borde de ataque 127 sustancialmente recto en la sección central de las alas 104.

[0037] La aeronave 100 puede incluir al menos una puerta 110 para la entrada y salida de pasajeros. En la realización ilustrada, la puerta 110 está situada por debajo y por delante de las alas 104.

[0038] Según diversas realizaciones, los rotores 112 y los propulsores 114 están posicionados y configurados para minimizar los daños que pueden producirse debido a un fallo en las palas (lo que comúnmente se conoce como rotura del rotor). La FIG. Las figuras 3-6 muestran las ubicaciones y orientaciones relativas de las palas del rotor y del propulsor durante el uso, según algunas realizaciones. Las posiciones de las palas en las rotaciones completas se ilustran mediante discos. Cada uno de los propulsores tiene dos discos: uno para la configuración de elevación y otro para la configuración de propulsión. Las configuraciones de rotor y propulsor a la izquierda y a la derecha de la aeronave son imágenes especulares y, por lo tanto, las configuraciones de los rotores y propulsores de solo un lado de la aeronave se describen a continuación.

[0039] Como se ilustra en la vista superior de la FIG. 4, los propulsores 114 pueden estar escalonados en la dirección de adelante hacia atrás de manera que el plano de rotación de los propulsores en sus configuraciones de propulsión no sea coplanario. En las realizaciones ilustradas, el propulsor 114a más interno está por delante de los otros propulsores. En algunos casos, los propulsores 114a más internos están por delante del compartimiento de pasajeros o en la ubicación más delantera de los pasajeros en el compartimiento de pasajeros para garantizar que una cuchilla rota no pueda entrar en el compartimiento de pasajeros y lesionar a un pasajero. En algunas realizaciones, al menos dos propulsores en el mismo lado de la aeronave están alineados de manera que los planos de rotación de sus palas son coplanares.

[0040] Según algunas realizaciones, los rotores 112 están en posiciones escalonadas hacia adelante y hacia atrás. En algunas realizaciones, los rotores más internos 112a están posicionados hacia atrás de los otros rotores. En algunas realizaciones, al menos una parte de los rotores 112 está alineada en la dirección hacia adelante y hacia atrás.

[0041] Según algunas realizaciones, al menos uno de los rotores 112 y/o los propulsores 114 está inclinado con respecto a al menos otro rotor 112 y/o propulsor 114. Tal como se usa en el presente documento, la inclinación se refiere a una orientación relativa del eje de rotación del rotor/propulsor alrededor de una línea que es paralela a la dirección de adelante hacia atrás, análoga al grado de libertad de balanceo de la aeronave. El peralte de los rotores y/o propulsores puede ayudar a minimizar los daños causados por el estallido del rotor al orientar el plano de rotación de los discos del rotor/propulsor (las palas más la parte del rotor en la que están montadas las palas) de modo que no se crucen con partes críticas de la aeronave (como zonas del fuselaje en las que puede haber personas, sistemas críticos de control de vuelo, baterías, rotores/propulsores adyacentes, etc.) u otros discos del rotor y puede proporcionar un mayor control de la guiñada durante el vuelo. En algunas realizaciones, un ángulo de peralte de cualquier rotor o propulsor es tal que un disco de ruptura respectivo no se cruzará con pasajeros o un piloto. En algunas realizaciones, un ángulo de peralte de cualquier rotor o propulsor es tal que un disco de ráfaga respectivo no se cruzará con ningún componente crítico para el vuelo. (Tal y como se utiliza aquí, un componente crítico es cualquier componente cuyo fallo contribuiría o causaría una condición de fallo que impediría la continuación del vuelo controlado y el aterrizaje de la aeronave). La vista frontal de la FIG. 5 ilustra mejor el peralte de los rotores y los propulsores, según algunas realizaciones. Se proporciona un eje de rotación 130a para el rotor 114a más interno en su configuración de elevación para ilustrar el ángulo de inclinación del rotor 114a. El peralte de los propulsores 114 hace que los planos de rotación de sus palas estén inclinados con respecto a la horizontal, como ilustra, por ejemplo, que el disco 132a no sea horizontal. El ángulo de peralte 136a ilustrado, medido desde la vertical 138, es de unos 12 grados, pero puede oscilar entre 0 y 30 grados en cualquier dirección. En la realización ilustrada, el rotor más exterior 114c está inclinado la misma cantidad y en la misma dirección que el rotor más interior 114a y el rotor intermedio 114b está inclinado la misma cantidad, pero en la dirección opuesta que los rotores más interior y exterior 114a, c de manera que el eje de rotación 130a del rotor 114a sea paralelo al eje de rotación 130c del rotor 114c pero no paralelo al eje de rotación 130b del rotor 114b. No obstante, éste es sólo un ejemplo del peralte relativo de los propulsores y una persona experta en la materia entenderá que puede utilizarse cualquier combinación adecuada de peralte de los propulsores (incluso sin peralte) en función de las características de rendimiento deseadas de la aeronave.

