

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 537 182**

51 Int. Cl.:

B64B 1/14 (2006.01)

B64B 1/20 (2006.01)

B64B 1/22 (2006.01)

B64B 1/68 (2006.01)

B64B 1/06 (2006.01)

B64B 1/12 (2006.01)

B64B 1/34 (2006.01)

B64B 1/60 (2006.01)

B64C 25/32 (2006.01)

B64C 25/56 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **26.03.2012 E 12712835 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.02.2015 EP 2691295**

54 Título: **Aeronave que incluye estructuras aerodinámicas**

30 Prioridad:

31.03.2011 US 201161470025 P

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

03.06.2015

73 Titular/es:

**LTA CORPORATION (100.0%)
Goelet LLC 425 Park Avenue
New York, NY 10022, US**

72 Inventor/es:

GOELET, JOHN

74 Agente/Representante:

LAZCANO GAINZA, Jesús

ES 2 537 182 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 que incluye estructuras aerodinámicas.

Prioridad

5 Esta solicitud reivindica el beneficio de la prioridad de la Solicitud Provisional Estadounidense No. 61/470,025, presentada en marzo 31, 2011, titulada "AERONAVE QUE INCLUYE ESTRUCTURAS AERODINÁMICAS, DE FLOTACIÓN, Y DESPLEGABLES"

Campo de la invención

La presente descripción se dirige a una aeronave y características de la misma.

Antecedentes

10 La presente invención se relaciona con una aeronave que incluye estructuras aerodinámicas, de flotación y desplegables. Cada una de la Patente Estadounidense No. 7,866,601, que se considera es la técnica anterior más cercana, publicada en febrero 11, 2011, Solicitud de Patente Estadounidense No. 12/957,989, presentada en diciembre 1, 2010, Solicitud de Patente Estadounidense No. 12/222,355, presentada en agosto 7, 2008, Patente Estadounidense No. D583, 294, publicada en diciembre 23, 2008, Patente de Diseño Estadounidense No. 29/366,163, presentada en julio 20, 2010, y Solicitud de Patente Provisional Estadounidense No. 61/366,125, presentada en julio 20, 2010 describe la materia objeto relacionada con la presente invención.

20 Las aeronaves aerostáticas más ligeras que el aire han tenido uso sustancial desde 1783 luego del primer vuelo tripulado exitosamente del globo aerostático de los hermanos Montgolfier. Se han hecho numerosas mejoras desde ese momento, pero el diseño y concepto de los globos aerostáticos tripulados permanece sustancialmente similar. Dichos diseños pueden incluir una góndola para llevar un piloto y pasajeros, un dispositivo de calefacción (por ejemplo, un soplete de propano), y una envoltura grande o bolsa fijada a la góndola y configurada para ser llenada con aire. El piloto luego puede utilizar el dispositivo de calefacción para calentar el aire hasta que las fuerzas de flotación aerostáticas ejerzan suficiente fuerza en la envoltura para levantar un globo y una góndola. La navegación de dicha aeronave ha probado ser difícil, principalmente debido a las corrientes de viento y carece de unidades de propulsión para dirigir el globo.

30 Para mejorar el concepto del vuelo más liviano que el aire, algunas aeronaves más ligeras que el aire han evolucionado para incluir unidades de propulsión, instrumentos de navegación, y controles de vuelo. Dichas adiciones le pueden permitir al piloto de dicha aeronave dirigir el empuje de las unidades de propulsión en dicha dirección con el fin de provocar que la aeronave proceda según se desee. Las aeronaves que utilizan unidades de propulsión e instrumentos de navegación no utilizan normalmente aire caliente como un gas de elevación (aunque se puede utilizar aire caliente), muchos pilotos en cambio prefieren gases de elevación más livianos que el aire tales como hidrógeno y helio. Estas aeronaves también pueden incluir una envoltura para retener el gas más liviano que el aire, un área de tripulación, y un área de carga, entre otras cosas. Las aeronaves son normalmente aerodinámicas en una forma similar a dirigible o zepelín, que, mientras que proporciona arrastre reducido, puede someter a la aeronave a efectos aeronáuticos adversos (por ejemplo, orientación con relación a la corriente, también conocida como orientación con relación al viento).

40 Las aeronaves diferentes a globos aerostáticos tradicionales se pueden dividir en diversas clases de construcción: del tipo rígido, semi-rígido, no rígido, e híbrido. Las aeronaves rígidas normalmente poseen estructuras rígidas que contienen múltiples celdas o globos con gas no presurizado para proporcionar elevación. Dichas aeronaves no dependen de manera general de la presión interna de las celdas de gas para mantener su forma. Las aeronaves semi-rígidas utilizan generalmente alguna presión dentro de una envoltura de gas para mantener su forma, pero también pueden tener estructuras a lo largo de una parte inferior de la envoltura para los propósitos de distribuir las cargas de suspensión dentro de la envoltura y para permitir presiones de envoltura inferiores, entre otras cosas. Las aeronaves rígidas utilizan normalmente exceso de nivel de presión de la presión del aire circundante con el propósito de retener su forma y cualquier carga asociada con dispositivos que llevan carga que están soportados por la envoltura de gas y telas asociadas. El dirigible de uso común es un ejemplo de una aeronave no rígida.

50 Las aeronaves híbridas pueden incorporar elementos de otros tipos de aeronaves, tales como una estructura de cargas de soporte y una envoltura que utiliza presión asociada con un gas de elevación para mantener su forma. Las aeronaves híbridas también pueden combinar características de aeronaves más pesadas que el aire (por ejemplo, aviones y helicópteros) y tecnología más ligera que el aire para generar estabilidad y elevación adicional. Cabe notar que muchas aeronaves, cuando se cargan completamente con carga y combustible, pueden ser más pesadas que el aire y de esta forma pueden utilizar su sistema de propulsión y forma para generar elevación aerodinámica necesaria para permanecer en el aire. Sin embargo, en el caso de una aeronave híbrida, el peso de la aeronave y la carga se pueden compensar sustancialmente por la elevación generada por fuerzas asociadas con un gas de elevación tal como, por ejemplo, helio. Estas fuerzas se pueden ejercer sobre la envoltura, mientras que la elevación complementaria puede resultar de fuerzas de elevación aerodinámicas asociadas con el casco.

5 Una fuerza de elevación (es decir, flotación) asociada con un gas más liviano que el aire puede depender de diversos factores, que incluyen temperatura y presión ambiente, entre otras cosas. Por ejemplo, a nivel del mar, aproximadamente un metro cúbico de helio puede balancear aproximadamente una masa de un kilogramo. Por lo tanto, una aeronave puede incluir una envoltura correspondientemente grande con la cual se mantiene suficiente gas de elevación para levantar la masa de la aeronave. Las aeronaves configuradas para levantar carga pesada pueden utilizar una envoltura de un tamaño según se desee para la carga que se va a levantar.

10 El diseño de casco y aerodinámica de aeronaves puede proporcionar elevación adicional una vez la aeronave está en marcha, sin embargo, aeronaves aerodinámicas previamente diseñadas, en particular, pueden experimentar efectos adversos en función de fuerzas aerodinámicas en razón a dichos diseños de casco. Por ejemplo, una de dichas fuerzas puede ser de orientación con relación al viento, que puede ser provocada por vientos ambiente que actúan en diversas superficies de la aeronave. El término "orientación con relación al viento" se deriva de la acción de una veleta, que gira alrededor de un eje vertical y siempre se alinea con dirección del viento. La orientación con relación al viento puede ser un efecto indeseable que puede provocar que las aeronaves experimenten cambios de rumbo importantes en función de una velocidad asociada con el viento. Dicho efecto puede resultar por lo tanto en velocidades terrestres menores y consumo de energía adicional durante el recorrido. Las aeronaves más ligeras que el aire pueden ser particularmente susceptibles a orientación con relación al viento y, por lo tanto, puede ser deseable diseñar una aeronave más ligera que el aire para minimizar el efecto de dichas fuerzas.

20 De otra parte, las aeronaves tienen una forma de casco con una longitud que es similar al ancho que puede exhibir estabilidad reducida, particularmente a velocidades más rápidas. De acuerdo con lo anterior, la relación de aspecto de longitud a ancho (longitud:ancho) de una aeronave se puede seleccionar de acuerdo con el uso pretendido de la aeronave.

25 El aterrizaje y aseguramiento de la aeronave más ligera que el aire también puede presentar problemas únicos en función de la susceptibilidad a las fuerzas aerodinámicas adversas. Aunque muchas aeronaves más ligeras que el aire pueden realizar maniobras "despegue y aterrizaje vertical" (VTOL), una vez dicha aeronave alcanza un punto cerca a la tierra, una fase de aterrizaje final puede implicar acceso listo para una tripulación en tierra (por ejemplo, varias personas) y/o un aparato de acoplamiento para vincular o de otra forma asegurar la aeronave a tierra. Sin acceso a dichos elementos, la aeronave puede ser arrastrada lejos por corrientes aéreas u otras fuerzas no controlables mientras que el piloto de la aeronave intenta salir y manejar la fase de aterrizaje final. Por lo tanto, los sistemas y métodos permiten aterrizaje y puede ser deseable asegurar una aeronave por uno o más pilotos.

30 Adicionalmente, las aeronaves pueden incluir compartimientos de pasajeros y/o carga, normalmente suspendidos por debajo del casco de la aeronave. Sin embargo, dicha colocación de un compartimiento de pasajero/carga puede tener un efecto adverso en las capacidades aerodinámicas y, posteriormente, de desempeño de la aeronave. Por ejemplo, un compartimiento montado externamente aumenta el arrastre en ambas direcciones longitudinal y de puerto-derecha, requiriendo así más energía para propulsar la aeronave, y hacer la aeronave más sensible a vientos cruzados. Adicionalmente, en razón a que un compartimiento montado externamente está normalmente en la parte inferior de la aeronave, el compartimiento se compensa desde el centro vertical de la aeronave y, por lo tanto, puede conducir a inestabilidad como arrastre agregado debido a que el compartimiento está en la forma de fuerzas aplicadas sustancialmente tangenciales al casco externo de la aeronave, provocando momentos que tienden a hacer torcer y/o girar la aeronave en forma indeseable. Dichos momentos adversos requieren medidas de estabilización que se toman, normalmente en la forma de dispositivos de propulsión y/o elementos de estabilización (por ejemplo, alas). Sin embargo, los dispositivos de propulsión requieren energía, y elementos de estabilización, mientras proporcionan estabilidad en una dirección, puede provocar inestabilidad en otra dirección. Por ejemplo, un estabilizador verticalmente orientado puede proporcionar estabilidad lateral pero puede provocar aumento de arrastre delantero-posterior, y también puede hacer a la aeronave más susceptible a vientos cruzados. Sería ventajoso tener una aeronave con una configuración que pueda llevar pasajeros/carga pero que no provoque efectos adversos normalmente asociados con compartimientos montados externamente y/o estabilizadores mencionados anteriormente.

45 Adicionalmente, puede ser deseable aterrizar una aeronave sobre agua. Sin embargo, los pontones montados externamente pueden exhibir exceso de arrastre, posiblemente provocando inestabilidad. De acuerdo con lo anterior sería ventajoso tener una aeronave con estructuras de flotación que no provoquen dicho exceso de arrastre.

50 Adicionalmente, puede ser deseable ser capaz de desplegar diversos tipos de aparatos industriales desde una aeronave. Sin embargo, como se indicó anteriormente, cualquier aparato externamente montado puede provocar exceso de arrastre, y de esta manera, inestabilidad. Por lo tanto, sería ventajoso tener una aeronave con aparatos desplegables que no provoquen exceso de arrastre como tal.

55 La presente descripción se relaciona con el tratamiento uno o más de los objetivos discutidos anteriormente utilizando diversas realizaciones de ejemplo de una aeronave.

Resumen

- 5 En un aspecto de ejemplo, la presente descripción se dirige a una aeronave. La aeronave incluye un casco configurado para que contenga un gas, por lo menos un montaje de propulsión acoplado al casco y que incluye un dispositivo de propulsión, y por lo menos un componente aerodinámico que incluye una pluralidad de estructuras de carenado que incluye una o más aletas anteriores, en donde por lo menos un componente aerodinámico se asocia con el casco y se configura para dirigir el flujo de aire alrededor de la aeronave.
- 10 En otro aspecto de ejemplo no reivindicado, la presente descripción se dirige a una aeronave. La aeronave incluye un casco configurado para que contenga un gas, por lo menos un montaje de propulsión acoplado al casco y que incluye un dispositivo de propulsión, y por lo menos una estructura de flotación configurada para soportar la aeronave durante un acuatizaje.
- 15 En un aspecto de ejemplo adicional no reivindicado, la presente descripción se dirige a una aeronave. La aeronave incluye un casco configurado para que contenga un gas, por lo menos un montaje de propulsión acoplado al casco y que incluye un dispositivo de propulsión, y por lo menos un aparato desplegable alojado dentro del casco y desplegable del casco para operación no relacionada con el control de vuelo o aterrizaje de la aeronave.
- 15 Breve descripción de los dibujos
- La Figura 1 ilustra una aeronave que incluye componentes aerodinámicos de acuerdo con una realización de ejemplo descrita;
- La Figura 2 ilustra una estructura de soporte de ejemplo de la aeronave descrita;
- La Figura 3 ilustra un material de casco de ejemplo descrito de la aeronave descrita;
- 20 La Figura 4 ilustra una realización de ejemplo de la aeronave descrita que tiene una forma de esfera sustancialmente achatada, en donde la relación de aspecto entre la longitud del casco al ancho del casco es 1 a 1 (1:1);
- La Figura 5 ilustra una realización de ejemplo de la aeronave descrita que tiene una forma de esfera sustancialmente achatada, en donde la relación de aspecto entre la longitud del casco al ancho del casco es 4:3;
- 25 La Figura 6 ilustra una realización de ejemplo de la aeronave descrita que tiene una forma de esfera sustancialmente achatada, en donde la relación de aspecto entre la longitud del casco al ancho del casco es 3:2;
- La Figura 7 ilustra una realización de ejemplo de la aeronave descrita que tiene una forma de esfera sustancialmente achatada, en donde la relación de aspecto entre la longitud del casco al ancho del casco es 2:1;
- La Figura 8 ilustra una estructura de soporte de cabina de ejemplo y montaje del tren de aterrizaje delantero;
- La Figura 9 ilustra un ensamble de propulsión de ejemplo y ensamble de montaje;
- 30 La Figura 10 ilustra una vista inferior de la aeronave descrita, que muestra una disposición de ejemplo de montajes de propulsión;
- La Figura 11 ilustra una vista inferior de la aeronave descrita, que muestra otra disposición de ejemplo de montajes de propulsión;
- La Figura 12A ilustra un sistema de suministro de energía de ejemplo;
- 35 La Figura 12B ilustra una realización de aeronave descrita de ejemplo que tiene una realización de ejemplo de un dispositivo que convierte la energía solar;
- La Figura 13A ilustra una vista en sección de una realización de aeronave descrita de ejemplo que tiene compartimientos de carga, en donde un sistema de transporte se despliega desde los compartimientos de carga;
- 40 La Figura 13B ilustra una vista en sección de otra realización de aeronave en donde los compartimientos de carga, por sí mismos, se despliegan;
- La Figura 14 ilustra una vista en sección de una realización de aeronave de ejemplo que muestra una pluralidad de cámaras de aire internas;
- Las Figuras 15A-15D ilustran características de ejemplo de un montaje de empenaje;
- 45 La Figura 16 ilustra una vista de sección transversal parcial de una realización de aeronave de ejemplo que tiene tren de aterrizaje delantero que se puede desplegar con un compartimiento de pasajeros;

La Figura 17 ilustra una realización de ejemplo de una aeronave que tiene componentes aerodinámicos montados en la parte inferior;

La Figura 18 es una vista posterior de una aeronave que tiene un componente aerodinámico que abarca el ancho completo de la parte superior de la aeronave;

5 La Figura 19 es una realización de ejemplo de una aeronave que tiene estructuras aerodinámicas que no sobresalen de la envoltura del casco de la aeronave;

La Figura 20 es una realización de aeronave de ejemplo que tiene componentes aerodinámicos superpuestos;

La Figura 21 es una realización de aeronave de ejemplo en donde las estructuras de carenado del componente aerodinámico se orientan diagonalmente;

10 La Figura 22 es una vista en sección transversal de una realización de aeronave de ejemplo que tiene componentes aerodinámicos configurados para producir elevación aerodinámica durante el vuelo;

La Figura 23 es una vista en sección de otra realización de ejemplo de una aeronave que tiene múltiples componentes aerodinámicos;

15 La Figura 24 es una vista posterior de otra realización de ejemplo de una aeronave que tiene múltiples componentes aerodinámicos;

La Figura 25 es una realización de aeronave de ejemplo no reivindicada que tiene estructuras de flotación;

La Figura 26 es otra realización de aeronave de ejemplo no reivindicada que tiene estructuras de flotación;

Las Figuras 27 y 28 son realizaciones de aeronave de ejemplo no reivindicadas que tienen estructuras de flotación desplegables;

20 La Figura 29 es una realización de aeronave de ejemplo no reivindicada que tiene un aparato desplegable; y

La Figura 30 es un diagrama de bloques de una realización de ejemplo no reivindicada de un ordenador configurado para controlar diversos aspectos de la aeronave descrita.

Descripción detallada de la invención

25 Ahora se hará referencia en detalle a los dibujos. Siempre que sea posible, se utilizarán los mismos números de referencia a lo largo de los dibujos para referirse a las mismas partes o partes similares.

30 Las figuras que acompañan describen realizaciones de ejemplo de una aeronave 10. La aeronave 10 se puede configurar para VTOL así como también navegación en tres dimensiones (por ejemplo, planos X, Y, y Z). Como se muestra en la Figura 1, por ejemplo, la aeronave 10 puede incluir un casco 12 configurado para que contenga un gas. La aeronave 10 también puede incluir un montaje de empenaje 25 acoplado a la aeronave 10, por lo menos un montaje de propulsión 31 acoplado a la aeronave 10, un sistema de suministro de energía 1000 para suministrar energía al montaje de propulsión 31 (véase Figura 12A), y un sistema de carga 1100 para llevar pasajeros y/o carga (véase, *por ejemplo*, Figuras 13A y 13B). Alternativamente, o adicionalmente, en algunas realizaciones la aeronave 10 puede incluir uno o más componentes aerodinámicos 2000 (véase, *por ejemplo*, Figura 1), y una o más estructuras de flotación 4000 (véase, *por ejemplo*, Figura 25). Adicionalmente, en algunas realizaciones, la aeronave 10 puede incluir un aparato desplegable 5000 (véase, *por ejemplo*, Figura 29).