[0042] Los rotores 112 también pueden inclinarse de cualquier manera y combinación adecuadas. En algunas realizaciones, los rotores 112 están inclinados de acuerdo con un correspondiente propulsor. Por ejemplo, el rotor más interno 112a está inclinado en la misma cantidad y en la misma dirección que el propulsor más interno 114a, como puede verse comparando el disco de pala del rotor más interno 134a con el disco de pala del propulsor más interno 132a. De manera similar, los rotores 112b y 112c están inclinados de manera similar a los correspondientes propulsores 114b y 114c, respectivamente. Obsérvese que en la FIG. 5, el disco 134a de pala de rotor más interno no se representa como una línea recta debido a que el rotor 112a más interno está orientado con una inclinación hacia atrás, como se explica más adelante. Se puede usar cualquier combinación adecuada de inclinación y/o no inclinación de los rotores entre sí y con respecto a los propulsores para lograr las características de rendimiento deseadas.

[0043] La vista lateral de la FIG. 6 ilustra la inclinación hacia atrás relativamente pequeña del rotor 112c más externo, según la realización ilustrada. El eje de rotación 140c del rotor 112c está inclinado hacia atrás desde la vertical 142 en un ángulo 144c, que puede variar de 0 a 15 grados en cualquier dirección. La ligera inclinación hacia atrás del rotor 112c puede ayudar a la estabilidad de la aeronave y al control de guiñada. La FIG. La figura 6 también ilustra el rango de inclinación de al menos el propulsor 114c más externo, según algunas realizaciones. El propulsor 114c más externo puede inclinarse desde una posición recta ilustrada por el eje de rotación horizontal 146c del propulsor 114c en su configuración de propulsión hasta una posición justo más allá (por ejemplo, menos de 10 grados más allá) de la vertical 148, tal como se ilustra mediante el eje de rotación 150c del propulsor 114c en su configuración de elevación, de modo que el propulsor 114c tiene un rango de inclinación 151c de aproximadamente 100 grados. Según diversas realizaciones, cada uno de los propulsores 114 tiene un intervalo de más de 90 grados.

[0044] Las FIGS. 7 y 8 ilustran las ubicaciones de las alas, los rotores y los propulsores en relación con una persona en el suelo, según algunas realizaciones. La aeronave 100 puede configurarse de modo que la parte inferior 152a del propulsor más interno 114a esté ubicada por encima de la cabeza de una persona parada en el suelo junto al fuselaje (por ejemplo, preparándose para entrar en la aeronave) cuando la aeronave 100 está soportada por su tren de aterrizaje 154 en tierra. La ubicación de las alas en posiciones altas en la parte superior del fuselaje 102 puede garantizar el máximo espacio para la cabeza de las personas que entran y salen de la aeronave. Las FIGS. Las figuras 7 y 8 también muestran a una persona sentada en la cabina del fuselaje para ilustrar el tamaño relativo de la aeronave, según algunas realizaciones.

[0045] Según algunas realizaciones, los rotores 112 y los propulsores 114 funcionan todos eléctricamente. Las baterías para alimentar los rotores 112 y los propulsores 114 pueden estar ubicadas en cualquier ubicación adecuada de la aeronave, incluyendo el fuselaje y/o las alas. El número y la potencia de los rotores y propulsores se pueden seleccionar de acuerdo con los parámetros de rendimiento deseados (por ejemplo, la carga útil objetivo, la velocidad aerodinámica y la altitud). Según algunas realizaciones, la potencia nominal máxima de uno o más de los rotores y propulsores es de 500 kilovatios o menos, preferentemente de 200 kilovatios o menos, más preferentemente de 150 kilovatios o menos. Según algunas realizaciones, la potencia nominal máxima de uno o más de los rotores y propulsores es de al menos 10 kilovatios, preferentemente de al menos 20 kilovatios, más preferentemente, de al menos 50 kilovatios. El número de propulsores puede variar desde tan solo 2 (uno en cada lado de la aeronave) hasta un máximo de 24 (12 en cada lado de la aeronave). Preferiblemente, el número de propulsores está en el intervalo de 4 a 8. El número de rotores puede oscilar entre 2 y 24, y está preferentemente en el intervalo de 4 a 8. La aeronave puede tener un número igual de rotores y propulsores, un número mayor de propulsores o un número mayor de rotores.

[0046] Las aeronaves de acuerdo con los principios discutidos anteriormente pueden configurarse para transportar hasta 10 personas, preferiblemente hasta 6 personas, y más preferiblemente hasta 4 personas. En algunos casos, la aeronave está configurada para ser pilotada e incluye controles de pilotaje. En algunas realizaciones, la aeronave está configurada para operar de manera autónoma sin ningún piloto a bordo.

[0047] Según algunas realizaciones, la aeronave está configurada para transportar hasta 6 personas (por ejemplo, un piloto y hasta 5 pasajeros) hasta 75 millas a una velocidad de crucero de hasta 150 millas por hora a una altitud de hasta 3,000 pies sobre el suelo. En algunos casos, la aeronave está configurada para 5 personas, como un piloto y cuatro pasajeros. Según diversas realizaciones, el alcance máximo con una sola carga de batería es de 25 millas, 50 millas, 75 millas, 100 millas o 200 millas.

[0048] Según diversas realizaciones, los rotores 112 y/o los propulsores 114 están configurados para tener una velocidad de punta relativamente baja para disminuir la cantidad de ruido generado por la aeronave. En algunas realizaciones, la velocidad de punta de las palas del rotor es de aproximadamente 0,4 Mach en vuelo estacionario. Según diversas realizaciones, el diámetro de las palas del rotor y/o del propulsor está en el intervalo de 1 a 5 metros, preferentemente en el intervalo de 1,5 a 2 metros.