40 A través de esta discusión de las diversas realizaciones, los términos “frontal” y/o “delantero” se utilizarán para referirse a áreas dentro de una sección de aeronave 10 más cerca al recorrido hacia adelante, y el término “trasero” y/o “posterior” se utilizará para referirse a áreas dentro de una sección de aeronave 10 más cerca a la dirección opuesta del recorrido. Más aún, el término “cola” se utilizara para referirse al punto más atrás asociado con el casco 12, mientras que el término “nariz” se utilizará para referirse al punto más hacia adelante dentro de la sección frontal del casco 12.

45 Las figuras que acompañan ilustran varios ejes con relación a la aeronave de ejemplo 10 para propósitos de referencia. Por ejemplo, como se muestra en la Figura 1, la aeronave 10 puede incluir un eje de balance 5, un eje de cabeceo 6, y un eje de guiñada 7. El eje de balance 5 de la aeronave 10 puede corresponder con una línea imaginaria que corre a través del casco 12 en una dirección desde, por ejemplo, la cola hasta la nariz de la aeronave 10. El eje de guiñada 7 de la aeronave 10 puede ser un eje central, vertical que corresponde con una línea imaginaria que corre perpendicular al eje de balance 5 a través del casco 12 en una dirección desde, por ejemplo, una superficie inferior del casco 12 hasta una superficie superior del casco 12. El eje de cabeceo 6 puede corresponder a una línea imaginaria que corre perpendicular a los ejes de balance y de guiñada, de tal manera que el eje de cabeceo 6 corre a través del casco 12 desde un lado de la aeronave 10 hasta el otro lado de la aeronave 10, como se muestra en la Figura 1. El “eje de

balance” y “eje X” o “eje longitudinal”; “eje de cabeceo” y “eje Y”, y “eje de guiñada” y “eje Z” se pueden utilizar intercambiabilmente a través de esta discusión para referirse a los varios ejes asociados con la aeronave 10. Un experto común en la técnica reconocerá que los términos descritos en este párrafo son solo de ejemplo y no pretenden ser limitantes.

5 Casco

El casco 12 puede incluir una estructura de soporte 20 (véase Figura 2), y una o más capas de material 14 que cubren sustancialmente la estructura de soporte 20 (véase Figura 3). En algunas realizaciones, la aeronave 10 puede ser una aeronave “rígida”. Como se utiliza aquí, el término “aeronave rígida” se referirá a una aeronave que tiene una estructura rígida, y que contiene una o más cámaras de aire o celdas de gas no presurizadas para proporcionar elevación, en donde el casco de la aeronave no depende de la presión interna de las celdas de gas para mantener su forma.

La Figura 2 ilustra una estructura de soporte de ejemplo 20 de acuerdo con algunas realizaciones de la presente descripción. Por ejemplo, la estructura de soporte 20 se puede configurar para definir una forma asociada con la aeronave 10, mientras que proporciona soporte a numerosos sistemas asociados con la aeronave 10. Dichos sistemas pueden incluir, por ejemplo, el casco 12, montajes de propulsión 31, sistema de suministro de energía 1000, y/o sistema de carga 1100. Como se muestra en la Figura 2, la estructura de soporte 20 se puede definir mediante uno o más elementos de estructura 22 interconectados para conformar una forma deseada. Por ejemplo, la aeronave 10 puede incluir una viga periférica sustancialmente circular, ovoide, elíptica, o de otra forma oblonga, (por ejemplo, un aro de quilla 120). El aro de quilla 120 puede incluir una o más secciones de estructura con un radio definido de curvatura que se pueden fijar a otras para formar el aro de quilla 120 de un radio o forma alargada y tamaño deseados. En algunas realizaciones, el aro de quilla 120 puede tener un diámetro de, por ejemplo, aproximadamente 21 metros. En realizaciones oblongas, el aro de quilla 120 puede tener tamaño similar. La estructura de soporte 20 también puede incluir un elemento de estructura longitudinal 124 configurado para extenderse en una dirección longitudinal desde una parte delantera del aro de quilla 120 hasta una parte posterior del aro de quilla 120.

Para maximizar una capacidad de elevación asociada con la aeronave 10, es deseable diseñar y fabricar la estructura de soporte 20 de tal manera que el peso asociado con la estructura de soporte 20 se minimiza mientras que la fuerza, y por lo tanto la resistencia a las fuerzas aerodinámicas, por ejemplo, se maximiza. En otras palabras, maximizar una relación de fuerza a peso asociada con la estructura de soporte 20 puede proporcionar una configuración más deseable para la aeronave 10. Por ejemplo, uno o más de los elementos de estructura 22 se pueden construir a partir de materiales de peso liviano, pero muy resistentes, que incluyen, por ejemplo, un material sustancialmente en función de carbono (por ejemplo, fibra de carbono) y/o aluminio, entre otras cosas.

El casco 12 se puede configurar para retener un volumen de gas más liviano que el aire. En algunas realizaciones, el casco 12 puede incluir por lo menos una envoltura 282 cosida o de otra forma ensamblada de tela o material configurado para retener un gas más liviano que el aire, como se muestra en la Figura 3. La envoltura 282 se puede fabricar de materiales que incluyen, por ejemplo, plástico aluminizado, poliuretano, poliéster, látex laminado, mylar, y/o cualquier otro material adecuado para retener un gas más liviano que el aire.

Los gases de elevación más livianos que el aire para uso dentro de la envoltura 282 del casco 12 pueden incluir, por ejemplo, helio, hidrógeno, metano, y amoníaco, entre otros. La fuerza de elevación potencial de un gas más liviano que el aire puede depender de la densidad del gas con relación a la densidad del aire circundante u otro fluido (por ejemplo, agua). Por ejemplo, la densidad del helio a 0 grados Celsius y 101,325 kilo-Pascales puede ser aproximadamente 0,1786 gramos/litro, mientras que la densidad de aire a 0 grados C y 101,325 kilo-Pascales puede ser aproximadamente 1,29 g/L. Ignorando el peso de una envoltura de retención, la ecuación (1) adelante ilustra una fórmula simplificada para calcular una fuerza de flotación, Fflotación, en función del volumen de un gas más liviano que el aire, en donde Df es una densidad asociada con un fluido ambiente, Dlta es una densidad asociada con el gas más liviano que el aire, gc es la constante de gravedad, y V es el volumen de gas más liviano que el aire.

45
$$F_{\text{flotación}} = (D_f - D_{lta}) * g_c * V \quad (1)$$

Simplificando la ecuación en función de un volumen de helio suspendido dentro del aire a 0 grados C y 101,325 kilo-Pascales, se puede determinar una fuerza de flotación que es aproximadamente $F_{\text{flotación}} / g_c = 1,11$ gramos por litro (es decir, aproximadamente 1 kg por metro cúbico de helio). Por lo tanto, en función del gas más liviano que el aire seleccionado, un volumen interno de la primera envoltura asociada con el casco 12 se puede seleccionar de tal manera que una cantidad deseada de fuerza de elevación se genera por un volumen de gas más liviano que el aire. Se puede utilizar la ecuación (2) adelante para calcular dicho volumen deseado de elevación aerostática, teniendo en cuenta la masa, M, de la aeronave 10.

50
$$V > M / (D_f - D_{lta}) \quad (2)$$

Adicionalmente, en algunas realizaciones, el casco 12 se puede formar de un material de auto-sellado. Una o más capas del casco 12 se pueden seleccionar de un material de auto-sellado conocido, por ejemplo, una sustancia viscosa.

5 El casco 12 de la aeronave 10 puede tener una forma tridimensional que se selecciona de acuerdo con la funcionalidad y uso pretendido de la aeronave. Los factores que se pueden considerar para seleccionar la forma de una aeronave pueden incluir el tamaño, el peso, y/o colocación de la carga útil prevista, velocidad de recorrido, rango, longevidad, maniobrabilidad, etc. De acuerdo con estos y otros factores, una serie de variables de diseño, muchos tienen una influencia sobre la forma del casco, se pueden considerar y equilibrar para llegar a una forma de casco. Dichas variables pueden incluir, por ejemplo, volumen/capacidad del gas más liviano que el aire, coeficiente de arrastre (que incluye arrastre frontal, lateral, y vertical), peso, estabilidad, etc.

10 En algunas realizaciones, el casco 12 de la aeronave 10 puede tener forma "lenticular", es decir, una esfera sustancialmente achatada que tiene una longitud, un ancho, y una altura, en donde la longitud y el ancho tienen aproximadamente la misma dimensión. (Véase Figura 4.) Por ejemplo, las dimensiones de una forma de esfera achatada pueden ser descritas aproximadamente por la representación $A = B > C$, en donde A es una dimensión de longitud (por ejemplo, a lo largo del eje de balance 5); B es una dimensión de ancho (por ejemplo, a lo largo del eje de cabeceo 6); y C es una dimensión de altura (por ejemplo, a lo largo del eje de guiñada 7) de un objeto. En otras palabras, una esfera achatada puede tener una plataforma aparentemente circular con una altura (por ejemplo, un diámetro polar) menor que el diámetro de la plataforma circular (por ejemplo, un diámetro ecuatorial). Por ejemplo, de acuerdo con algunas realizaciones, el casco 12 puede incluir dimensiones como sigue: A = 21 metros; B = 21 metros; y C = 7 metros.

20 En otras realizaciones, el casco 12 de la aeronave 10 puede ser sustancialmente oblongo. Es decir, el casco 12 puede tener una longitud, un ancho, y una altura, en donde una relación de aspecto entre la longitud y el ancho es mayor que 1 a 1 (1:1). Por ejemplo, en algunas realizaciones la relación de aspecto de la longitud del casco al ancho del casco puede estar entre aproximadamente 4:3 y 2:1. Particularmente, en algunas realizaciones, la relación de aspecto puede ser aproximadamente 4:3, como se muestra en la Figura 5. En otras realizaciones, la relación de aspecto puede ser aproximadamente 3:2, como se muestra en la Figura 6. En todavía otras realizaciones, la relación de aspecto puede ser aproximadamente 2:1, como se muestra en la Figura 7.

25 Además de la elevación aerostática generada por la retención de un gas más liviano que el aire, el casco 12 se puede configurar para generar por lo menos algo de elevación aerodinámica cuando se pone en un flujo de aire (por ejemplo, la aeronave 10 en movimiento y/o el viento se mueve alrededor del casco 12) en función de la forma aerodinámica del casco 12 y/o sobre un ángulo de ataque asociado y la velocidad del flujo de aire con relación a la aeronave 10.

30 Como se muestra en la Figura 8, la estructura de soporte 20 puede incluir uno o más elementos de estructura que comprende un chasis 705. En algunas realizaciones, el chasis 705 puede ser parte del sistema de carga 1100, por ejemplo, como parte de una cabina. En otras realizaciones, el chasis 705 puede estar integrado con el casco 12 independiente del sistema de carga 1100. El chasis 705 puede incluir materiales de una alta relación resistencia a peso que incluyen, por ejemplo, fibra de aluminio y/o carbono. En algunas realizaciones, uno o más elementos de estructura de chasis 705 se pueden construir sustancialmente tubulares y pueden incluir un compuesto de fibra de carbono/resina e intercalado de panales de carbono. El intercalado de panales de carbono puede incluir un material del tipo espuma de carbono. En dichas realizaciones, los elementos individuales de estructura se pueden fabricar en una forma y tamaño apropiado para el montaje del chasis 705. Dicha construcción puede conducir a una relación de resistencia a peso adecuada para el chasis 705 como se desea para un propósito particular de la aeronave 10. Un experto común en la técnica reconocerá que el chasis 705 se puede construir en numerosas configuraciones sin apartarse del alcance de la presente descripción. La configuración del chasis 705 mostrado en la Figura 8 es únicamente de ejemplo.

Montajes de Propulsión

45 La Figura 9 ilustra una realización de ejemplo de los montajes de propulsión 31. Por ejemplo, como se muestra en la Figura 9, los montajes de propulsión 31 pueden incluir una fuente de energía 410, un dispositivo de propulsión (tal como unidad de conversión de energía 415), y una de bancada de unidad de propulsión 430. La fuente de energía 410 se puede acoplar operativamente a y configurar para dirigir la unidad de conversión de energía 415. La fuente de energía 410 puede incluir, por ejemplo, motores eléctricos, motores de combustible líquido, motores de turbina de gas, y/o cualquier fuente de energía adecuada configurada para generar energía rotacional. La fuente de energía 410 puede incluir adicionalmente motores del tipo de velocidad variable y/o reversible que pueden correr en cualquier dirección (por ejemplo, giran en sentido horario o contra horario) y/o en varias velocidades rotacionales en función de las señales de control (por ejemplo, señales de ordenador 600 (por ejemplo, como se muestra en la Figura 30)). La fuente de energía 410 puede ser energizada por baterías, energía solar, gasolina, combustible diesel, gas natural, metano, y/o cualquier otra fuente de combustible adecuada.

55 Como se muestra en la Figura 9, cada montaje de propulsión 31 puede incluir una unidad de conversión de energía 415 configurada para convertir la energía rotacional de la fuente de energía 410 en una fuerza de empuje adecuada para actuar sobre la aeronave 10. Por ejemplo, la unidad de conversión de energía 415 puede incluir un dispositivo de propulsión, tal como una superficie aerodinámica u otro dispositivo que, cuando gira, puede generar un flujo de aire o empuje. Por ejemplo, la unidad de conversión de energía 415 se puede disponer como un ventilador axial (por ejemplo, una hélice, como se muestra en la Figura 9), un ventilador centrífugo, y/o un ventilador tangencial. Dichas disposiciones de ventilador de ejemplo pueden ser adecuadas para transformar la energía rotacional producida por la fuente de

energía 410 dentro de una fuerza de empuje útil para manipular la aeronave 10. Un experto común en la técnica reconocerá que se pueden utilizar numerosas configuraciones sin apartarse del alcance de la presente descripción.

La unidad de conversión de energía 415 puede ser ajustable de tal manera que un ángulo de ataque de la unidad de conversión de energía 415 se puede modificar. Esto puede permitir la modificación para dirección e intensidad de empuje con función en el ángulo de ataque asociado con la unidad de conversión de energía 415. Por ejemplo, cuando la unidad de conversión de energía 415 se configura como una superficie aerodinámica ajustable (por ejemplo, hélices de paso variable), la unidad de conversión de energía 415 se puede hacer girar a través de 90 grados para llevar a cabo una reversión de empuje completa. La unidad de conversión de energía 415 se puede configurar con, por ejemplo, aspas, puertos, y/u otros dispositivos, de tal manera que un empuje generado por la unidad de conversión de energía 415 se puede modificar y dirigir en una dirección deseada. Alternativamente (o adicionalmente), la dirección de empuje asociada con la unidad de conversión de energía 415 se puede llevar a cabo por medio de la manipulación de la bancada de unidad de propulsión 430.

Como se muestra en la Figura 9, por ejemplo, la bancada de unidad de propulsión 430 se puede conectar operativamente a la estructura de soporte 20 y se puede configurar para mantener una fuente de energía 410 asegurada, de tal manera que las fuerzas asociadas con los montajes de propulsión 31 se pueden transferir para soportar la estructura 20. Por ejemplo, la bancada de unidad de propulsión 430 puede incluir puntos de sujeción 455 diseñados para cumplir con una ubicación de sujeción sobre una parte adecuada de la estructura de soporte 20 del casco 12. Dichas ubicaciones de sujeción pueden incluir refuerzo estructural para ayudar a resistir las fuerzas asociadas con montajes de propulsión 31 (por ejemplo, fuerzas de empuje). Adicionalmente, el montaje de la unidad de propulsión 430 puede incluir una serie de puntos de sujeción diseñados para que coincidan con los puntos de sujeción en una fuente de energía particular 410. Un experto común en la técnica reconocerá que una disposición de sujetadores se puede utilizar para asegurar los puntos de sujeción para obtener una conexión deseada entre la bancada de unidad de propulsión 430 y una ubicación de sujeción.

De acuerdo con algunas realizaciones, la bancada de unidad de propulsión 430 puede incluir montajes de giro configurados para permitir la rotación de los montajes de propulsión 31 alrededor de uno o más ejes (por ejemplo, ejes 465 y 470) en respuesta a una señal de control proporcionada por, por ejemplo, el ordenador 600 (véase, por ejemplo, Figura 30).

Las Figuras 10 y 11B ilustran configuraciones de ejemplo (vistas desde la parte inferior de la aeronave 10) de un sistema de propulsión asociado con la aeronave 10 consistente con la presente descripción. Los montajes de propulsión 31 asociados con la aeronave 10 se pueden configurar para proporcionar una fuerza de propulsión (por ejemplo, empuje), dirigida en una dirección particular (es decir, un vector de empuje), y configurada para generar movimiento (por ejemplo, movimiento horizontal), contrarrestar una fuerza movimiento (por ejemplo, fuerzas del viento), y/u otra manipulación de la aeronave 10 (por ejemplo, control de guiñada). Por ejemplo, los montajes de propulsión 31 pueden permitir control de guiñada, de cabeceo, y de balance así como también proporcionar empuje para movimiento horizontal y vertical. Dicha funcionalidad puede depender de la colocación y energía asociada con montajes de propulsión 31.

Las funciones asociadas con el sistema de propulsión 30 se pueden dividir entre una pluralidad de montajes de propulsión 31 (por ejemplo, cinco montajes de propulsión 31). Por ejemplo, los montajes de propulsión 31 se pueden utilizar para proporcionar una fuerza de elevación para un despegue vertical de tal manera que las fuerzas del gas más liviano que el aire dentro de una primera envoltura 282 ayudan en la elevación por una fuerza de empuje asociada con los montajes de propulsión 31. Alternativamente (o adicionalmente), los montajes de propulsión 31 se pueden utilizar para proporcionar una fuerza descendente para una maniobra de aterrizaje de tal manera que las fuerzas del gas más liviano que el aire dentro de la primera envoltura 282 se contrarrestan por una fuerza de empuje asociada con los montajes de propulsión 31. Adicionalmente, también se pueden proporcionar fuerzas de empuje horizontales mediante montajes de propulsión 31 para propósitos de generación de movimiento horizontal (por ejemplo, vuelo) asociado con la aeronave 10.

Puede ser deseable utilizar montajes de propulsión 31 para controlar o ayudar en el control de guiñada, de cabeceo, y de balance asociado con la aeronave 10. Por ejemplo, como se muestra en la Figura 10, el sistema de propulsión 30 puede incluir un montaje de propulsión de nariz 532 fijado operativamente a una sección de nariz del aro de quilla 120 y sustancialmente paralela a y/o sobre el eje de balance 5 de la aeronave 10. Además del montaje de propulsión de nariz 532, el sistema de propulsión 30 puede incluir un montaje de propulsión de lado derecho 533 fijado operativamente a un aro de quilla 120 en aproximadamente 120 grados (alrededor del eje de guiñada 7) con relación al eje de balance 5 de la aeronave 10 y un montaje de propulsión de puerto 534 fijado operativamente a un aro de quilla 120 a aproximadamente 120 grados negativos (por ejemplo, 240 grados positivos) (alrededor del eje de guiñada 7) con relación al eje de balance 5 de la aeronave 10. Dicha configuración puede permitir el control de guiñada, de cabeceo, y balance asociado con la aeronave 10. Por ejemplo, se desea provocar un movimiento de guiñada de la aeronave 10, el montaje de propulsión de nariz 532 puede girar o pivotar de tal manera que un vector de empuje asociado con el montaje de propulsión de nariz 532 se dirige paralelo al eje de cabeceo 6 y a la derecha o izquierda con relación al casco 12, en función de la guiñada deseada. Luego de la operación del montaje de propulsión de nariz 532, la aeronave 10 puede provocar una guiñada en reacción al empuje dirigido asociado con el montaje de propulsión de nariz 532.

En otras realizaciones de ejemplo, por ejemplo, cuando se desea provocar un movimiento de cabeceo asociado con la aeronave 10, el montaje de propulsión de nariz 532 puede girar de tal manera que una fuerza de empuje asociada con el montaje de propulsión de nariz 532 se puede dirigir paralelo al eje de guiñada y hacia el suelo (es decir, abajo) o hacia el cielo (es decir, arriba), en función del paso deseado. Luego de la operación del montaje de propulsión de nariz 532, la aeronave 10 luego puede provocar que se lance en reacción al empuje dirigido asociado con el montaje de propulsión de nariz 532.

De acuerdo con todavía otras realizaciones, por ejemplo, cuando se desea provocar un movimiento de balance asociado con la aeronave 10, el montaje de propulsión de lado derecho 533 puede girar de tal manera que una fuerza de empuje asociada con el montaje de propulsión de lado derecho 533 se puede dirigir paralelo al eje de guiñada 7 y hacia el suelo (es decir, abajo) o hacia el cielo (es decir, arriba) en función del montaje de propulsión de puerto y/o balance deseado 534 que puede girar de tal manera que una fuerza de empuje asociada con el montaje de propulsión de puerto 534 se puede dirigir en una dirección opuesta desde la dirección de la fuerza de empuje asociada con el montaje de propulsión de lado derecho 533. Luego de operación del montaje de propulsión de lado derecho 533 y montaje de propulsión de puerto 534, entonces la aeronave 10 puede provocar balance en reacción a los empujes dirigidos. Un experto común en la técnica reconocerá que se pueden lograr resultados similares utilizando diferentes combinaciones y rotaciones de montajes de propulsión 31 sin apartarse del alcance de la presente descripción.

Los montajes de propulsión de puerto, nariz, y lado derecho 532, 533, y 534 también se pueden configurar para proporcionar fuerzas de empuje para generar movimiento hacia adelante o hacia atrás de la aeronave 10. Por ejemplo, la unidad de propulsión de lado derecho 533 se pueden montar en el montaje de propulsión 430 y configurar para que gire desde una posición en la que una fuerza de empuje asociada se dirige en un dirección hacia abajo (es decir, hacia el suelo) hasta una posición en la que la fuerza de empuje asociada se dirige sustancialmente paralela al eje de balance 5 y hacia la parte posterior de la aeronave 10. Esto puede permitir que la unidad de propulsión de lado derecho 533 proporcione empuje adicional para complementar propulsores. Alternativamente, la unidad de propulsión de lado derecho 534 puede girar desde una posición en la que una fuerza de empuje asociada se dirige sustancialmente paralela al eje de balance 5 y hacia la parte posterior de la aeronave 10, hasta una posición en donde la fuerza de empuje asociada se dirige a lo largo del eje de cabeceo 6 de tal manera que se puede contrarrestar una fuerza adversa del viento.

Además de los montajes de propulsión de puerto, nariz, y lado derecho 532, 533, y 534, respectivamente, el sistema de propulsión 30 puede incluir uno o más propulsores de lado derecho 541 y uno o más propulsores de puerto 542 configurados para proporcionar fuerza horizontal de empuje a la aeronave 10. Los propulsores de puerto y lado derecho 541 y 542 se pueden montar al aro de quilla 120, elementos de estructura laterales 122, elementos de estabilización horizontales 315, o cualquier otra ubicación adecuada asociada con la aeronave 10. Los propulsores de puerto y lado derecho 541 y 542 se pueden montar utilizando un montaje operativo de unidad de propulsión 430 similar a aquel descrito anteriormente, o, alternativamente, propulsores de puerto y lado derecho 541 y 542 se pueden montar de tal manera que se puede permitir rotación o giro mínimo (por ejemplo, sustancialmente fijo). Por ejemplo, propulsores de puerto y lado derecho 541 y 542 se pueden montar al aro de quilla 120 en una ubicación posterior sobre cualquier lado del elemento de estabilización vertical 310 (por ejemplo, a aproximadamente 160 grados y 160 grados negativo, como se muestra en la Figura 5B). En algunas realizaciones, los propulsores de puerto y lado derecho 541 y 542 se puede co-localizar sustancialmente con montajes de propulsión de puerto y lado derecho 533 y 534 como se describió anteriormente (por ejemplo, 120 grados positivo y 120 grados negativo). En dichas realizaciones, las bancadas de unidad de propulsión 430 asociadas con montajes de propulsión de puerto y lado derecho 533 y 534 pueden incluir puntos de sujeción adicionales de tal manera que las bancadas de unidad de propulsión 430 asociadas con propulsores de puerto y lado derecho 541 y 542 se pueden conectar operativamente entre sí. Alternativamente, las bancadas de unidad de propulsión 430 asociadas con propulsores de puerto y lado derecho 541 y 542 se pueden conectar operativamente a sustancialmente puntos de sujeción similares sobre la estructura de soporte 20 como puntos de sujeción conectados a las bancadas de unidad de propulsión 430 asociadas con montajes de propulsión de puerto y lado derecho 533 y 534.

En algunas realizaciones, el empuje de propulsores de puerto y lado derecho 541 y 542 se puede dirigir a lo largo de una ruta sustancialmente paralela al eje de balance 5. Dicha configuración puede permitir fuerzas de empuje asociadas con propulsores de puerto y lado derecho 541 y 542 para conducir la aeronave 10 en una dirección hacia adelante o hacia atrás en función de la dirección de empuje.

En algunas realizaciones, el empuje de propulsores de puerto y lado derecho 541 y 542 puede ser configurable en función de una posición del montaje de unidad de propulsión asociado 430. Un experto común en la técnica reconocerá que se pueden utilizar configuraciones adicionales para propulsores de puerto y lado derecho 541 y 542 sin apartarse del alcance de esta descripción.

Sistema de Suministro de Energía

Como se muestra en la Figura 12A, el sistema de suministro de energía 1000 puede incluir uno o más dispositivos que convierten la energía solar, tal como paneles solares 1010 (que incluyen celdas fotovoltaicas) dispuestas sobre la aeronave 10. Los paneles solares 1010 pueden estar dispuestos en diversas partes de la aeronave 10 en una variedad

de configuraciones diferentes. La aeronave 10 puede incluir un dispositivo alternativo o adicional que convierte la energía solar, tal como una tela fotovoltaica. Por ejemplo, en algunas realizaciones, una o más partes del casco 12 pueden incluir una tela fotovoltaica. En una realización de ejemplo, una superficie superior completa del casco 12 puede incluir una tela fotovoltaica. La Figura 12B describe una realización de ejemplo de la aeronave 10, en donde la superficie superior completa del casco 12 forma un dispositivo que convierte la energía solar, por ejemplo, un panel solar o tela fotovoltaica.

Los expertos comunes en la técnica reconocerán los requerimientos de los paneles solares adecuados para las aplicaciones descritas aquí. Adicionalmente, las configuraciones descritas y la colocación de los paneles solares que se muestran y discuten aquí no pretenden ser limitantes, y los expertos comunes en la técnica comprenderán que son posibles realizaciones adicionales.

Los paneles solares 1010 se pueden acoplar operativamente a uno o más motores eléctricos 1020, y configurar para suministrar energía a uno o más motores eléctricos 1020 para dirigir las unidades de conversión de energía 415. Adicionalmente, el sistema de suministro de energía 1000 puede incluir una o más baterías 1030 acopladas operativamente al panel solar 1010 y configuradas para recibir y almacenar energía eléctrica suministrada por el panel solar 1010, y se pueden acoplar adicionalmente operativamente a motores eléctricos 1020 para suministrar energía a los motores eléctricos 1020.

Las baterías 1030 cada una se puede ubicar dentro de una envoltura externa de la aeronave 10 definida por el casco 12 de la aeronave 10. Las baterías 1030 pueden estar dispuestas en posiciones respectivas proporcionando lastre.

Los expertos comunes en la técnica reconocerán conexiones operativas adecuadas entre el panel solar 1010, baterías 1030, y motores eléctricos 1020, de acuerdo con las disposiciones descritas anteriormente.

Sistema de Carga

Como se utiliza aquí, el término “carga” pretende abarcar cualquier cosa llevada por la aeronave 10 es decir no una parte de la aeronave 10. Por ejemplo, el término “carga”, como se utiliza aquí, se refiere a mercancías, así como también pasajeros. Adicionalmente, el término “pasajeros” pretende abarcar no solo personas que viajan, sino también pilotos y tripulación.

Como se muestra en las Figuras 13A-13B, la aeronave 10 puede incluir un sistema de carga 1100, que puede incluir por lo menos un compartimiento de carga 1110 configurado para que contenga pasajeros y/o mercancías, y dispuesto sustancialmente dentro de la envoltura externa de la aeronave, que se define por el casco 12. En algunas realizaciones, la aeronave 10 puede incluir múltiples compartimientos de carga 1110 como se muestra en las Figuras que acompañan. Los compartimientos de carga 1110 pueden tener cualquier tamaño y/o forma adecuada, y pueden incluir, por ejemplo, un compartimiento de pasajeros 1120, que puede incluir una cabina de piloto y/o habitaciones (por ejemplo, asientos y/o alojamiento) para turistas/viajeros comerciales. En algunas realizaciones, los compartimientos de carga 1110 pueden incluir un compartimiento de mercancías 1130. En algunas realizaciones, la aeronave 10 puede incluir un compartimiento de pasajeros 1120 y un compartimiento de mercancías separado 1130.

Aunque las Figuras muestran compartimientos de carga 1110 generalmente dispuestos en la parte inferior de la aeronave 10 y que tienen una superficie inferior que conforma, o está sustancialmente continúa con, la envoltura definida por el casco 12, los compartimientos de carga 1110 pueden tener cualquier forma adecuada. Adicionalmente, los compartimientos de carga 1110 pueden estar dispuestos en una ubicación diferente de la parte inferior de la aeronave 10. Por ejemplo, se prevé que las realizaciones incluyen un compartimiento de pasajeros dispuesto cerca a la parte superior del casco 12. Dichas realizaciones pueden ser prácticas, por ejemplo, si el compartimiento de pasajeros es relativamente pequeño, por ejemplo, para mantener solo una tripulación de vuelo y/o varios pasajeros.

En algunas realizaciones, los compartimientos de carga 1110 pueden ser relativamente pequeños comparado con el tamaño general de la aeronave 10, como se muestra en la Figura 13A. Alternativamente, los compartimientos de carga 1110 pueden ser significativamente más grandes.

Los expertos comunes en la técnica reconocerán que el tamaño, forma, y ubicación se puede seleccionar de acuerdo con numerosos parámetros relacionados con la operación pretendida de la aeronave, tal como el peso, lastre, volumen de gas de elevación deseado (en razón a que los compartimientos de carga internamente ubicados van en detrimento del volumen del gas de elevación), etc. Por ejemplo, en algunas realizaciones uno o más de los compartimientos de carga 1110 pueden estar dispuestos en una ubicación de tal manera que se puede mantener un equilibrio estático asociado con la aeronave 10. En dichas realizaciones, un compartimiento de carga 1110 se puede montar, por ejemplo, sobre una ubicación a lo largo del eje de balance 5, de tal manera que un momento alrededor del eje de cabeceo 6 asociado con la masa del compartimiento de carga (o la masa del compartimiento de carga que incluye contenidos que tienen una masa predeterminada) contrarresta sustancialmente un momento alrededor del eje de cabeceo 6 asociado con la masa del montaje de empenaje 25. Adicionalmente, la colocación de los compartimientos de carga 1110 dentro de la envoltura del casco 12, pone la masa de los compartimientos de carga 1110 y cualesquier contenidos allí más cerca al eje de balance 5 y eje de cabeceo 6, reduciendo así los momentos asociados con la colocación de dicha masa

a distancia de estos ejes. De forma similar, también se puede tener en consideración el posicionamiento de los compartimientos de carga 1110 con relación al eje de guiñada 7.

5 En algunas realizaciones, los compartimientos de carga 1110 pueden incluir medios de acceso adecuados, tales como una escalerilla, escaleras, o rampa. En otras realizaciones, por lo menos un compartimiento de carga 1110 de la aeronave 10 puede incluir un sistema de transporte 1140 configurado para elevar o bajar por lo menos una parte el compartimiento de carga 1110 para facilitar el cargue y descargue del compartimiento de carga 1110.

Escalerillas

10 La aeronave 10 puede incluir una o más escalerillas 1200 dentro del casco 12 que contiene un gas más liviano que el aire, como se muestra en la Figura 14. En algunas realizaciones, la aeronave 10 puede incluir múltiples escalerillas 1200 dispuestas dentro del casco 12 en una configuración lado a lado, extremo a extremo, y/o apilada. La Figura 14 ilustra una realización de ejemplo que tiene cuatro escalerillas 1200 dispuestas en cuatro cuadrantes del casco 12. También son posibles otras configuraciones para escalerillas 1200.

15 En algunas realizaciones, las escalerillas 1200 se pueden formar de un material de auto-sellado. Como se discutió anteriormente con respecto al casco 12, los expertos comunes en la técnica reconocerán tecnologías de auto-sellado adecuadas para implementación en las escalerillas 1200.

20 Como una alternativa a, o además de, múltiples escalerillas 1200, la envoltura 282 asociada con el casco 12 se puede dividir mediante una serie de "paredes" o estructuras de división (no mostradas) dentro de la envoltura 282. Estas paredes pueden crear "compartimientos" separados que cada uno se puede llenar con un gas de elevación más liviano que el aire individualmente. Dicha configuración puede mitigar las consecuencias de la falla de uno o más compartimientos (por ejemplo, una fuga o desgarro en la tela) de tal manera que la aeronave 10 todavía puede poseer alguna elevación aerostática luego de falla de uno o más compartimientos. En algunas realizaciones, cada compartimiento puede estar en comunicación de fluidos con por lo menos otro compartimiento, y dichas paredes se pueden fabricar a partir de materiales similares a aquellos utilizados en la fabricación de la envoltura 282, o, 25 alternativamente (o adicionalmente), se pueden utilizar diferentes materiales. De acuerdo con algunas realizaciones, la envoltura 282 se puede dividir en cuatro compartimientos utilizando "paredes" creadas de tela similar a aquella utilizada para crear la envoltura 282. Un experto común en la técnica reconocerá que se pueden utilizar más o menos compartimientos según se desee.

30 Uno o más de los compartimientos o cámaras de aire 1200 dentro de la envoltura 282 puede incluir una o más válvulas de llenado y/o alivio (no mostradas) configuradas para facilitar el inflado, mientras se minimiza el riesgo de sobre-inflado de la envoltura 282 y/o cámaras de aire 1200. Dichas válvulas se pueden diseñar para permitir la entrada de un gas más liviano que el aire así como también permitir el escape del gas más liviano que el aire luego de que una presión interna alcance un valor predeterminado (por ejemplo, aproximadamente 150 a 400 Pascales). Un experto común en la técnica reconocerá que se pueden utilizar más o menos válvulas de alivio/llenado según se desee y que se pueden seleccionar presiones de alivio en función de los materiales asociados con la envoltura 282 y/o cámaras de aire 1200, entre otras cosas. 35

40 La aeronave 10 también puede incluir una segunda envoltura 283 (véase Figura 3), definiendo de esta forma un espacio entre la primera envoltura 282 y la segunda envoltura 283, que se puede utilizar como un globo de compensación para la aeronave 10. Por ejemplo, se puede utilizar un globo de compensación para compensar las diferencias de la presión entre un gas de elevación dentro de la primera envoltura 282 y el aire ambiente que rodea la aeronave 10, así como también para proporcionar lastre a una aeronave. El globo de compensación por lo tanto puede permitir que el casco 12, mantenga su forma cuando se aumenta la presión del aire ambiente (por ejemplo, cuando la aeronave 10 desciende). El globo de compensación también puede ayudar a controlar la expansión del gas más liviano que el aire dentro de una primera envoltura 282 (por ejemplo, cuando la aeronave 10 asciende), evitando sustancialmente explosión de la primera envoltura 282 a altitudes mayores. Se puede llevar a cabo compensación de la presión, por ejemplo, al bombear aire dentro de, o ventilar aire fuera de, el globo de compensación cuando la aeronave 45 10 asciende y desciende, respectivamente. Dicho bombeo y ventilación del aire se puede llevar a cabo por medio de bombas de aires, pestañas de ventilación, u otros dispositivos adecuados (por ejemplo, acción del sistema de propulsión 30) asociados con el casco 12. Por ejemplo, en algunas realizaciones, cuando la aeronave 10 asciende, las bombas de aire (por ejemplo, un compresor de aire) pueden llenar el espacio entre la primera envoltura 282 y la segunda envoltura 50 283 con el aire de tal manera que se ejerce una presión sobre la primera envoltura 282, restringiendo por lo tanto su capacidad de expandirse en respuesta a presión ambiente reducida. Por el contrario, cuando la aeronave 10 desciende, el aire se puede ventilar del globo de compensación, permitiendo por lo tanto que la primera envoltura 282 se expanda y ayude al casco 12 a mantener su forma cuando se aumenta la presión ambiente sobre el casco 12.

Montaje de Empenaje

55 La Figura 15A ilustra un montaje de empenaje de ejemplo 25. El montaje de empenaje 25 se puede configurar para proporcionar estabilización y/o funcionalidad de navegación para la aeronave 10. El montaje de empenaje 25 se puede conectar operativamente a la estructura de soporte 20 por medio de soportes, bancadas, y/u otros medios adecuados.

Por ejemplo, en algunas realizaciones, una bancada de empenaje 345 similar a aquella mostrada en la Figura 15B se puede utilizar para conectar operativamente el montaje de empenaje 25 al elemento de estructura longitudinal 124 y el aro de quilla 120 (véase Figuras 2 y 15D).

5 La Figura 15D es una vista esquemática que destaca una configuración de montaje de ejemplo entre el empenaje 25, aro de quilla 120, y elemento de soporte longitudinal 124, utilizando la bancada de empenaje 345. Un experto común en la técnica reconocerá que se pueden utilizar numerosas otras configuraciones de montaje y se pretende caigan dentro del alcance de la presente descripción.