[0049] Según diversas realizaciones, la envergadura de las alas está en el rango de 10 a 20 metros, preferiblemente en el rango de 15 a 16 metros. Según diversas realizaciones, la longitud de la aeronave está en el intervalo de 3 a 20 metros, preferentemente en el intervalo de 5 a 15 metros, más preferentemente en el intervalo de 6 a 10 metros.

[0050] Según diversas realizaciones, la aeronave se opera durante el despegue y el aterrizaje colocando los propulsores en configuraciones de elevación y proporcionando la sustentación requerida a la aeronave mediante la sustentación combinada proporcionada por los rotores y los propulsores. Según diversas realizaciones, durante el despegue y el aterrizaje verticales y/o el vuelo estacionario, los propulsores se pueden mantener en configuraciones de elevación predeterminadas que pueden ser las mismas en todos los propulsores o diferentes para los diferentes propulsores. Según diversas realizaciones, la inclinación de al menos algunos de los propulsores se puede ajustar activamente durante el despegue y el aterrizaje y/o durante el vuelo estacionario para proporcionar la estabilidad y/o maniobras requeridas. Según algunas realizaciones, el controlador de vuelo controla activamente la inclinación de al menos un propulsor durante el despegue, el aterrizaje y/o el vuelo estacionario para generar momentos de guiñada.

[0051] Según diversas realizaciones, el controlador de vuelo puede controlar individualmente cada rotor y/o cada propulsor de acuerdo con los diversos grados de libertad operativa. Según diversas realizaciones, el único grado de libertad del rotor es la velocidad de rotación del rotor. En algunas realizaciones, el ángulo de ataque de las palas de los rotores se puede ajustar colectivamente, proporcionando un grado de libertad adicional. Según diversas realizaciones, los grados de libertad de al menos una parte de los propulsores incluyen la velocidad de rotación de los propulsores, el ángulo de ataque colectivo de las palas, y de inclinación de los propulsores. Según diversas realizaciones, el controlador de vuelo puede controlar activamente cualquiera de estos grados de libertad (ya sea de forma autónoma o en respuesta a las órdenes del piloto) durante el despegue y el aterrizaje para proporcionar la estabilidad y las maniobras adecuadas.

[0052] Una vez que la aeronave ha alcanzado la altitud suficiente para iniciar el vuelo hacia adelante, los propulsores comienzan a inclinarse hacia adelante hacia sus configuraciones de propulsión, de modo que su empuje proporciona una combinación de sustentación y empuje, con una proporción de sustentación decreciente a medida que los propulsores se

5 inclinación más hacia sus configuraciones de propulsión. Los rotores pueden permanecer activos durante al menos una parte del período en el que los propulsores se inclinan hacia adelante para continuar proporcionando una sustentación basada en el rotor. En cualquier momento después de que la velocidad aerodinámica de avance sea lo suficientemente alta como para que las alas proporcionen suficiente sustentación para mantener la altitud de la aeronave, los rotores se pueden desactivar. Como se ha descrito anteriormente, las palas del rotor pueden bloquearse en una posición de baja resistencia.

10 **[0053]** Durante la navegación, los rotores permanecen desactivados. Las superficies de control de las alas y/o los estabilizadores traseros se pueden usar para maniobrar y estabilizar la aeronave de una manera convencional. Según algunas realizaciones, la inclinación de al menos algunos de los propulsores se puede controlar activamente para proporcionar un control adicional de estabilidad y/o maniobrabilidad. En algunas realizaciones, la inclinación de al menos algunos de los propulsores se controla activamente durante el despegue y el aterrizaje y/o el vuelo estacionario. En algunas realizaciones, la inclinación de los propulsores es fija (es decir, no varía) durante el crucero. Según algunas realizaciones, la inclinación de los propulsores más exteriores se puede controlar de forma activa e independiente durante el despegue y el aterrizaje verticales y/o durante el vuelo estacionario para proporcionar momentos de guiñada según sea necesario.

15 **[0054]** La descripción anterior, con fines explicativos, se ha descrito con referencia a realizaciones específicas. Sin embargo, las discusiones ilustrativas anteriores no pretenden ser exhaustivas. Son posibles modificaciones o variaciones a la luz de las enseñanzas anteriores. Las realizaciones se eligieron y describieron para explicar mejor los principios de las técnicas y sus aplicaciones prácticas. De este modo, otros expertos en la materia pueden utilizar mejor las técnicas y diversas realizaciones con diversas modificaciones que sean adecuadas para el uso particular contemplado.