10 De acuerdo con algunas realizaciones, como se muestra en las Figuras 15A y 15D, el montaje de empenaje 25 puede incluir un elemento de estabilización vertical 310 y elementos de estabilización horizontales 315. El elemento de estabilización vertical 310 se puede configurar como una superficie aerodinámica para que le proporcione a la aeronave 10 estabilidad y ayuda en el control de vuelo de guiñada/lineal. El elemento de estabilización vertical 310 puede incluir un borde de ataque, un borde de salida, un montaje giratorio, uno o más largueros, y una o más superficies de control vertical 350 (por ejemplo, un timón).

15 El elemento de estabilización vertical 310 se puede fijar de forma giratoria a un punto sobre el montaje de empenaje 25. Durante la operación de la aeronave 10, el elemento de estabilización vertical 310 se puede dirigir sustancialmente hacia arriba desde un punto de ensamble del montaje de empenaje 25 para soportar la estructura 20 aunque el punto más superior del elemento de estabilización vertical 310 permanece por debajo o sustancialmente al mismo nivel que el punto más superior sobre la superficie superior del casco 12. Dicha configuración puede permitir que el elemento de estabilización vertical 310 mantenga la isotropía asociada con la aeronave 10. Bajo ciertas condiciones (por ejemplo, acoplamiento al aire libre, vientos fuertes, etc.), el elemento de estabilización vertical 310 se puede configurar para que gire alrededor de un montaje de pivote dentro de un plano vertical de tal manera que el elemento de estabilización vertical 310 descansa en una dirección horizontal o hacia abajo, vertical, y sustancialmente entre elementos de estabilización horizontales 315. Dicha disposición puede permitir adicionalmente que la aeronave 10 maximice la isotropía con relación a un eje vertical, minimizando por lo tanto los efectos de fuerzas aerodinámicas adversas, tales como orientación con relación al viento con respecto al elemento de estabilización vertical 310. En algunas realizaciones consistentes con la presente descripción, cuando el casco 12 incluye una dimensión de grosor de 7 metros y cuando el montaje de empenaje 25 se monta al aro de quilla 120 y al elemento de estructura longitudinal 124, el elemento de estabilización vertical 310 puede tener una dimensión de altura que varía desde aproximadamente 3 metros hasta aproximadamente 4 metros.

30 El elemento de estabilización vertical 310 también puede incluir una o más superficies de control vertical 350 configuradas para manipular el flujo de aire alrededor del elemento de estabilización vertical 310 para propósitos de controlar la aeronave 10. Por ejemplo, el elemento de estabilización vertical 310 puede incluir un timón configurado para ejercer una fuerza lateral sobre el elemento de estabilización vertical 310 y por lo tanto, sobre la bancada de empenaje 345 y el casco 12. Dicha fuerza lateral se puede utilizar para generar un movimiento de guiñada alrededor del eje de guiñada 7 de la aeronave 10, que puede ser útil para compensar las fuerzas aerodinámicas durante el vuelo. Las superficies de control verticales 350 se pueden conectar operativamente al elemento de estabilización vertical 310 (por ejemplo, por medio de bisagras) y se pueden conectar comunicativamente a sistemas asociados con una cabina de piloto (por ejemplo, pedales de operador) u otra ubicación adecuada. Por ejemplo, la comunicación se puede establecer mecánicamente (por ejemplo, cables) y/o electrónicamente (por ejemplo, cables y servo motores 346 y/o señales de luz) con la cabina u otra ubicación adecuada (por ejemplo, control remoto). En algunas realizaciones, las superficies de control vertical 350 se pueden configurar para que funcionen por medio de una conexión mecánica 351. En algunos casos, la conexión mecánica 351 se puede conectar operablemente a uno o más servo motores 346, como se muestra en las Figuras 15A y 15D.

45 Los elementos de estabilización horizontales 315 asociados con el montaje de empenaje 25 se pueden configurar como superficies aerodinámicas y pueden proporcionar estabilidad horizontal y ayuda en el control de paso de la aeronave 10. Los elementos de estabilización horizontal 315 pueden incluir un borde de ataque, un borde de salida, uno o más largueros, y una o más superficies de control horizontales 360 (por ejemplo, elevadores).

50 En algunas realizaciones, los elementos de estabilización horizontales 315 se pueden montar sobre un lado inferior del casco 12 en una configuración anédrica (también conocida como dihédrica negativa o inversa). En otras palabras, los elementos de estabilización horizontales 315 se pueden extender lejos del elemento de estabilización vertical 310 en un ángulo hacia abajo con relación al eje de balance 5. La configuración anédrica de elementos de estabilización horizontales 315 puede permitir que los elementos de estabilización horizontales 315 actúen como soporte para aterrizaje y tierra para una sección posterior de la aeronave 10. Alternativamente, los elementos de estabilización horizontales 315 se pueden montar en una configuración dihédrica u otra configuración adecuada.

55 De acuerdo con algunas realizaciones, los elementos de estabilización horizontales 315 pueden estar fijados operativamente a la bancada de empenaje 345 y/o el elemento de estabilización vertical 310 independiente del casco 12. Bajo ciertas condiciones (por ejemplo, acoplamiento al aire libre, vientos fuertes, etc.) el montaje de empenaje 25 se puede configurar para permitir que el elemento de estabilización vertical 310 gire dentro de un plano vertical, de tal

manera que el elemento de estabilización vertical 310 descansa sustancialmente entre los elementos de estabilización horizontales 315.

5 Los elementos de estabilización horizontales 315 también pueden incluir una o más superficies de control horizontales 360 (por ejemplo, elevadores) configuradas para manipular el flujo de aire alrededor de los elementos de estabilización horizontales 315 para llevar a cabo un efecto deseado. Por ejemplo, los elementos de estabilización horizontales 315 pueden incluir elevadores configurados para ejercer una fuerza de lanzamiento (es decir, fuerza arriba o abajo) sobre elementos de estabilización horizontales 315. Dicha fuerza de lanzamiento se puede utilizar para provocar el movimiento de la aeronave 10 alrededor del eje de cabeceo 6. Las superficies de control horizontales 360 se pueden conectar operativamente a elementos de estabilización horizontales 315 (por ejemplo, por medio de bisagras) y se pueden controlar mecánicamente (por ejemplo, por medio de cables) y/o electrónicamente (por ejemplo, por medio de cables y servo motores 347 y/o señales de luz) controlados desde una cabina de piloto u otra ubicación adecuada (por ejemplo, control remoto). En algunas realizaciones, las superficies de control horizontales 360 se pueden configurar para que funcionen por medio de una conexión mecánica 349. En algunos casos, la conexión mecánica 349 se puede conectar operablemente a uno o más servo motores 347, como se muestra en la Figura 15A.

15 La Figura 15B es una ilustración de una realización de ejemplo del empenaje de bancada 345. Se puede configurar la bancada de empenaje 345 para conectar funcionalmente el elemento vertical de estabilización 310, los elementos de estabilización horizontales 315, y la estructura de soporte 20. La bancada de empenaje 345 puede incluir materiales de alta resistencia, bajo peso similares discutidos con referencia a la estructura de soporte 20 (por ejemplo, intercalado de panel de fibra de carbono). Adicionalmente, la bancada de empenaje 345 puede incluir puntos de fijación configurados para coincidir con los puntos presentes en la estructura de soporte 20. Por ejemplo, el elemento de marco longitudinal 124 y/o aro de quilla 120 se pueden configurar con puntos de fijación cerca a una ubicación posterior del aro de quilla 120 (por ejemplo, en aproximadamente 180 grados alrededor del aro de quilla 120). Dichos puntos de sujeción se pueden configurar para que coincidan con puntos de sujeción previstos en la bancada de empenaje 345. Un experto en la técnica reconocerá que se pueden utilizar numerosas combinaciones de sujetadores para fijar la bancada de empenaje 345 a los puntos de sujeción relacionados del aro de quilla 220 y el elemento de marco longitudinal 124.

30 La bancada de empenaje 345 puede incluir pasadores, bisagras, rodamientos, y/o otros dispositivos adecuados que permiten dicha acción de pivote. En algunas realizaciones, el elemento de estabilización vertical 310 se puede montar sobre un eje de giro (no mostrado) asociado con la bancada de empenaje 345 y puede incluir un mecanismo de enganche (no mostrado) configurado para conectar funcionalmente el elemento de estabilización vertical 310 al aro de quilla 120 y/u otra ubicación adecuada. El mecanismo de enganche (no mostrado) puede incluir cerrojo de carey, cerrojo de cierre rápido, pasadores cargados con resortes, placas de ariete, accionadores hidráulicos, y/o cualquier otra combinación de mecanismos adecuados. El control del mecanismo de enganche (no mostrado) y el pivote del elemento de estabilización vertical 310 se pueden lograr utilizando métodos de control mecánico (por ejemplo, a través de cables) y/o eléctrico (por ejemplo, a través de señales de control y servo motores), o cualquier otro método de control adecuado (por ejemplo, a través de hidráulica).

Tren de Aterrizaje Posterior

40 Cuando, por ejemplo, los elementos de estabilización horizontales 315 se configuran en una disposición anhédrica (es decir, en ángulo hacia abajo lejos del casco 12) y se conectan a un lado inferior de la aeronave 10, los elementos de estabilización horizontales 315 puede funcionar como soporte para aterrizaje y tierra para una sección posterior de la aeronave 10. De acuerdo con lo anterior, el montaje de empenaje 25, específicamente los elementos de estabilización horizontales 315 pueden proporcionar soporte para el montaje del tren de aterrizaje posterior 377.

45 El montaje de tren de aterrizaje posterior 377 se puede conectar funcionalmente a cada superficie aerodinámica asociada con elementos de estabilización horizontales 315 (por ejemplo, como se muestra en la Figura 15C). El montaje de tren de aterrizaje posterior 377 puede incluir una o más ruedas 378, uno o más amortiguadores 381, y aparatos de montaje 379. Los montajes de tren de aterrizaje posterior 377 se pueden conectar a elementos de estabilización horizontales 315 en un extremo de la punta y/o cualquier otra ubicación adecuada (por ejemplo, un punto medio de elementos de estabilización horizontales 315).

50 En algunas realizaciones, el montaje de tren de aterrizaje posterior 377 puede incluir una única rueda montada sobre un eje conectado de forma operativa a través de amortiguadores oleoneumáticos a los elementos de estabilización horizontales 315 en la punta más externa de cada superficie aerodinámica. Dicha configuración puede permitir que el montaje del tren de aterrizaje posterior 377 proporcione una fuerza de amortiguación en relación a una entrada (por ejemplo, las fuerzas aplicadas durante contacto y aterrizaje). El elemento de estabilización horizontal 315 puede ayudar aún más en dicha amortiguación con base en la configuración y el material utilizado. Un experto en la técnica reconocerá que los montajes de tren de aterrizaje posterior 377 pueden incluir más o menos elementos según se desee.

55 El montaje de tren de aterrizaje posterior 377 se puede configurar para realizar otras funciones que incluyen, por ejemplo, retraer y extender (por ejemplo, con respecto a la elementos de estabilización horizontales 315), y/o ajustar una carga asociada con la aeronave 10. Una persona medianamente versada en la técnica reconocerá que pueden

existir numerosas configuraciones para el montaje del tren de aterrizaje posterior 377 y cualquier dicha configuración significa que cae dentro del alcance de esta descripción.

Tren de Aterrizaje Delantero

5 De acuerdo con algunas realizaciones, la estructura de soporte 20 se puede configurar para proporcionar soporte, así como una conexión funcional para el montaje del tren de aterrizaje delantero 777 (véase la Figura 8). El montaje del tren de aterrizaje delantero 777 puede incluir una o más ruedas, uno o más amortiguadores, y aparatos de montaje. El montaje de tren de aterrizaje delantero 777 se puede conectar a la estructura de soporte 20 en una ubicación configurada para proporcionar estabilidad durante períodos en los que la aeronave 10 está en reposo o rodaje sobre el suelo. Una persona medianamente versada en la técnica reconocerá que se pueden utilizar diversas configuraciones de posicionamiento de montaje del tren de aterrizaje delantero 777 (por ejemplo, en la parte delantera del compartimento de pasajeros 1120) sin apartarse del alcance de esta descripción. En algunas realizaciones, el tren de aterrizaje delantero 777 puede incluir ruedas dobles montadas sobre un eje conectado de forma operativa a través de amortiguadores oleoneumáticos a la estructura de soporte 20 o compartimento de pasajeros 1120.

10 En algunas realizaciones, el montaje de tren de aterrizaje delantero 777 se puede montar en el compartimento de pasajeros 1120, y se puede desplegar en virtud de la extensión/reducción del compartimento de pasajeros 1120, como se muestra en la Figura 16.

15 De acuerdo con algunas realizaciones, el montaje de tren de aterrizaje delantero 777 se puede configurar para realizar otras funciones que incluyen, por ejemplo, dar dirección a la aeronave 10, mientras que está en tierra, retraer, extender, ajustar la carga, etc. Por ejemplo, el montaje de tren de aterrizaje delantero 777 puede incluir una conexión funcional al compartimento de pasajeros 1120 de tal manera que el montaje de tren de aterrizaje delantero 777 se puede girar para provocar que la aeronave 10 se dirija en una dirección deseada mientras se mueve en el suelo. Dicha conexión puede incluir una cremallera y piñón, un engranaje de tornillo sin fin, un motor eléctrico, y/u otros dispositivos adecuados para provocar que el montaje de tren de aterrizaje delantero 777 gire en respuesta a una entrada de dirección.

20 De acuerdo con algunas realizaciones, el montaje de tren de aterrizaje delantero 777 se puede configurar para realizar otras funciones que incluyen, por ejemplo, dar dirección a la aeronave 10, mientras que está en tierra, retraer, extender, ajustar la carga, etc. Por ejemplo, el montaje de tren de aterrizaje delantero 777 puede incluir una conexión funcional al compartimento de pasajeros 1120 de tal manera que el montaje de tren de aterrizaje delantero 777 se puede girar para provocar que la aeronave 10 se dirija en una dirección deseada mientras se mueve en el suelo. Dicha conexión puede incluir una cremallera y piñón, un engranaje de tornillo sin fin, un motor eléctrico, y/u otros dispositivos adecuados para provocar que el montaje de tren de aterrizaje delantero 777 gire en respuesta a una entrada de dirección.

25 De acuerdo con algunas realizaciones, el montaje de tren de aterrizaje delantero 777 puede incluir una conexión funcional a un control de dirección asociado con una barra de remolque en horquilla en el compartimento de pasajeros 1120. Un operador puede girar la barra de remolque en horquilla para provocar que una señal indicadora de una fuerza de dirección se envíe al ordenador 600. Luego el ordenador 600 puede provocar que un motor eléctrico asociado con el montaje del tren de aterrizaje delantero 777 haga que el montaje de tren de aterrizaje delantero 777 gire en una dirección indicada por la entrada de fuerza de dirección desde el operador. Alternativamente, la dirección se puede lograr a través de una conexión mecánica (por ejemplo, cables, hidráulica, etc.) o cualquier otro método adecuado. Una persona medianamente versada en la técnica reconocerá que un control de dirección se puede vincular a controles de vuelo, a un control de dirección dedicado, y/u otro control adecuado sin apartarse del alcance de la presente descripción.

Componentes Aerodinámicos

35 De acuerdo con la invención, el casco 12 puede incluir uno o más componentes aerodinámicos 2000 para proporcionar la estabilización de la aeronave 10. Los componentes aerodinámicos 2000 se pueden asociar con el casco 12 y se pueden configurar para dirigir el flujo de aire a lo largo de la aeronave 10. Por ejemplo, en algunas realizaciones, como se muestra en la Figura 1, los componentes aerodinámicos 2000 pueden incluir una o más estructuras de carenado tales como, por ejemplo, una pluralidad de aletas anterior 2010 que separa y/o define una pluralidad de pasajes de flujo de aire paralelos 2020. Como se muestra en la Figura 1, en algunas realizaciones, los pasajes 2020 también se pueden definir por cubiertas 2012 y una superficie exterior del casco 12. Las aletas anteriores 2010 se han dispuesto con una orientación longitudinal y una orientación a la derecha del puerto. Adicionalmente, las aletas anteriores 2010 se pueden disponer sobre una parte superior del casco 12, como se muestra en la Figura 1, y en una parte inferior del casco 12, como se muestra en la Figura 17. También, la cantidad de área de superficie cubierta por componentes aerodinámicos 2000 se puede seleccionar con base en el uso y/o ambiente anticipado en el que se puede utilizar la aeronave 10. En algunas realizaciones, el ancho de un componente aerodinámico puede abarcar sustancialmente el ancho completo de la aeronave 10, como se muestra por ejemplo en la Figura 18. En otras realizaciones, el ancho de un componente aerodinámico puede abarcar una distancia que es menor que el ancho completo de la aeronave 10, como se muestra en la Figura 1.

40 En algunas realizaciones, se pueden disponer en forma separada múltiples componentes aerodinámicos 2000 en el casco 12, como se muestra por ejemplo en la Figura 1. La Figura 1 muestra una configuración de ejemplo en donde un componente aerodinámico orientado longitudinalmente 2000 se dispone centralmente en la porción superior del casco 12, y los componentes aerodinámicos orientados transversalmente 2000 se disponen longitudinalmente en el componente aerodinámico montado centralmente, orientado longitudinalmente 2000.

45 Alternativa, o adicionalmente, dos o más componentes aerodinámicos 2000 se pueden apoyar y/o superponer entre sí, como se muestra en la Figura 19. Por ejemplo, la Figura 19 muestra una configuración de ejemplo en donde un

componente aerodinámico orientado transversalmente 2000 se dispone parcialmente por debajo de un componente aerodinámico dispuesto centralmente, orientado longitudinalmente 2000.

5 El componente aerodinámico 2000 se puede configurar para minimizar la susceptibilidad de la aeronave 10 a los vientos que pasan sobre esta fuera del eje con respecto al componente aerodinámico 2000, es decir, en una dirección que no está alineada (es decir, no paralela) con las aletas anteriores 2010. Por ejemplo, en algunas realizaciones, las aletas anteriores 2010 se pueden integrar en el casco 12, de tal manera que la forma de superficie del casco 12 permanece sin cambios, y el componente aerodinámico 2000 se puede exponer al flujo de aire mediante una abertura relativamente pequeña en el casco 12, como se muestra en la Figura 19. En otras realizaciones, el componente aerodinámico 2000 puede sobresalir del contorno del casco 12, pero todavía puede tener un perfil relativamente bajo y transición suave desde el casco 12 con el fin de limitar la cantidad de arrastre creada por el componente aerodinámico 2000 en las direcciones fuera del eje. (Véase, por ejemplo, Figura 1). En otras realizaciones, el casco 12 puede tener una segunda piel dentro de la cual se pueden integrar los componentes aerodinámicos 2000, como se muestra por ejemplo, en la Figura 20.

15 Las aletas anteriores 2010 se pueden elaborar de cualquier material adecuado. En algunas realizaciones, las aletas anteriores 2010 pueden estar formadas de un material rígido, tal como plástico, fibra de carbono, aluminio, titanio, etc. Algunas realizaciones pueden, alternativa o adicionalmente, incluir aletas anteriores 2010 elaboradas de un material flexible, tal como una tela, por ejemplo, la misma tela que se puede utilizar para elaborar el casco 12. Las aletas anteriores 2010 pueden tener una forma en sección transversal uniforme a lo largo de la longitud de las mismas, por ejemplo, una partición de pared delgada. Algunas realizaciones pueden incluir aletas anteriores 2010 que tienen una forma en sección transversal no uniforme. Por ejemplo, las aletas anteriores 2010 pueden tener una forma de perfil aerodinámico (por ejemplo, en una dirección longitudinal), o una forma aerodinámica modificada, tal como una cola kamm.

20 En algunas realizaciones, las aletas anteriores 2010 pueden ser paralelas, como se muestra en la Figura 1. Alternativa, o adicionalmente, la aeronave 10 puede incluir aletas anteriores 2010 que tienen una configuración diferente. Por ejemplo, las aletas anteriores 2010 se pueden disponer en una configuración diagonal alternante, como se muestra en la Figura 21. En las realizaciones en donde las aletas anteriores 2010 son rígidas, la configuración diagonal alterna puede proporcionar soporte estructural mejorado, ya que puede formar una estructura similar a enrejado.

30 Los componentes aerodinámicos 2000 pueden incluir dentro superficies de pared de los pasajes de flujo de aire 2020 que pueden ser sustancialmente planas, o pueden ser curvas. En algunas realizaciones, como se muestra en la Figura 20, una pared superior 2030 puede ser la parte inferior de una porción superior 2040 del casco 12, y de esta manera, se puede curvar hacia arriba. En otras realizaciones, como se muestra en la Figura 22, la superficie superior 2030 puede ser sustancialmente plana (por ejemplo, horizontal, o en cualquier plano considerado adecuado). En algunas realizaciones, la superficie superior 2030 puede ser sustancialmente plana, y un borde delantero 2050 del componente aerodinámico 2000 puede tener una curvatura tal que la porción de casco 12 entre los pasajes de flujo de aire 2020 y la porción superior 2040 del casco 12 pueden tener una forma en sección transversal de superficie aerodinámica asimétrica, como se muestra en la Figura 22. Esta configuración puede crear elevación aerodinámica, durante el vuelo. En dichas realizaciones, un componente aerodinámico lateral inferior 2000 se puede disponer en una porción inferior 2060 de la aeronave 10, y la forma en sección transversal de la porción de casco entre los pasajes de flujo de aire 2020 del componente aerodinámico lateral inferior 2000 y una superficie inferior 2070 del casco 12 pueden tener una forma de sección transversal sustancialmente simétrica (en virtud de una pared inferior curvada 2080 y la superficie inferior similarmente curva 2070) a fin de evitar una fuerza aerodinámica que contrarresta anulando la elevación aerodinámica creada por el componente aerodinámico 2000 en la porción superior de la aeronave 10. Adicionalmente, en algunas realizaciones, el pasaje de flujo de aire reducido 2020 creado por la pared inferior curva 2080 en la porción inferior 2060 puede acelerar el flujo de aire en comparación con el flujo de aire que pasa a través del lado inferior de la superficie inferior 2070, creando de esta manera elevación aerodinámica adicional.

45 La Figura 23 ilustra una vista en corte, en perspectiva de una aeronave que tiene una realización de componentes aerodinámicos 2000 similar a aquella mostrada en la Figura 20. Por ejemplo, como la realización mostrada en la Figura 23, la Figura 20 muestra una realización en donde los componentes aerodinámicos longitudinales 2000 se disponen en una orientación lateral y residen por lo menos parcialmente bajo un componente aerodinámico dispuesto centralmente 2000 que tiene una orientación longitudinal (es decir, de adelante hacia atrás).

50 La Figura 24 ilustra una realización similar a aquella mostrada en la Figura 20, excepto que se invierte la orientación de los componentes aerodinámicos 2000. En la realización mostrada en la Figura 24, el componente aerodinámico dispuesto centralmente 2000 tiene una orientación derecha-puerto (que permite el flujo de aire lateral), y se permite el flujo de aire longitudinal a través de componentes aerodinámicos dispuestos lateralmente 2000 que se superponen por el componente aerodinámico dispuesto centralmente 2000.

Estructuras de Flotación

De acuerdo con algunas realizaciones no reivindicadas, la aeronave 10 puede incluir por lo menos una estructura de flotación 4000 configurada para soportar la aeronave 10 para flotación sobre el agua durante un acuatizaje. En algunas

realizaciones no reivindicadas, el casco 12 puede incluir una estructura de flotación. Por ejemplo, como se muestra en la Figura 25, en algunas realizaciones, el casco 12 puede incluir una porción inferior ampliada configurada para proporcionar flotabilidad. En dichas realizaciones no reivindicadas, se puede formar el casco 12 de un material ligero, tal como fibra de carbono. Adicionalmente, el casco 12 puede tener una estructura hueca o se puede llenar con un material liviano, tal como una espuma, o una estructura de panal. También, en dichas realizaciones no reivindicadas, la aeronave 10 puede incluir estructuras de flotación adicionales 4000, tales como pontones fuera de borda 4010, unidos, por ejemplo, a elementos de estabilización horizontales 315, como se muestra en la Figura 25. Se pueden configurar los pontones fuera de borda 4010 para proporcionar estabilidad a la aeronave 10 mientras flota.

En algunas realizaciones no reivindicadas, la aeronave 10 puede incluir múltiples conjuntos de estructuras de flotación 4000. Por ejemplo, como se muestra en la Figura 26, la aeronave 10 puede incluir pontones fuera de borda 4010 montados en los elementos de estabilización horizontales 315, así como uno o más pontones principales 4020 montados en el casco 12, por ejemplo, mediante elementos de soporte de pontón 4030. Los pontones principales 4020 se pueden formar de los mismos materiales o materiales similares como se discutió anteriormente con respecto a los pontones fuera de borda 4010. En algunas realizaciones no reivindicadas, los pontones fuera de borda 4010 y/o pontones principales 4020 pueden tener una forma similar a los pontones conocidos que utiliza una aeronave con alas. Dichos pontones se pueden formar con una configuración similar a casco de buque para facilitar los viajes hacia adelante mientras flota (por ejemplo, durante despegue y aterrizaje). En otras realizaciones no reivindicadas, los pontones fuera de borda 4010 y/o pontones principales 4020 pueden tener una forma más simple. Por ejemplo, cuando se anticipa que la aeronave 10 se va a utilizar exclusivamente como un avión VTOL, los pontones se pueden configurar para una máxima flotabilidad, en contraposición a viajar a través del agua.

Como se muestra en las Figuras 27 y 28, la aeronave 10 puede incluir estructuras de flotación desplegadas 4000. Por ejemplo, la aeronave 10 puede incluir pontones principales desplegados 4040, que se pueden formar de una porción del casco 12 que se puede extender a una posición fuera de borda, que se ilustra mediante líneas discontinuas en las Figuras 27 y 28. En algunas realizaciones no reivindicadas, los pontones principales desplegados 4040 se pueden extender en una dirección hacia abajo, como se muestra en la Figura 27. En otras realizaciones no reivindicadas, los pontones principales desplegados 4040 se pueden extender hacia abajo y lateralmente hacia fuera desde el eje de balance 5, como se muestra en la Figura 28, proporcionando una postura amplia y estable. Como se muestra también en la Figura 28, los pontones fuera de borda desplegados 4050 se pueden extender más allá de las puntas distales de los elementos de estabilización horizontales 315, para proporcionar estabilidad adicional.

Los pontones desplegados se pueden formar con los aspectos superficiales de una superficie aerodinámica. En algunas realizaciones, los pontones fuera de borda 4010, pontones principales 4020, pontones principales desplegados 4040, y/o pontones fuera de borda desplegados 4050 se pueden diseñar con una forma en sección transversal similar a cascos de botes de carreras de hidroavión tipo catamarán, como se muestra, por ejemplo, en la Figura 27.

Aparatos Desplegados

De acuerdo con algunas realizaciones no reivindicadas, la aeronave 10 puede incluir un aparato desplegable 5000. El aparato desplegable 5000 puede estar alojado dentro del casco 12 y desplegarse desde el casco 12 para la operación no relacionada con el control de vuelo o el aterrizaje de la aeronave 10. Por ejemplo, como se muestra en la Figura 29, la aeronave 10 puede incluir un aparato de perforación 5010 que se puede desplegar desde el casco 12. Un área de almacenamiento dentro del casco 12 se puede configurar para alojar componentes del aparato de perforación 5010, tales como secciones del eje de perforación. En algunas realizaciones no reivindicadas, las puertas del área de almacenamiento se pueden abrir para exponer el aparato desplegable 5000. Alternativamente, como se ilustra en la Figura 29, los pontones principales desplegados 4040 pueden servir como puertas del área de almacenamiento, y un aparato de perforación 5010 cuando se pueden desplegar pontones principales desplegados 4040.

Los sistemas de control de vuelo de la aeronave 10 se pueden configurar para mantener la aeronave 10 estacionaria y estable durante operaciones de perforación. En algunas realizaciones no reivindicadas, la aeronave 10 puede incluir dispositivos similares a anclaje (no mostrados), que pueden fijar la aeronave 10 al fondo del mar, ya sea a través de un cable o un accesorio más rígido. En algunas realizaciones no reivindicadas, la aeronave 10 se puede mantener estacionaria a través de la operación del sistema de control de vuelo y/o utilizando sujeción al fondo del mar, de tal manera que facilite las operaciones de perforación de aceite y/o gas natural, u operaciones para recolectar otros recursos naturales.

En algunas realizaciones no reivindicadas, la aeronave 10 se puede adecuar para perforación en aguas relativamente poco profundas. Adicionalmente, el aparato desplegable 5000 también se puede incorporar en una realización de la aeronave 10 equipada para aterrizaje (a diferencia de acuatizaje). También, en algunas realizaciones no reivindicadas, la aeronave 10 se puede configurar para perforar agujeros poco profundos. Por ejemplo, una aplicación adecuada puede incluir la perforación de agujeros para instalación y/o construcción de pilones de soporte. Otros tipos de aparatos se pueden desplegar de la aeronave 10. Dichos aparatos pueden incluir, por ejemplo, equipos de construcción, equipos de demolición, equipos contra incendios, equipos de elevación y transporte (por ejemplo, un aparato del tipo montacargas), equipo de reabastecimiento de aeronaves y/o embarcaciones, equipos de eliminación de agua/ bombeo, equipos de monitoreo del clima, etc.

Aplicabilidad Industrial

5 La aeronave 10 descrita se puede implementar para uso en un amplio rango de aplicaciones. Por ejemplo, en algunas realizaciones, se puede configurar la aeronave 10 para realizar funciones que implican viajar de un lugar a otro. Por ejemplo, la aeronave 10 se puede configurar para realizar una función asociada con por lo menos uno de levantar objetos (por ejemplo, elevación de construcción), elevar una plataforma, transportar artículos (por ejemplo, carga), exhibir elementos (por ejemplo, publicidad), transportar seres humanos (por ejemplo, transporte de pasajeros y/o turismo), y/o proporcionar recreación.

10 Las aplicaciones de ejemplo para la aeronave descrita 10 pueden incluir transportar equipos y/o materiales de construcción, tales como equipo de construcción o componentes de construcción. Por ejemplo, se puede utilizar la aeronave 10 para transportar equipo de construcción de oleoductos, así como la tubería en sí misma. La aeronave 10 puede ser aplicable para uso en relación con la construcción, operación y/o mantenimiento de tuberías, así como tala y transporte de madera. Dichas aplicaciones pueden tener uso particular en áreas remotas, por ejemplo, sin la infraestructura de transporte, tales como carreteras o pistas de aterrizaje, por ejemplo, en Alaska, Canadá, el interior de Australia, Oriente Medio, África, etc. Ejemplos de dichas áreas pueden incluir la tundra, desierto, glaciares, cuerpos de
15 tierras cubiertas de nieve y/o hielo, etc.

20 Otro uso de ejemplo de la aeronave 10 puede incluir fumigación de cultivos. Las realizaciones de la aeronave 10 que tienen configuraciones de motor como se describe aquí pueden ser capaces de tener altos niveles de precisión con respecto al suministro de tratamientos de cultivos. Las ventajas de dicha alta precisión pueden incluir la posibilidad de fumigar cultivos en una parcela de tierra sin resultar en desvío de productos químicos rociados en parcelas vecinas. Esto puede ser ventajoso cuando las parcelas cercanas incluyen diferentes tipos de cultivos y/o si las parcelas cercanas, por ejemplo, se mantienen como orgánicas.

25 En algunas realizaciones, la aeronave 10 se puede configurar para realizar funciones en las que la aeronave permanece en vuelo sustancialmente estacionario. Por ejemplo, se puede configurar la aeronave 10 para realizar una función, que incluye por lo menos una de montaje de una estructura, realización de comunicaciones celulares, realización de comunicaciones por satélite, realización de vigilancia, publicidad, realización de estudios científicos, y suministro de servicios de apoyo por desastre. La aeronave 10 puede incluir una plataforma u otra estructura que lleva carga configurada para suspender el equipo de comunicaciones (por ejemplo, transmisor/receptor satelital, antena de telefonía móvil, etc.) en una ubicación determinada. Debido a que la aeronave 10 puede utilizar, por ejemplo, superficies de control asociadas, montajes de propulsión 31, y su forma para permanecer suspendida y sustancialmente
30 estacionaria sobre un determinado lugar, la aeronave 10 puede operar como un puesto de comunicaciones en áreas deseadas. Adicionalmente, la aeronave 10 se puede emplear para operaciones militares u otras operaciones de reconocimiento/vigilancia (por ejemplo, para patrulla fronteriza).

35 Se puede realizar la operación de aeronave 10 al controlar y/o utilizar de forma remota vuelos de aeronave tripulados 10. Alternativa, o adicionalmente, la aeronave 10 se puede operar mediante los controles automáticos preprogramados, particularmente para aplicaciones que implican el vuelo estacionario.

40 En algunas realizaciones, la aeronave 10 se puede configurar para volar a altitudes de 30.000 pies o más. La capacidad de volar a esas altitudes puede facilitar varias operaciones mencionadas anteriormente, como la vigilancia, comunicaciones, estudios científicos, etc. Adicionalmente, la elevada altitud de vuelo tal como esta pueda permitir que la aeronave 10 saque ventajas de las corrientes a chorro, y también vuele por encima de condiciones climáticas adversas y/o turbulencia que de otra manera se pueden presentar a menor altitud. Adicionalmente, volar a altas altitudes, por encima de las nubes, puede exponer el panel solar 1010 a más luz solar. Adicionalmente, en altitudes más altas, la luz del sol puede ser más intensa, mejorando más la recolección de la energía solar.

45 En algunas realizaciones, se puede configurar la aeronave 10 para uso en altitudes elevadas extremas, por ejemplo, como un reemplazo de satélites. Dichas realizaciones de aeronave 10 se pueden configurar para vuelo estacionario o móvil en altitudes de más de 60.000 pies. Determinadas realizaciones pueden ser capaces de operar normalmente a altitudes de más de 100.000 pies.

50 En algunas aplicaciones contempladas, la aeronave 10 se puede hacer volar con energía solar durante el día y baterías por la noche y/o mientras que vuela por debajo de la cubierta de nubes. Durante el vuelo en el que la aeronave 10 se puede hacer volar completamente utilizando energía solar, la aeronave 10 puede almacenar cualquier exceso de energía solar recogida al utilizarla para cargar las baterías 1030.

55 Determinadas realizaciones no reivindicadas de la aeronave 10 descrita aquí se pueden equipar para acuatizaje. Dichas realizaciones no reivindicadas pueden ser aplicables para el acuatizaje a cualquier profundidad. Por lo tanto, la aeronave 10 se puede configurar para aterrizar en un lago o en el mar, la aeronave 10 también se puede configurar para aterrizar en un pantano u otro sitio pantanoso. Dichas aeronaves se pueden utilizar para aplicaciones a, o en, el sitio de agua. Adicionalmente, dichas aeronaves pueden utilizar el cuerpo de agua/pantano como un lugar de aterrizaje en un área que de otro modo no proporciona un lugar de aterrizaje. Por ejemplo, con el fin de viajar a un área altamente boscosa que no proporciona un lugar de aterrizaje adecuado, una aeronave configurada para acuatizaje puede aterrizar,

por ejemplo, en un estanque cerca del área altamente boscosa. Se pueden utilizar aeronaves equipadas para acuatzaje, por ejemplo, para llevar a cabo la investigación sobre un cuerpo de agua, para realizar la construcción, o simplemente entregar materiales y/o personas a un lugar.

5 Algunas realizaciones no reivindicadas descritas de la aeronave 10 pueden incluir por lo menos un aparato desplegable. Como se ha señalado anteriormente, el aparato desplegable puede ser cualquiera de un número de diferentes tipos de equipos. Se puede configurar la aeronave 10 para implementar el uso de dicho equipo.

10 Ya sea configurada para vuelos tripulados, no-tripulados, y/o automatizados, la aeronave 10, de acuerdo con algunas realizaciones no reivindicadas, puede ser controlada por un ordenador 600. Por ejemplo, los montajes de propulsión 31 y las superficies de control, entre otras cosas, se pueden controlar por un ordenador 600. La Figura 30 es un diagrama de bloques de una realización de ejemplo no reivindicada de un ordenador 600 consistente con la presente descripción. Por ejemplo, como se muestra en la Figura 25, el ordenador 600 puede incluir un procesador 605, un disco 610, un dispositivo de entrada 615, una pantalla multifunción (MFD) 620, un dispositivo externo opcional 625, y una interfaz 630. El ordenador 600 puede incluir más o menos componentes según se desee. En esta realización de ejemplo no reivindicada, el procesador 605 incluye una CPU 635, que se conecta a una unidad de memoria de acceso aleatorio (RAM) 640, una unidad de memoria de pantalla 645, una unidad de controlador de interfaz de vídeo (VIC) 650, y una unidad de entrada/salida (I/O) 655. El procesador también puede incluir otros componentes.