20 **[0055]** Aunque la descripción y los ejemplos se han descrito completamente con referencia a las figuras adjuntas, cabe señalar que los expertos en la materia apreciarán diversos cambios y modificaciones. La invención se define por el alcance de las reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave de despegue y aterrizaje vertical (100) que comprende:
un fuselaje (102);
5 al menos un ala (104) conectada al fuselaje;
una pluralidad de rotores (112) conectados al menos a un ala para proporcionar sustentación para el despegue y el aterrizaje verticales de la aeronave;
una pluralidad de propulsores (114) conectados al menos a un ala y que pueden inclinarse entre las configuraciones de elevación para proporcionar sustentación para el despegue y el aterrizaje verticales de la aeronave y las configuraciones de propulsión para proporcionar empuje hacia adelante a la aeronave; y
10 una pluralidad de brazos (122) montados en al menos un ala, montando cada brazo un rotor y un propulsor en al menos un ala;
en el que la pluralidad de rotores está hacia atrás de al menos un ala y la pluralidad de propulsores está hacia delante de al menos un ala;
15 caracterizada porque cada rotor está montado en una posición fija en un brazo correspondiente.
2. La aeronave de la reivindicación 1, en la que un primer propulsor (114a) está por delante de un segundo propulsor (114b) que está adyacente al primer propulsor; y/o
20 en el que un primer propulsor (114a) está montado en una posición más alta en la aeronave que un segundo propulsor (114b) que está adyacente al primer propulsor.
3. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 y 2, en la que cada rotor tiene solo dos palas (120).
4. La aeronave de la reivindicación 3, en la que cada rotor está configurado para fijar las dos palas en su posición durante el vuelo hacia adelante.
25
5. La aeronave de la reivindicación 4, en la que cada rotor está configurado para fijar las dos palas para navegar en posiciones de mínima resistencia durante el vuelo hacia adelante, de modo que una primera pala de las dos palas esté directamente delante de una segunda pala de las dos palas.
30
6. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 3 a 5, en la que cada propulsor tiene más de dos palas (116).
7. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, en la que un primer rotor (112a) de la pluralidad de rotores está inclinado con respecto a un segundo rotor (112b) de la pluralidad de rotores de manera que un eje de rotación (140) del primer rotor no es paralelo con un eje de rotación del segundo rotor.
35
8. La aeronave de la reivindicación 7, en la que el ángulo de inclinación (136a) de cualquier rotor es tal que un disco de ráfaga respectivo no puede cruzarse con los pasajeros o un piloto; y/o
40 en el que el ángulo de inclinación (136a) de cualquier rotor es tal que un disco de ráfaga respectivo no puede cruzarse con ningún componente crítico para el vuelo.
9. La aeronave de la reivindicación 7, en la que un ángulo de inclinación del rotor entre el eje de rotación del primer rotor y un eje vertical de la aeronave está comprendido entre 0 grados y 30 grados.
- 45 10. La aeronave de la reivindicación 9, en la que el ángulo de inclinación del rotor es de aproximadamente 12 grados.
11. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, en la que un primer propulsor de la pluralidad de propulsores está inclinados con respecto a un segundo propulsor de la pluralidad de propulsores, de manera que el eje de rotación (130a) del primer propulsor no es paralelo al eje de rotación (130b) del segundo propulsor.
50
12. La aeronave de la reivindicación 11, en la que el ángulo de inclinación (136a) de cualquier propulsor es tal que un disco de ráfaga respectivo no puede cruzarse con los pasajeros o un piloto; y/o
en el que el ángulo de inclinación (136a) de cualquier propulsor es tal que un disco de ráfaga respectivo no puede cruzarse con ningún componente crítico para el vuelo.
55
13. La aeronave de la reivindicación 11, en la que un ángulo de inclinación del propulsor entre el eje de rotación del primer propulsor y un eje vertical de la aeronave está entre 0 grados y 30 grados.
14. La aeronave de la reivindicación 13, en la que el ángulo de inclinación del propulsor es de aproximadamente 12 grados.
60
15. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 14, que comprende además un sistema de control configurado para alterar activamente la inclinación de al menos un propulsor (114) para generar momentos de guiñada durante el despegue, el aterrizaje y/o el vuelo estacionario.
65
16. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 15, en la que los ángulos de ataque de las palas (116) de los

ES 2 975 121 T3

propulsores se pueden ajustar colectivamente durante el vuelo.

- 5 17. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 16, en la que la propulsión la proporcionan en su totalidad los propulsores.
18. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 17, en la que el rango de inclinación de los propulsores es superior a noventa grados.
- 10 19. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 18, en la que la pluralidad de propulsores comprende un propulsor más externo (114c), en la que el rango de inclinación del propulsor más externo es de aproximadamente 100 grados.
- 15 20. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 19, en la que al menos un ala proporciona la sustentación requerida durante el crucero; y/o en el que al menos un ala es un ala alta montada en un lado superior del fuselaje; y/o en el que al menos un ala tiene superficies de control.
- 20 21. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 20, en la que todos los rotores y propulsores están montados en al menos un ala.
22. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 21, en la que la aeronave está propulsada eléctricamente y/o en la que la aeronave está tripulada.
- 25 23. La aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 22, en la que al menos dos propulsores de la pluralidad de propulsores están en un primer lado de la aeronave, en la que los al menos dos propulsores están alineados de manera que los planos de rotación de sus palas son coplanares.