20 En esta realización de ejemplo no reivindicada, el disco 610, el dispositivo de entrada 615, la MFD 620, el dispositivo externo opcional 625, y la interfaz 630 se conectan al procesador 605 a través de la unidad I/O 655. Adicionalmente, el disco 610 puede contener una porción de información que se puede procesar por el procesador 605 y se muestra en la MFD 620. El dispositivo de entrada 615 incluye el mecanismo por el cual un usuario y/o sistema asociado con la aeronave 10 puede acceder al ordenador 600. El dispositivo externo opcional 625 puede permitir que el ordenador 600 manipule otros dispositivos a través de señales de control. Por ejemplo, se puede incluir un sistema de pilotaje por cable o mando por fibra óptica que permita que las señales de control se envíen a los dispositivos externos opcionales, que incluyen, por ejemplo, servomotores asociados con las bandadas de unidad de propulsión 430 y las superficies de control asociadas con los elementos de estabilización horizontal y vertical 310 y 315. Las "señales de control", como se utiliza aquí, pueden significar cualesquier señales analógicas, digitales y/o en otros formatos configuradas para provocar la operación de un elemento relacionado con el control de la aeronave 10 (por ejemplo, una señal configurada para provocar la operación de una o más superficies de control asociadas con la aeronave 10). El "pilotaje por cable", como se utiliza aquí, significa un sistema de control en el que las señales de control se pueden pasar en forma electrónica a través de un material eléctricamente conductor (por ejemplo, alambre de cobre). Dicho sistema puede incluir un ordenador 600 entre los controles del operador y el accionador de control final o de superficie, que pueden modificar las entradas del operador de conformidad con los programas de software predefinidos. El "mando por fibra óptica", como se utiliza aquí, se refiere a un sistema de control donde las señales de control se transmiten de manera similar a pilotaje por cable (es decir, que incluyen un ordenador 600), pero en donde las señales de control se pueden transmitir a través de un material conductor de luz (por ejemplo, fibra óptica).

40 De acuerdo con algunas realizaciones no reivindicadas, la interfaz 630 puede permitir que el ordenador 600 envíe y/o reciba información diferente por el dispositivo de entrada 615. Por ejemplo, el ordenador 600 puede recibir señales indicadoras de información de control de los controles de vuelo 720, un control remoto, y/o cualquier otro dispositivo adecuado. El ordenador 600 luego puede procesar dichos comandos y transmitir señales de control apropiadas de acuerdo con diversos sistemas asociados con la aeronave 10 (por ejemplo, el sistema de propulsión 30, las superficies de control verticales y horizontales 350 y 360, etc.). El ordenador 600 también puede recibir información del tiempo y/o condición ambiental desde los sensores asociados con la aeronave 10 (por ejemplo, altímetros, radios de navegación, tubos pitot, etc.) y utilizar dicha información para generar señales de control asociadas con la aeronave en operación 10 (por ejemplo, señales relacionadas con ajustes de compensación, guiñada, y/u otros ajustes).

45 De acuerdo con algunas realizaciones no reivindicadas, el ordenador 600 puede incluir software y/o sistemas que permiten otra funcionalidad. Por ejemplo, el ordenador 600 puede incluir software que permite el control de piloto automático de la aeronave 10. El control de piloto automático puede incluir cualesquiera funciones configuradas para mantener automáticamente un curso preestablecido y/o realizar otras funciones de navegación independientes de un operador de aeronave 10 (por ejemplo, estabilizar la aeronave 10, evitar maniobras indeseables, aterrizaje automático, etc.). Por ejemplo, el ordenador 600 puede recibir información de un operador de la aeronave 10 que incluye un plan de vuelo y/o información de destino. El ordenador 600 puede utilizar dicha información en conjunto con el software de piloto automático para determinar los comandos apropiados para las unidades de propulsión y superficies de control con propósitos de navegación de la aeronave 10 de acuerdo con la información proporcionada. Otros componentes o dispositivos también pueden estar unidos al procesador 605 a través de la unidad de I/O 655. De acuerdo con algunas realizaciones no reivindicadas, no se puede utilizar un ordenador, o se pueden utilizar otros ordenadores para redundancia. Estas configuraciones son solo de ejemplo, y otras implementaciones caerán dentro del alcance de la presente descripción.

60 De acuerdo con algunas realizaciones no reivindicadas, puede ser deseable para el ordenador 600 transmitir señales en vuelo configuradas para, por ejemplo, corregir el rumbo en curso y/o ayudar en la estabilización de la aeronave 10 independientemente de un operador de aeronave 10. Por ejemplo, el ordenador 600 puede calcular, con base en las

entradas de diversos sensores (por ejemplo, altímetro, tubos pitot, anemómetros, etc.), una velocidad y dirección del viento asociada a las condiciones ambientales que rodean la aeronave 10. Con base en dicha información, el ordenador 600 puede determinar un conjunto de parámetros operacionales que pueden mantener la estabilidad de la aeronave 10. Dichos parámetros pueden incluir, por ejemplo, parámetros de la unidad de propulsión, parámetros de la superficie de control, parámetros de lastre, etc. El ordenador 600 puede entonces transmitir comandos consistentes con dichos parámetros que ayudan en el mantenimiento de la estabilidad y/o control de la aeronave 10. Por ejemplo, el ordenador 600 puede determinar que cuando la aeronave 10 gana altitud, se debe presurizar el globo de compensación para prevenir la sobre-presurización de la primera envoltura 282. En tal situación, el ordenador 600 puede provocar que las bombas de aire se activen, presurizando de ese modo el globo de compensación para una presión deseable. Cabe señalar que los datos asociados con el viento y otros diversos efectos sobre la aeronave 10 (por ejemplo, tensiones aerodinámicas) se pueden determinar empíricamente y/o experimentalmente, y se almacenan dentro del ordenador 600. Esto puede permitir que el ordenador 600 realice diversas acciones consistentes con la navegación segura de la aeronave 10.

Como se ha señalado anteriormente, de acuerdo con algunas realizaciones no reivindicadas, una vez en el aire, puede ser deseable mantener la aeronave 10 sustancialmente estacionaria sobre un área deseada y a una altitud deseada. Por ejemplo, el ordenador 600 y/o un operador puede transmitir señales de control al sistema de propulsión 30, superficies de control horizontal y vertical 350 y 360, el globo de compensación, y/u otros sistemas asociados con la aeronave 10, de tal manera que la aeronave 10 permanece sustancialmente estacionaria incluso cuando las corrientes de viento pueden provocar que la aeronave 10 se exponga a fuerzas aerodinámicas.

Aunque, para propósitos de esta descripción, se muestran determinadas características descritas en algunas Figuras pero no en otras, se contempla que, en la medida de lo posible, las diversas características descritas aquí se puedan implementar por cada una de las realizaciones de ejemplo descritas. De acuerdo con lo anterior, las diferentes características descritas aquí no se deben interpretar como mutuamente excluyentes a diferentes realizaciones a menos que se especifique explícitamente aquí o dicha exclusividad mutua se entienda fácilmente, por una persona medianamente versada en la técnica, que es inherente a la vista de la naturaleza de las características dadas.

Aunque se han descrito el dispositivo y método actualmente con referencia a las realizaciones específicas de los mismos, se debe entender por aquellos expertos en la técnica que se pueden realizar diversos cambios y se pueden sustituir equivalentes sin apartarse del alcance de la descripción. Adicionalmente, se pueden realizar muchas modificaciones para adaptar una situación, material, composición de materia, proceso, etapa de proceso o etapas del objetivo al alcance de la presente invención. Otras realizaciones de la invención serán evidentes a aquellos expertos en la técnica a partir de la consideración de la especificación y práctica de la invención descrita en el presente documento. Se pretende que la especificación y ejemplos se consideren solo de ejemplo.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave que comprende:
- un casco (12) configurado para que contenga un gas; y
- por lo menos un montaje de propulsión (31) acoplado al casco (12) y que incluye un dispositivo de propulsión (415);
- 5 caracterizado por
- un componente aerodinámico orientado longitudinalmente (2000) dispuesto en una parte central de una superficie superior del casco (12), el componente aerodinámico orientado longitudinalmente (2000) incluye una pluralidad de estructuras de carenado que incluyen una o más aletas anteriores (2010), en donde por lo menos un componente aerodinámico orientado longitudinalmente (2000) se configura para dirigir el flujo de aire alrededor de la aeronave; y
- 10 dos componentes aerodinámicos orientados transversalmente (2000) dispuestos longitudinalmente, respectivamente, del componente aerodinámico orientado longitudinalmente, los componentes aerodinámicos orientados transversalmente incluyen una pluralidad de estructuras de carenado que incluyen una o más aletas anteriores (2010) configuradas para dirigir el flujo de aire.
2. La aeronave de la reivindicación 1, en donde el casco (12) comprende una estructura de soporte (20), y en donde por lo menos un montaje de propulsión (31) comprende:
- 15 un primer montaje de propulsión (31) fijado operativamente a una primera sección de la estructura de soporte (20) y configurado para controlar un movimiento de balance de la aeronave;
- un segundo montaje de propulsión (31) fijado operativamente a una segunda sección de la estructura de soporte (20) y configurado para controlar un movimiento de guiñada de la aeronave; y
- 20 un tercer ensamble de propulsión (31) fijado operativamente a una tercera sección de la estructura de soporte (20) y configurado para controlar un movimiento de cabeceo de la aeronave.
3. La aeronave de la reivindicación 1, en donde una superficie externa del casco (12) comprende:
- un material que convierte la energía solar.
4. La aeronave de la reivindicación 1, que comprende adicionalmente:
- 25 por lo menos un compartimiento (1110) dispuesto sustancialmente dentro del casco (12); y
- por lo menos un sistema de transporte (1140) configurado para subir o bajar por lo menos un compartimiento fuera de o dentro del casco.
5. La aeronave de la reivindicación 1, que comprende adicionalmente:
- 30 uno o más contenedores (1200) dispuestos dentro del casco (12) y configurados para que contengan un gas más liviano que el aire.
6. La aeronave de la reivindicación 5, en donde uno o más contenedores (1200) comprenden un material de auto-sellado.
7. La aeronave de la reivindicación 1, en donde el casco comprende:
- una primera envoltura; y
- 35 una segunda envoltura,
- en donde la primera y segunda envolturas definen un espacio entre estas.
8. La aeronave de la reivindicación 1, que comprende adicionalmente:
- un montaje de empenaje (25) conectado operativamente a una estructura de soporte (20) del casco (12) y configurado para proporcionar por lo menos una funcionalidad de navegación y estabilización de la aeronave.
- 40 9. La aeronave de la reivindicación 1, que comprende adicionalmente:
- un montaje de tren de aterrizaje (377, 777) conectado operativamente con una estructura de soporte (20) del casco.

10. La aeronave de la reivindicación 1, que comprende adicionalmente:

un componente aerodinámico lateral inferior (2000) dispuesto en una parte inferior de la aeronave.