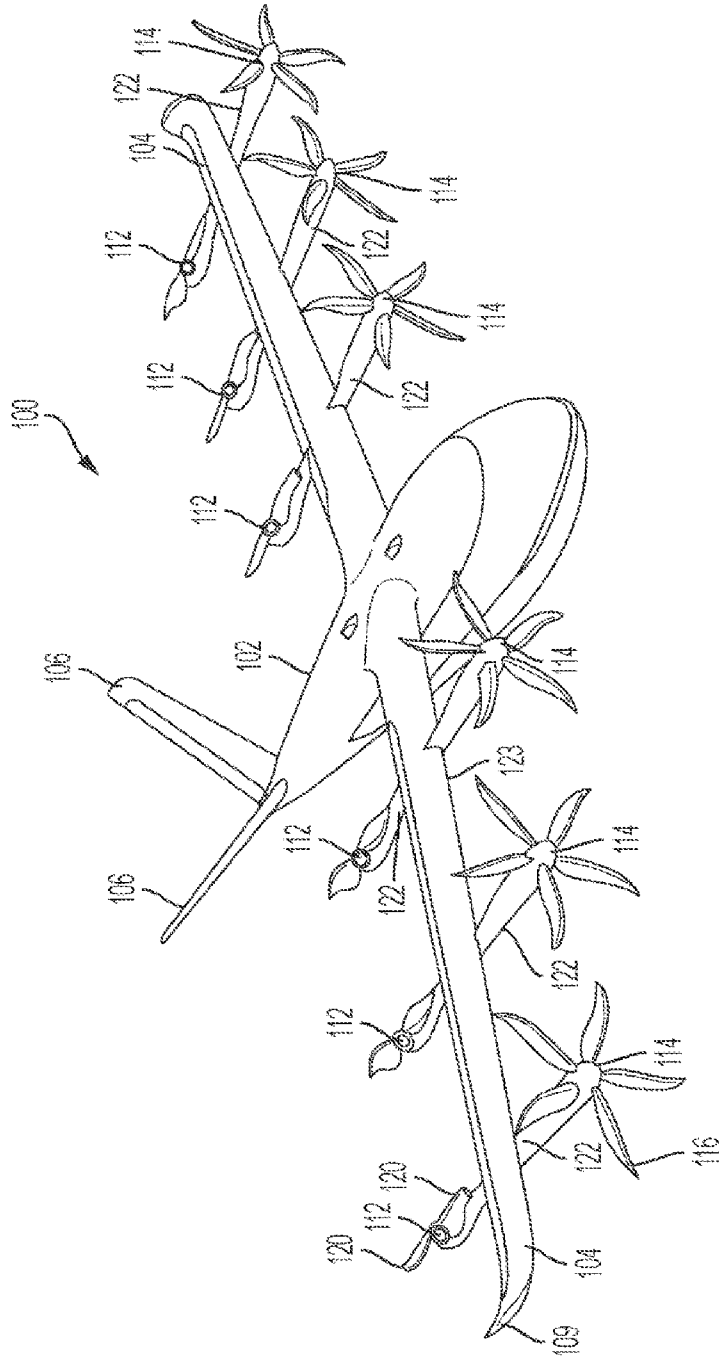


FIG. 1

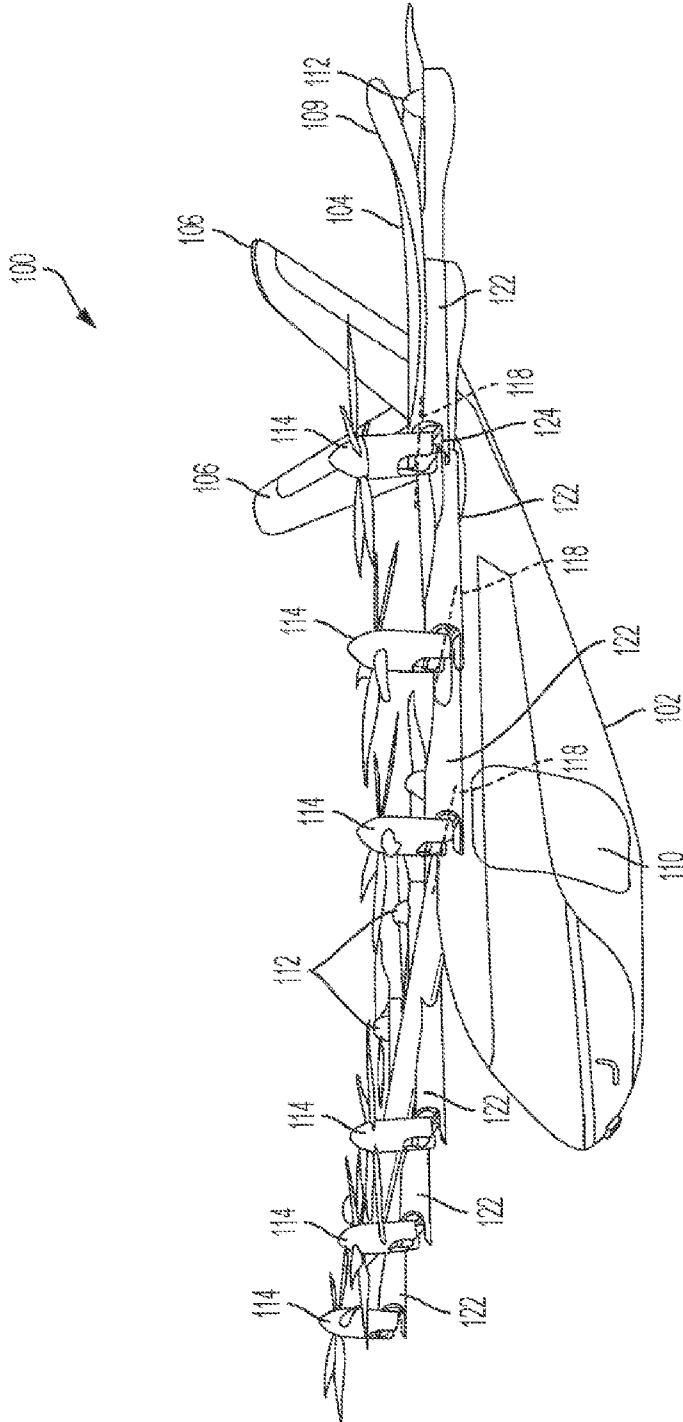


FIG. 2

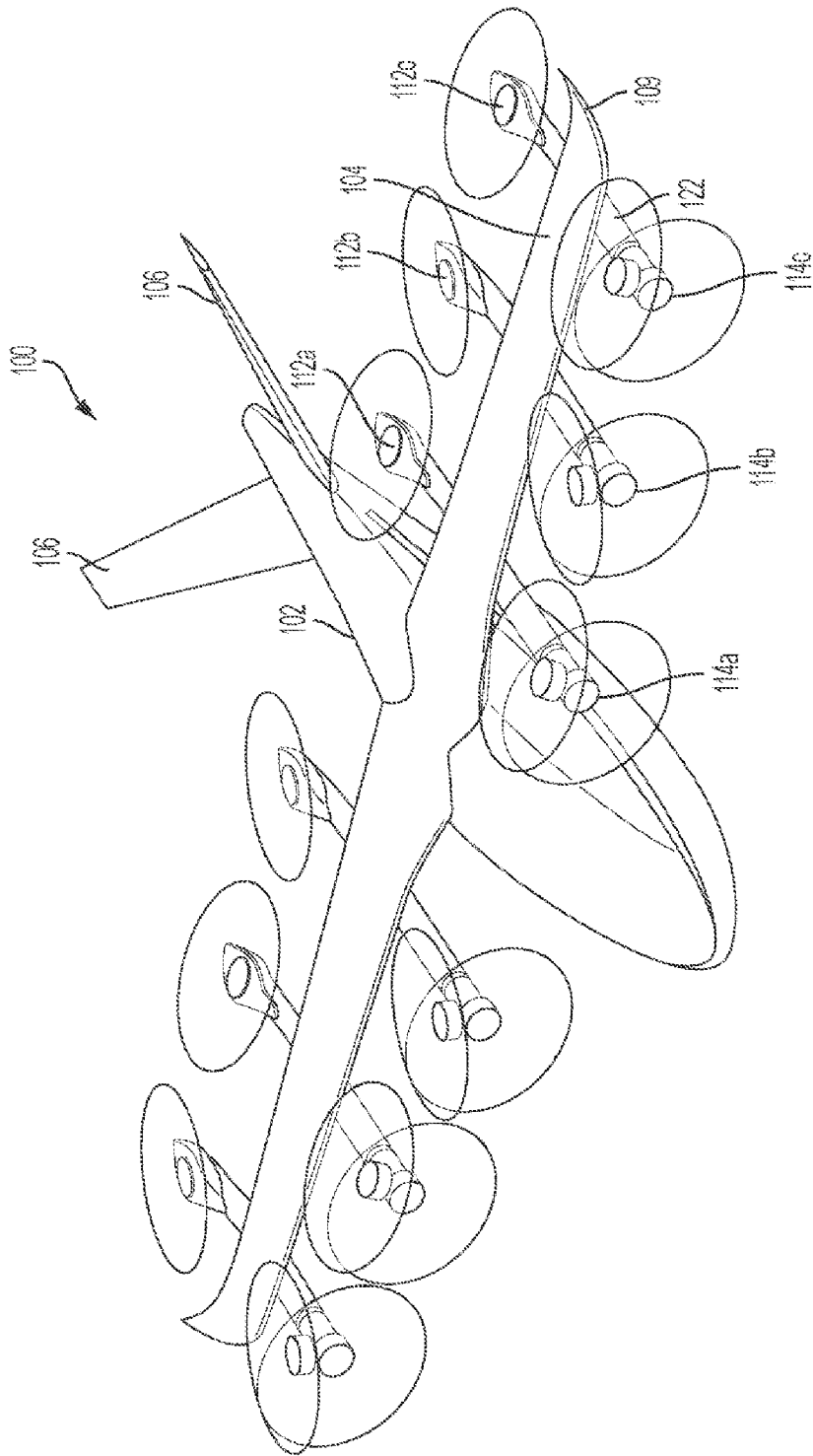


FIG. 3

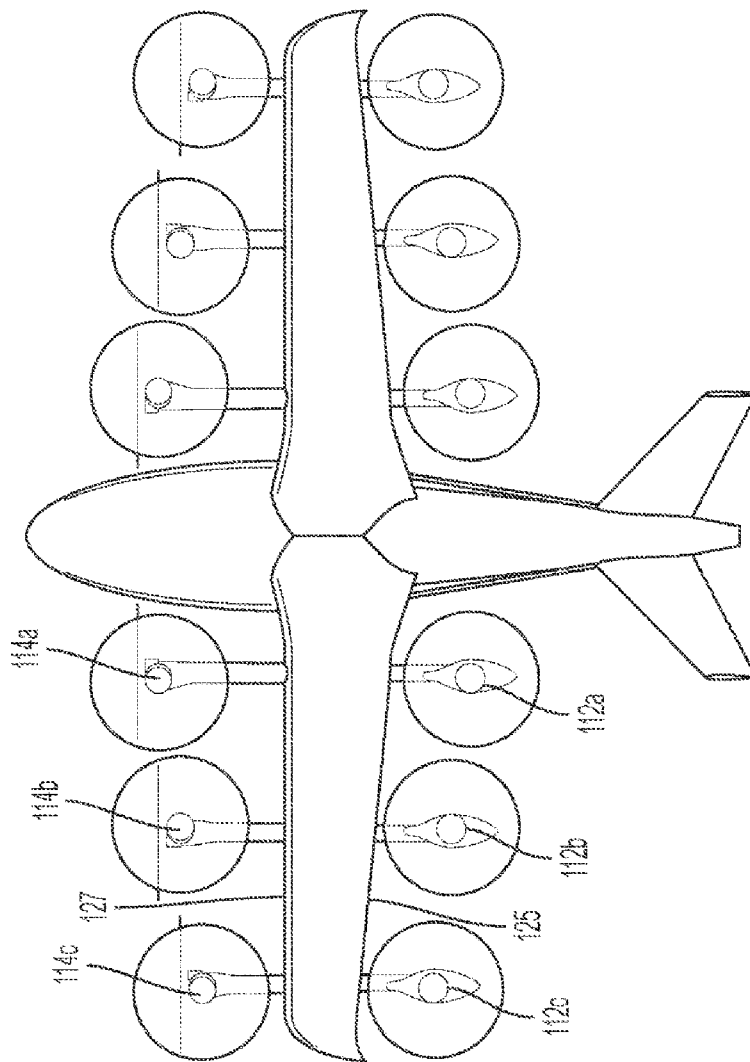


FIG. 4