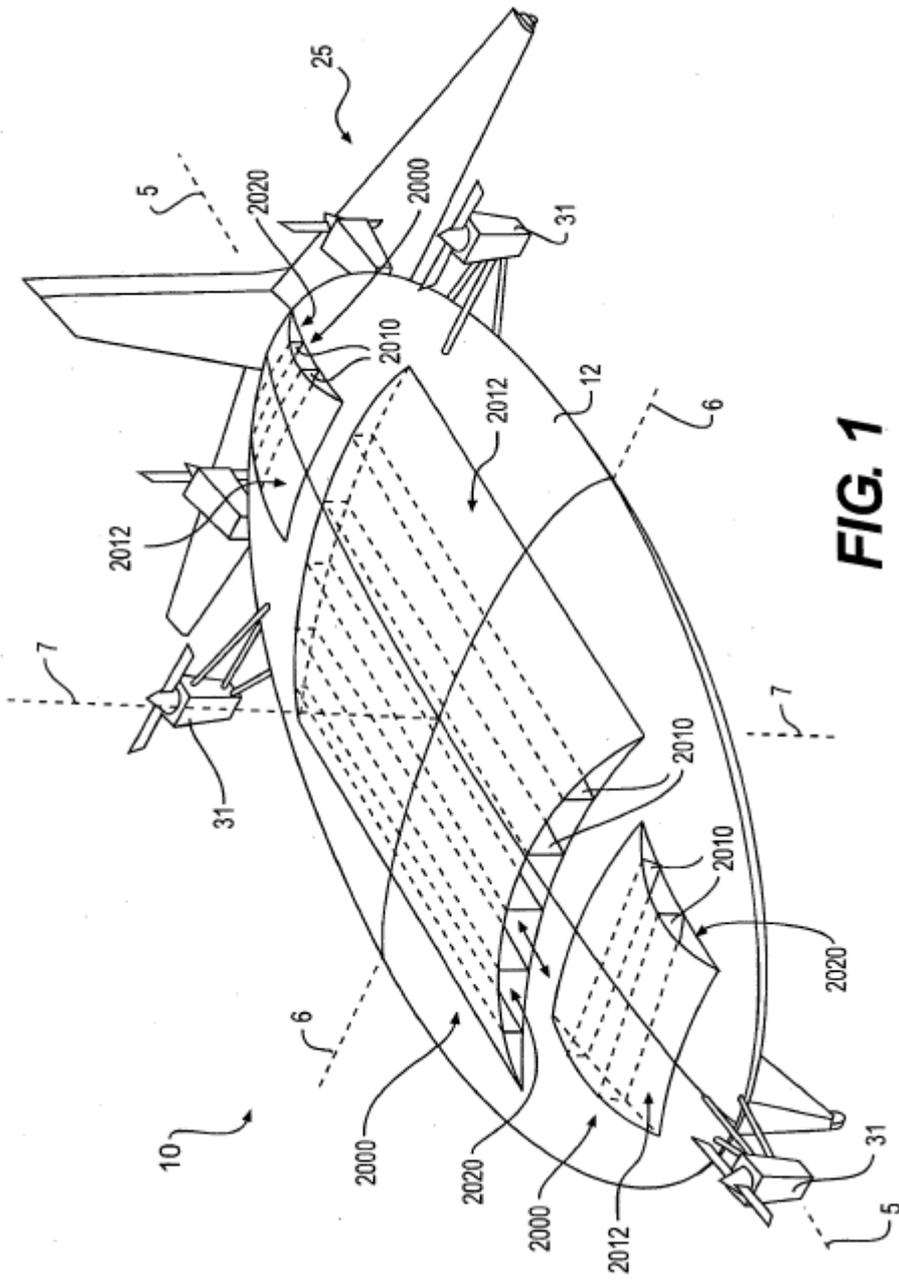


FIG. 1

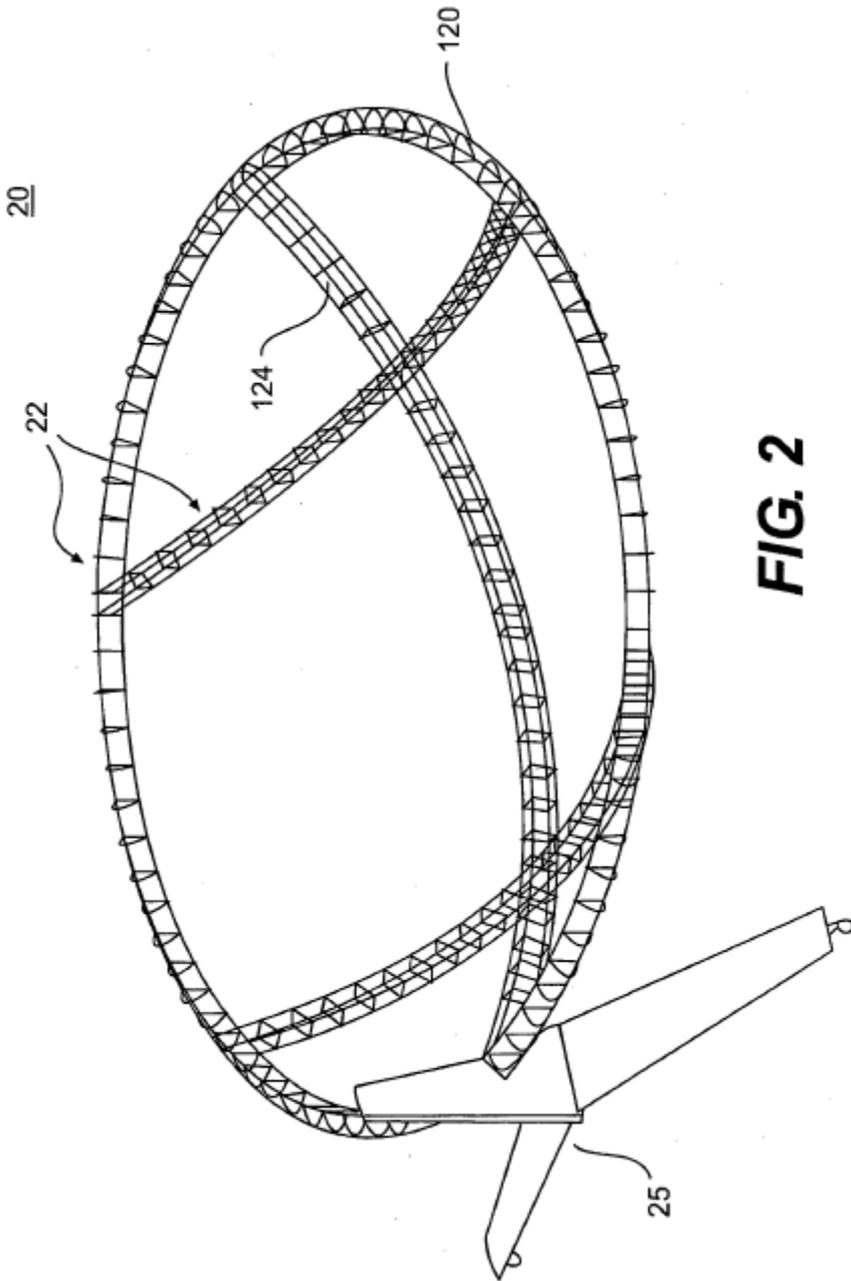


FIG. 2

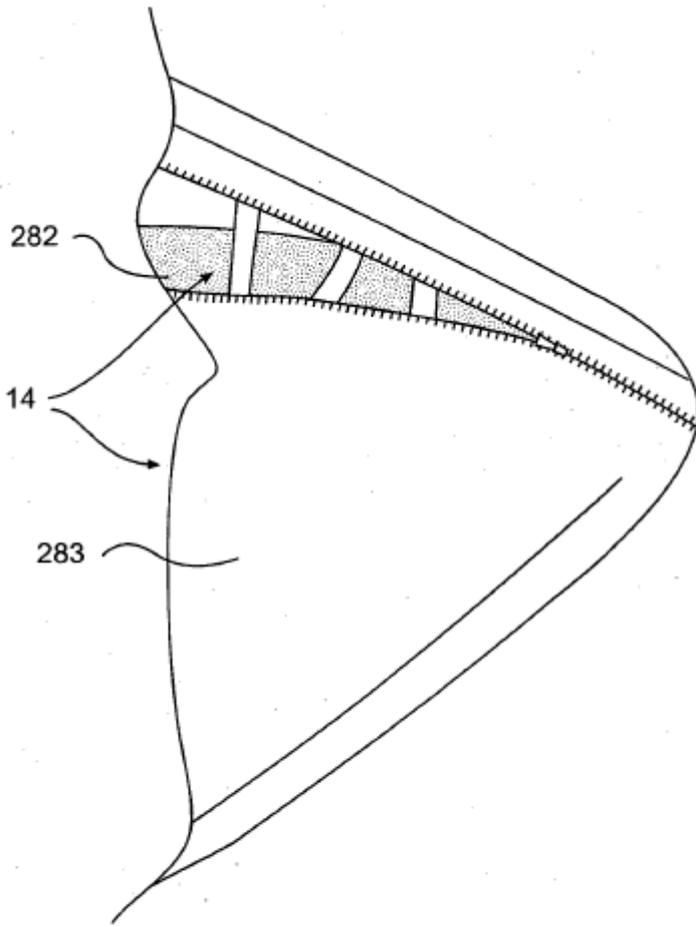


FIG. 3

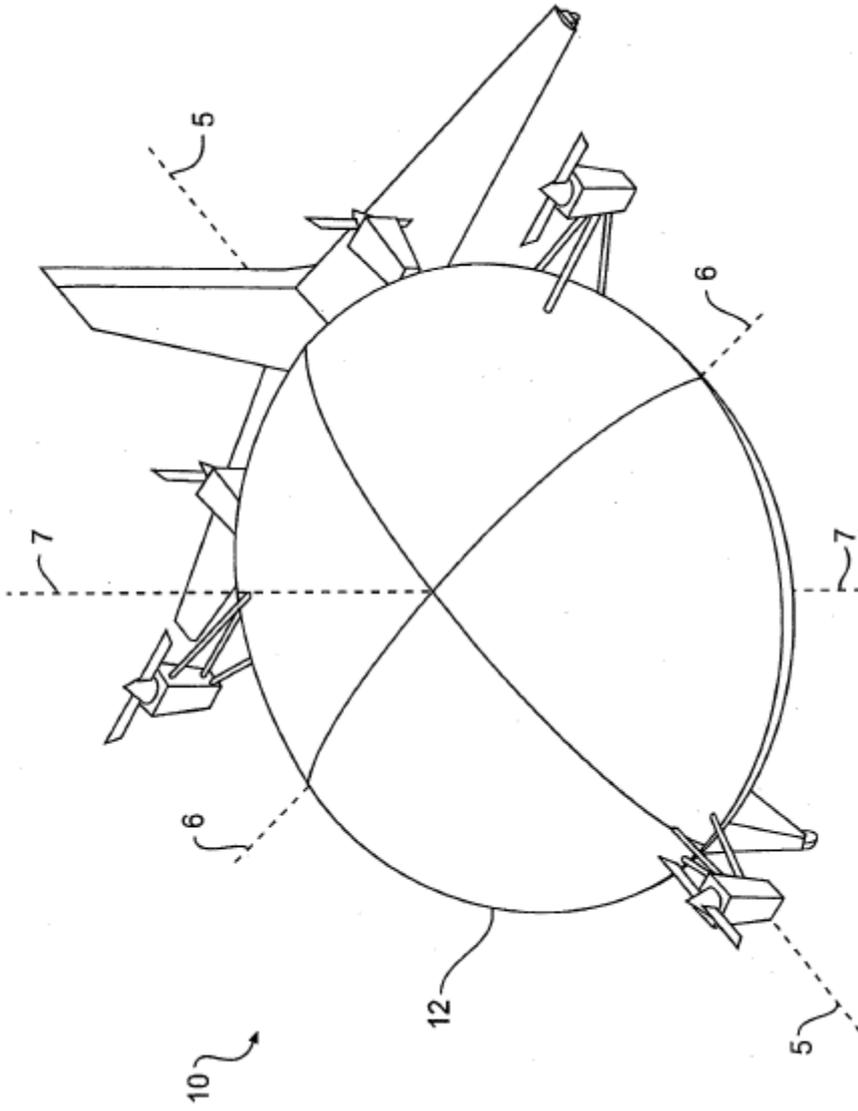
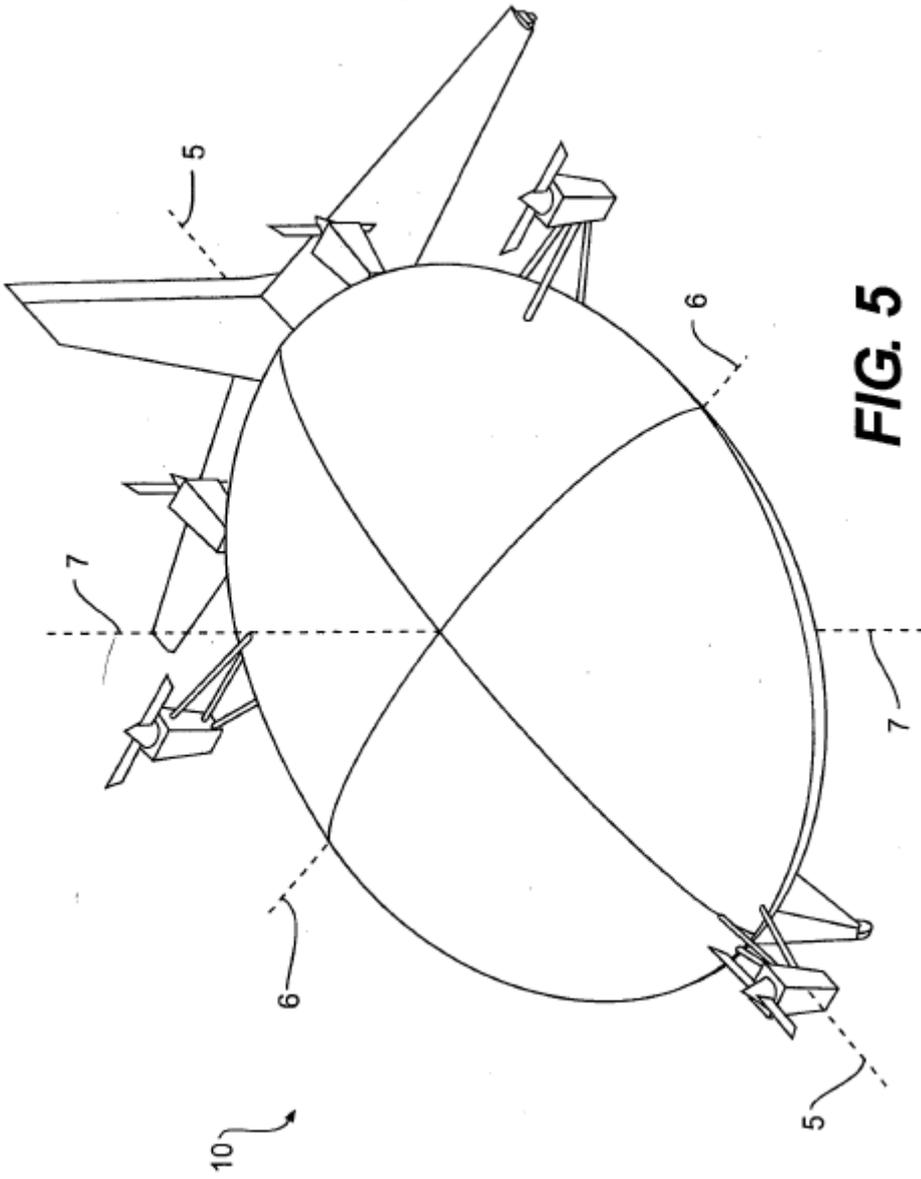
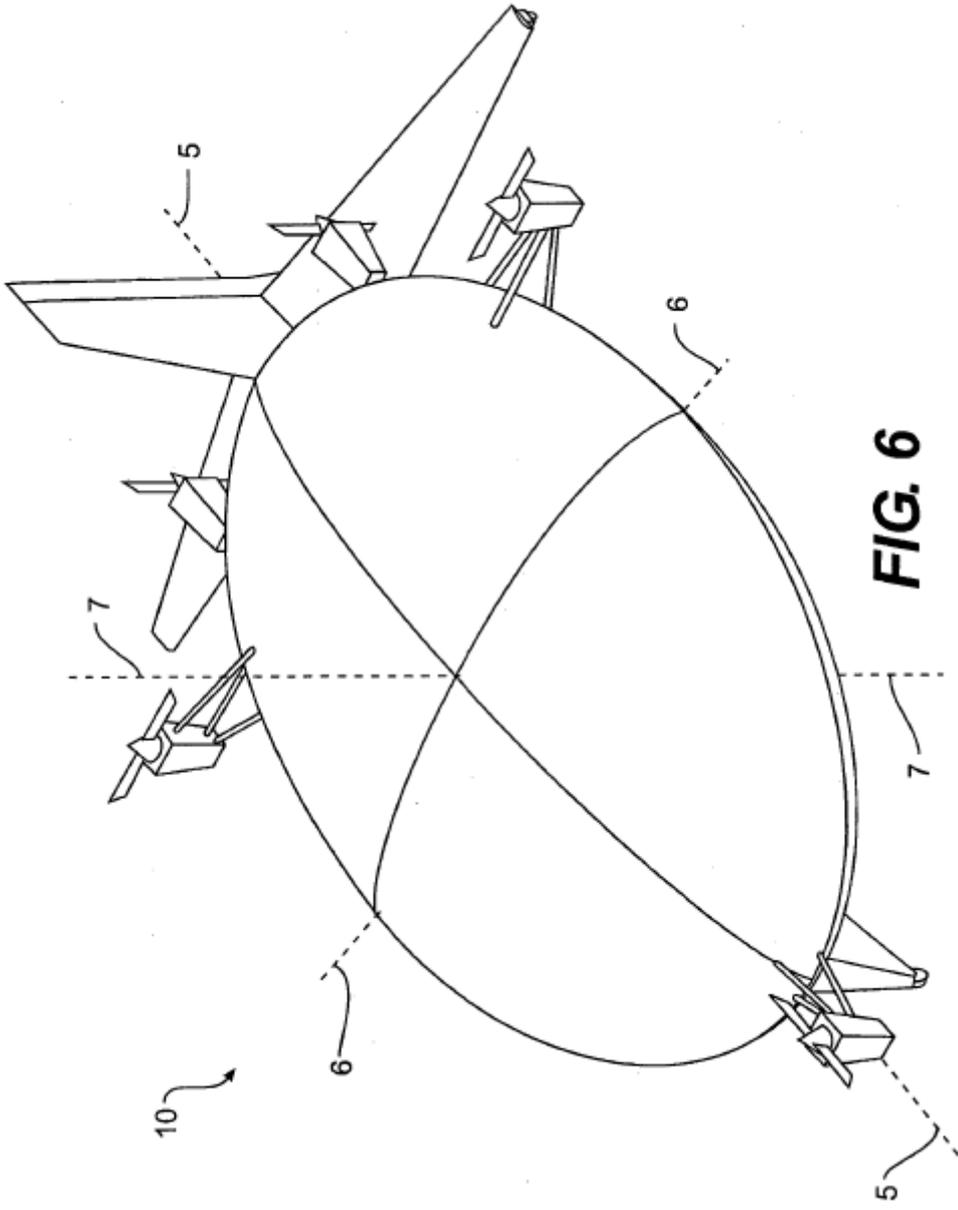


FIG. 4





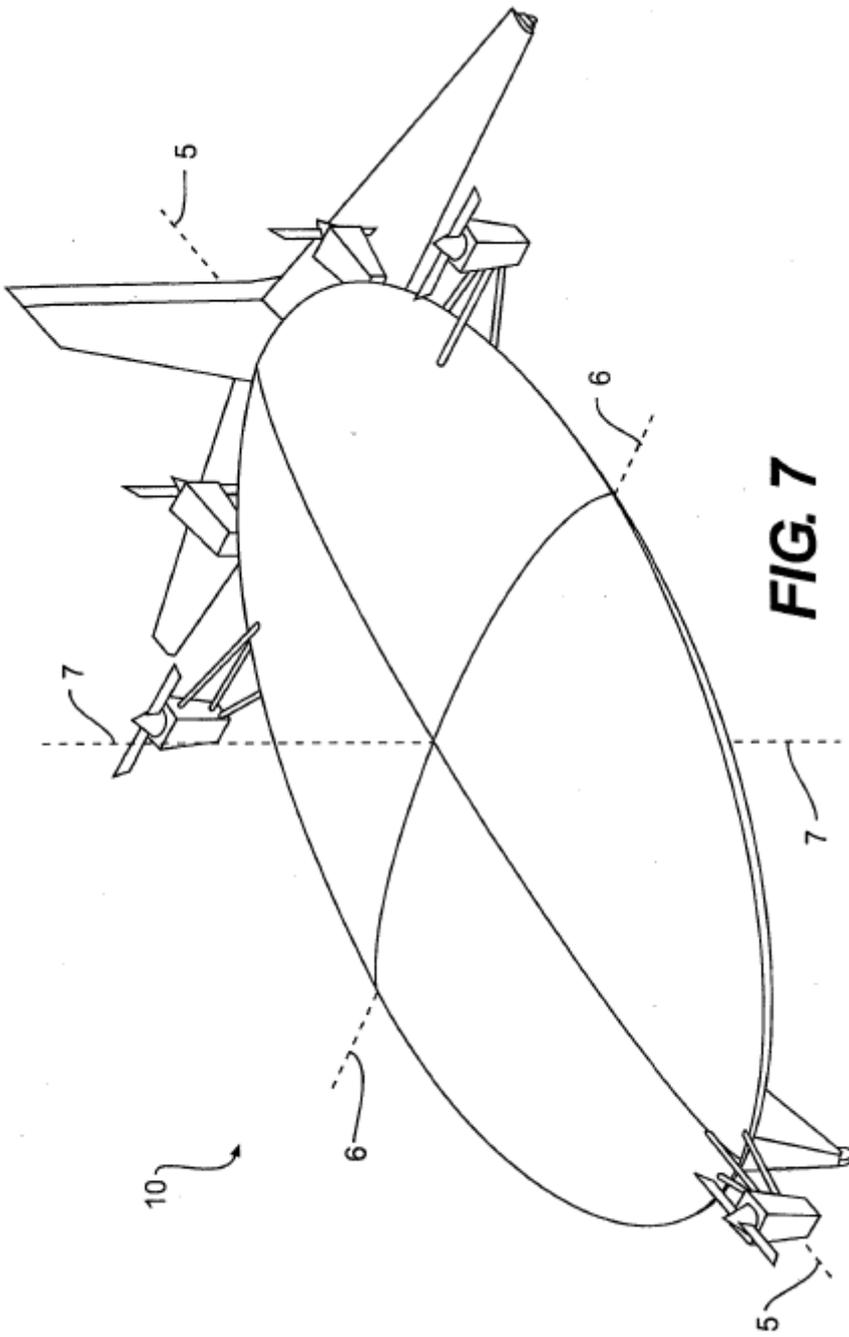
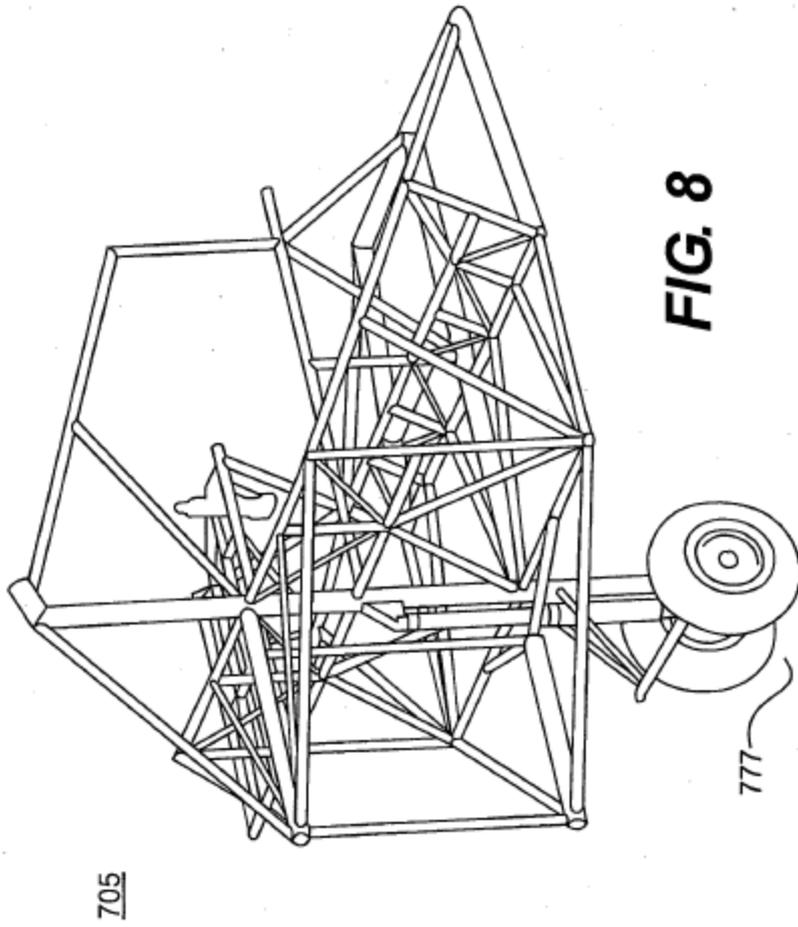