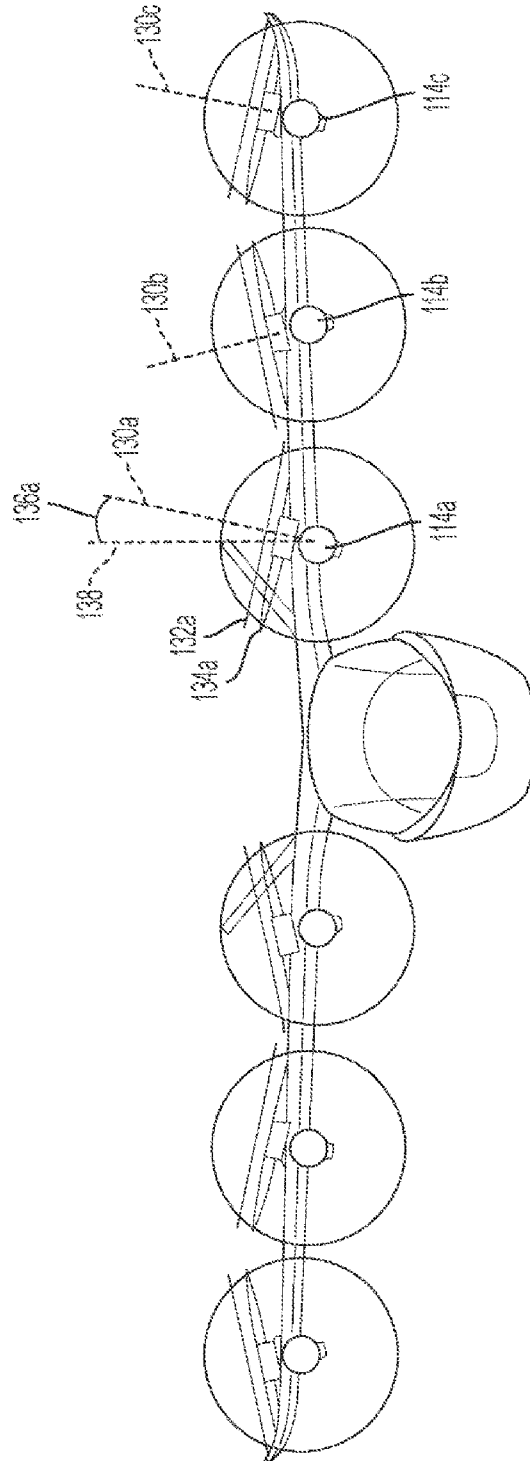


FIG. 5

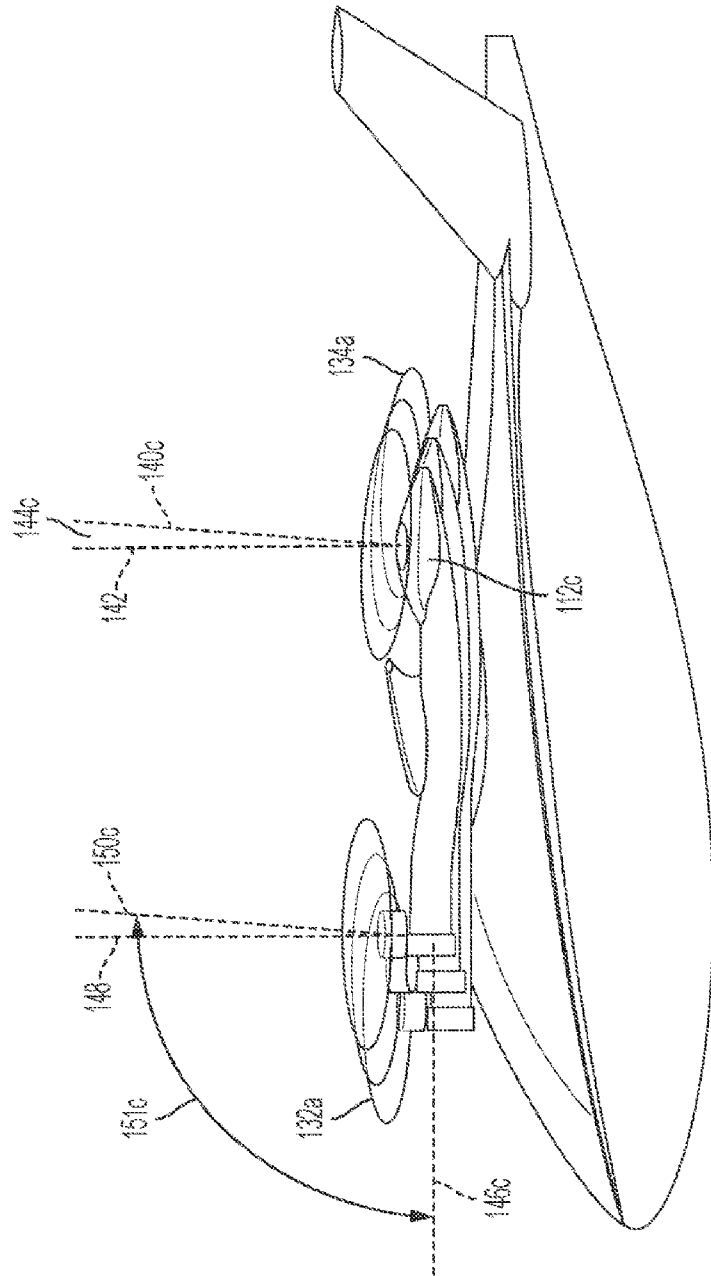


FIG. 6

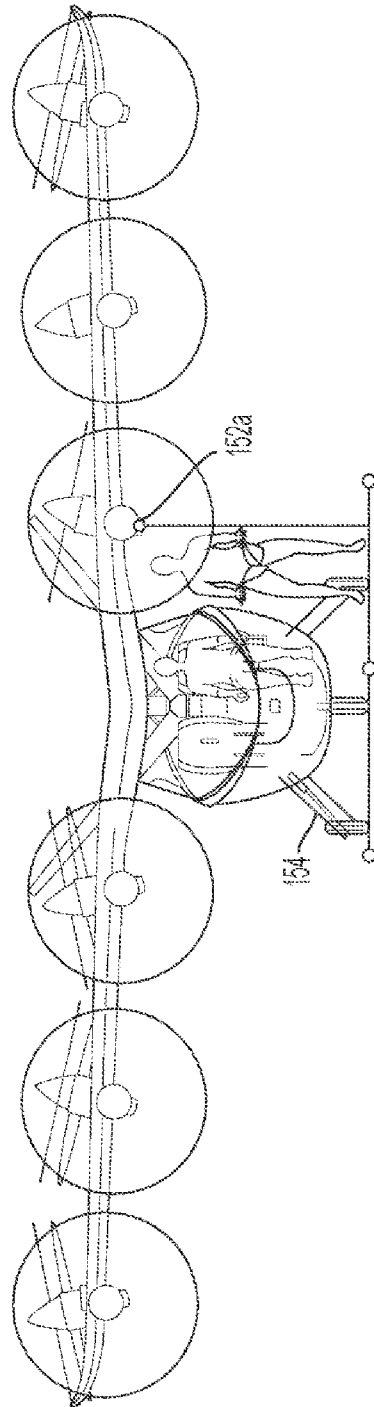


FIG. 7

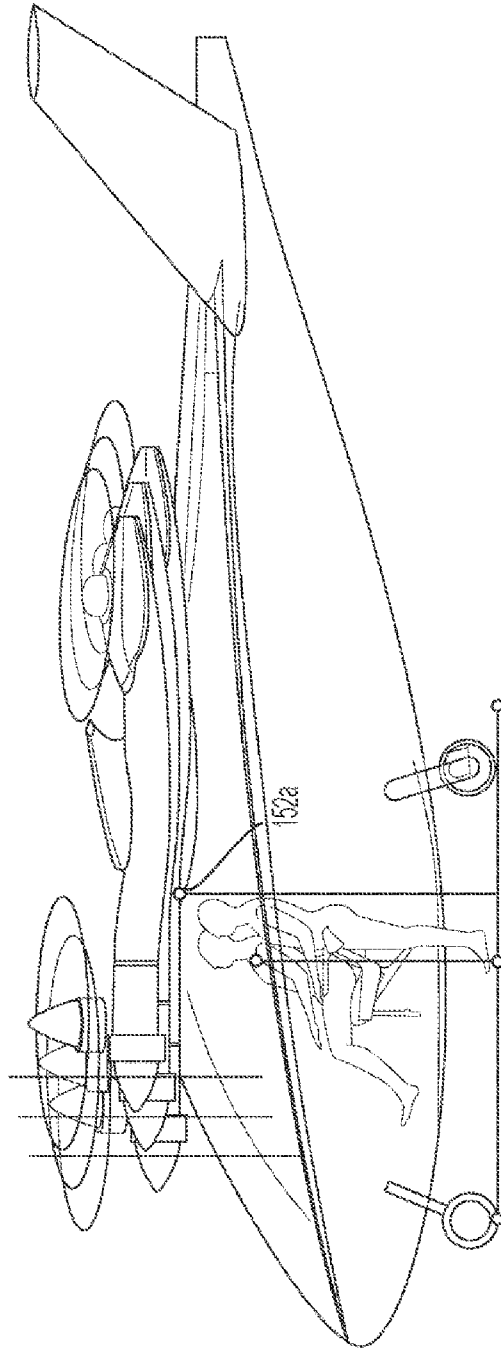


FIG. 8