FIG. 7



31

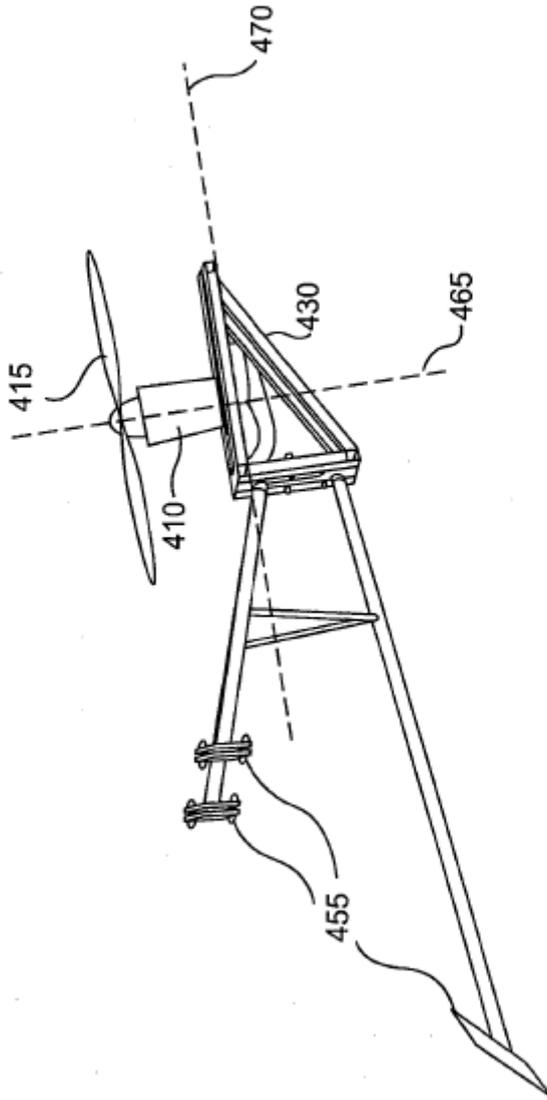


FIG. 9

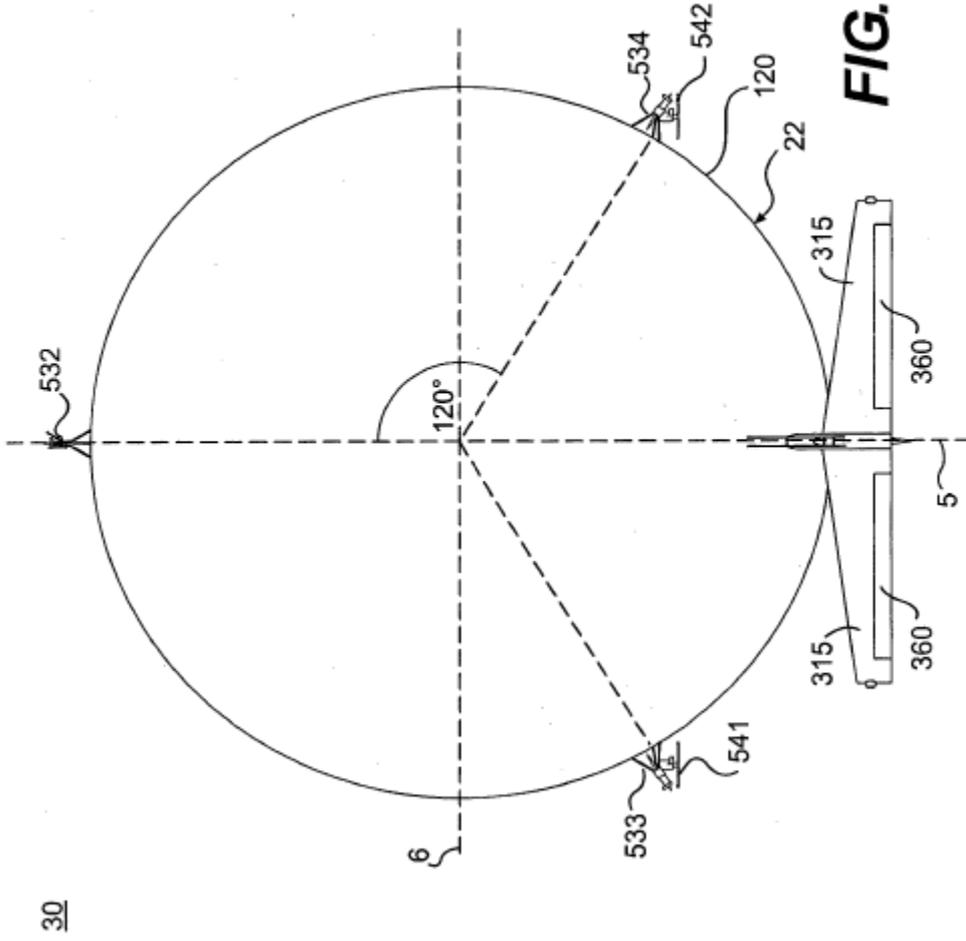


FIG. 10

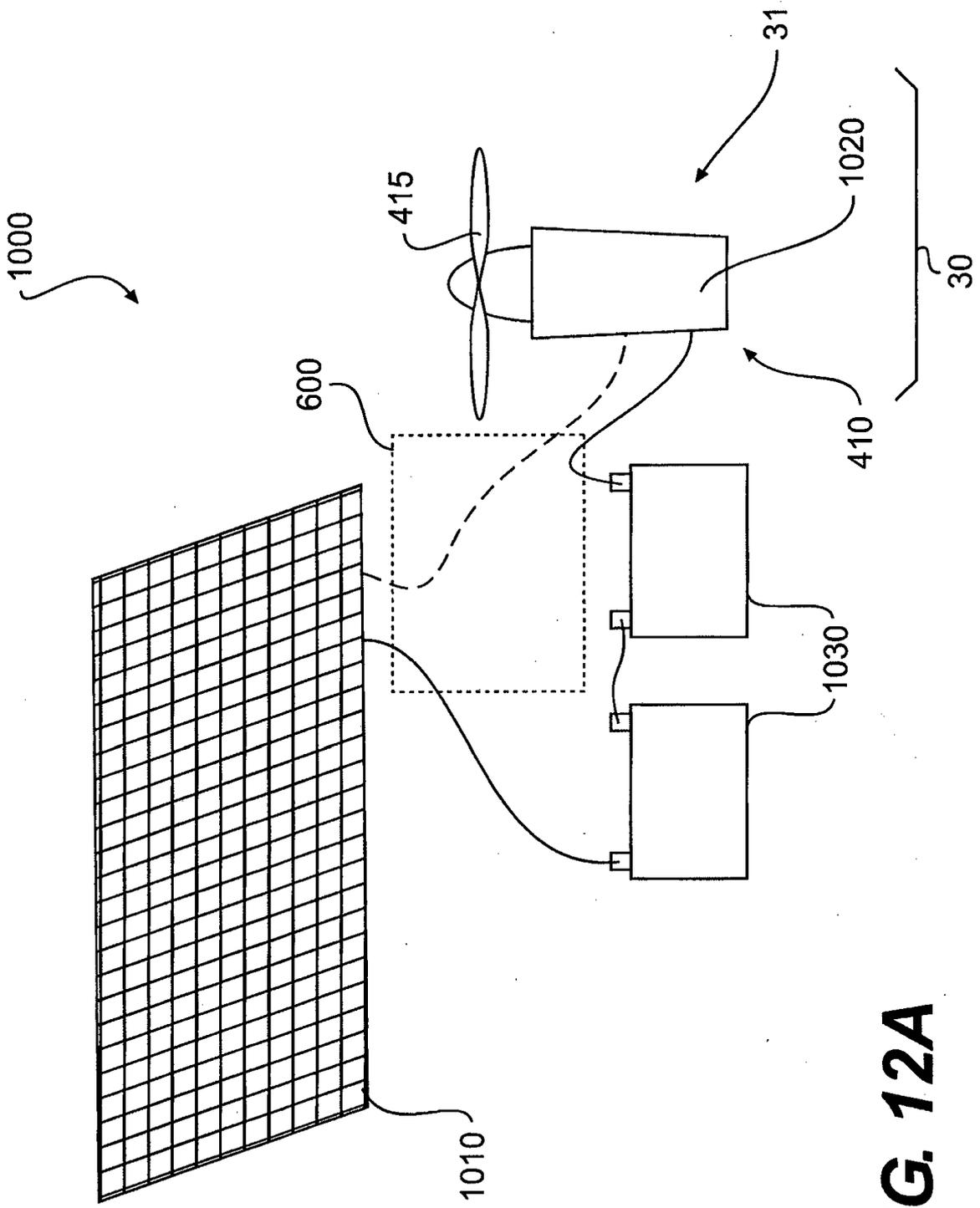


FIG. 12A

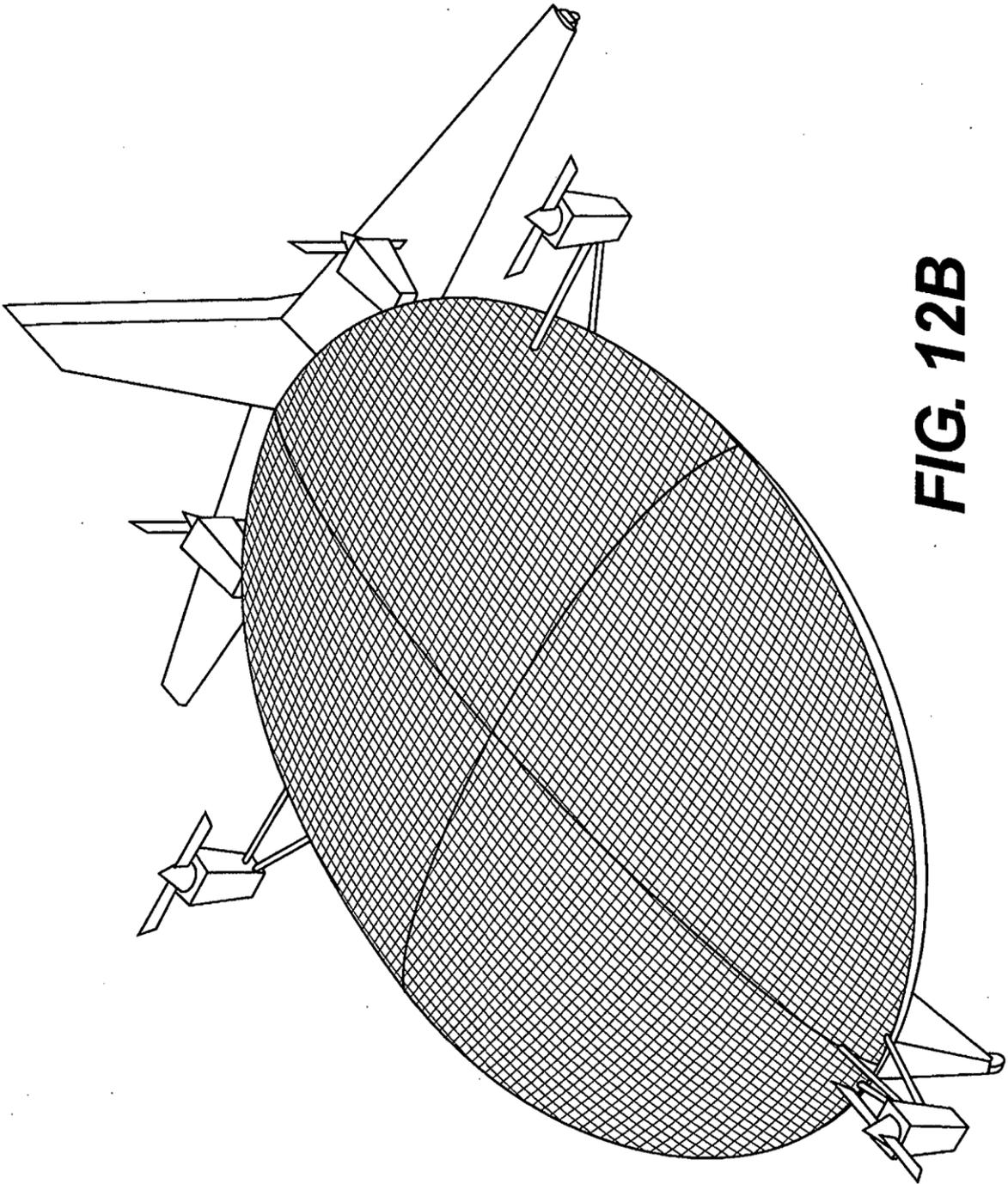


FIG. 12B

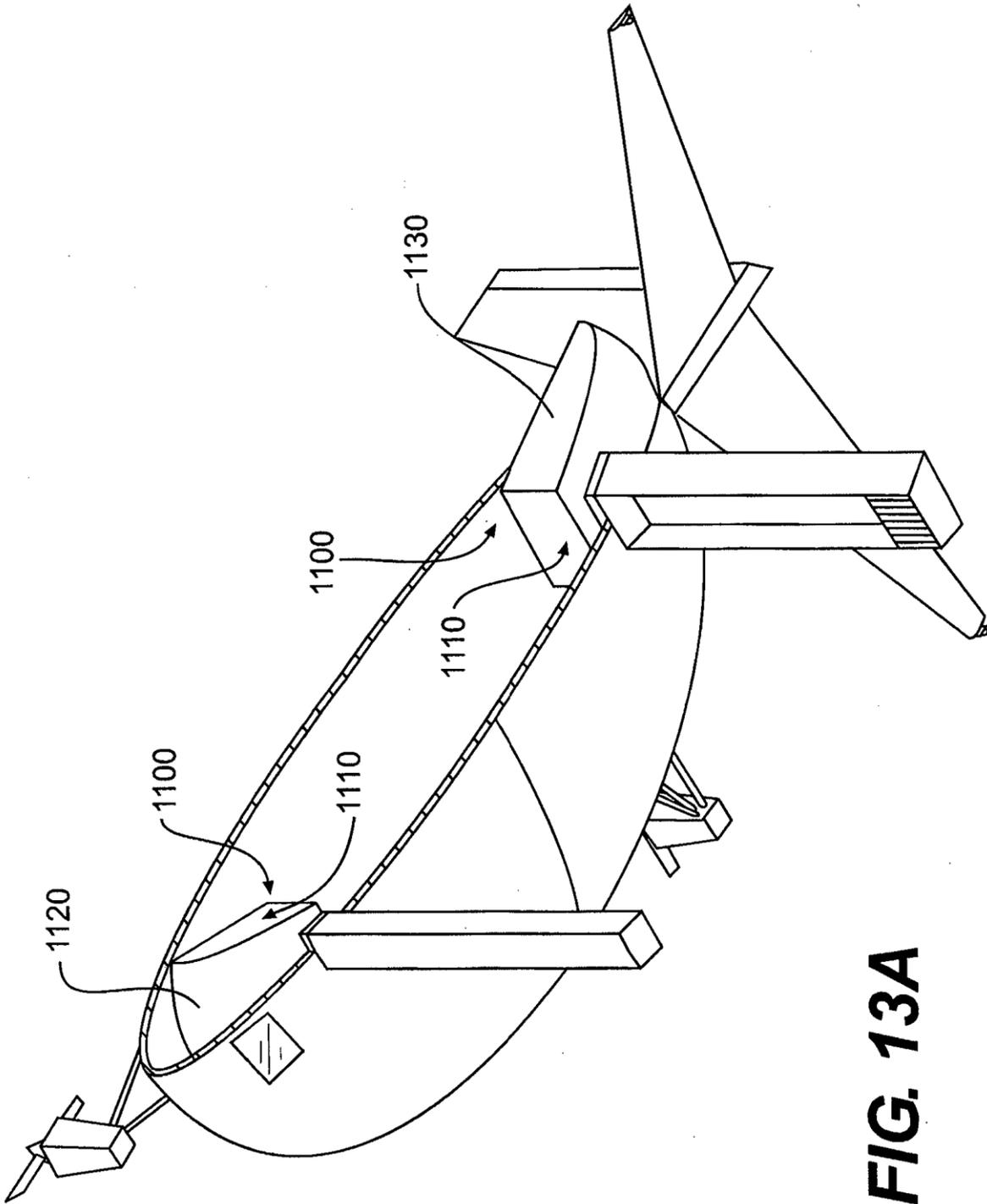


FIG. 13A

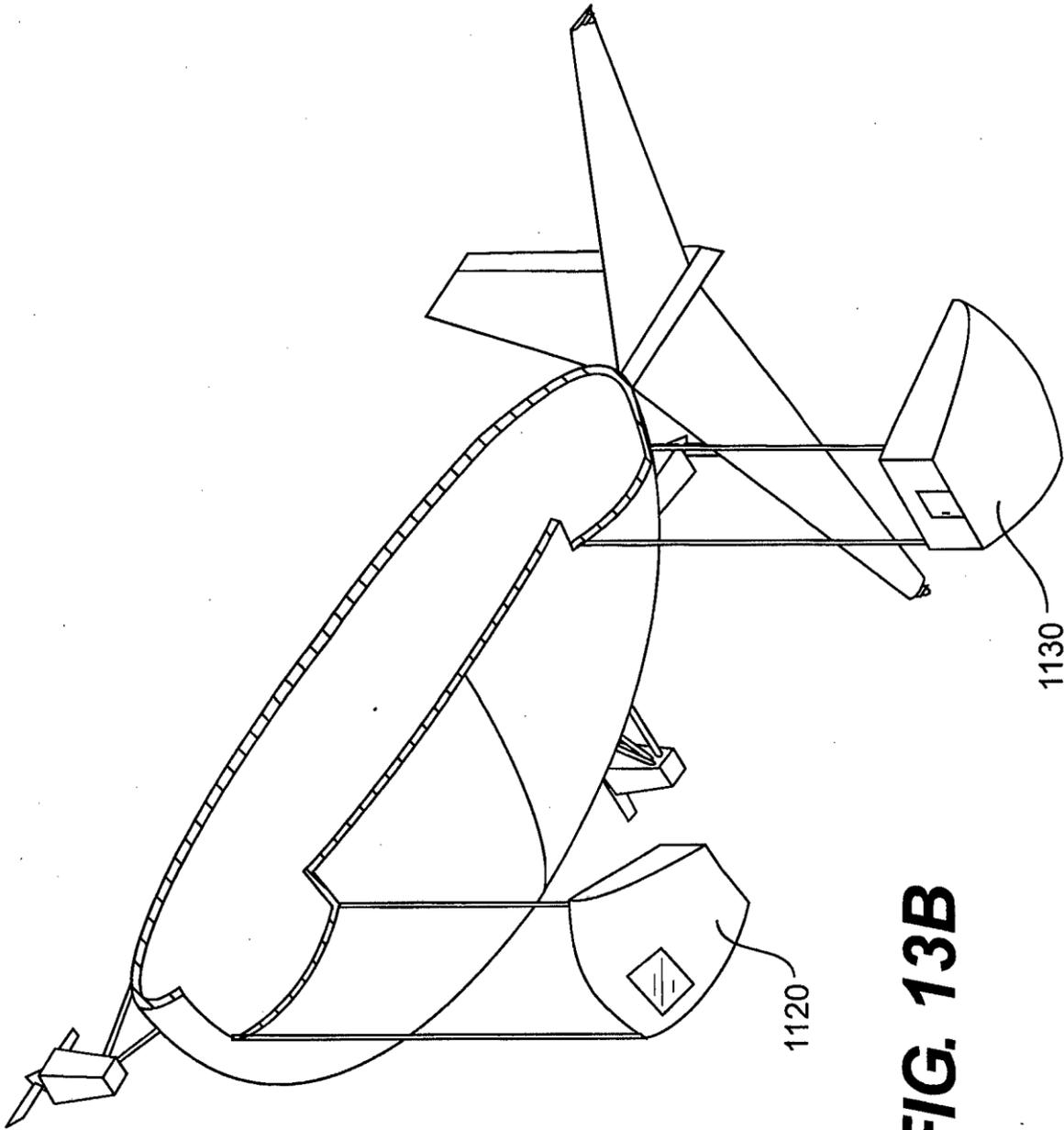


FIG. 13B

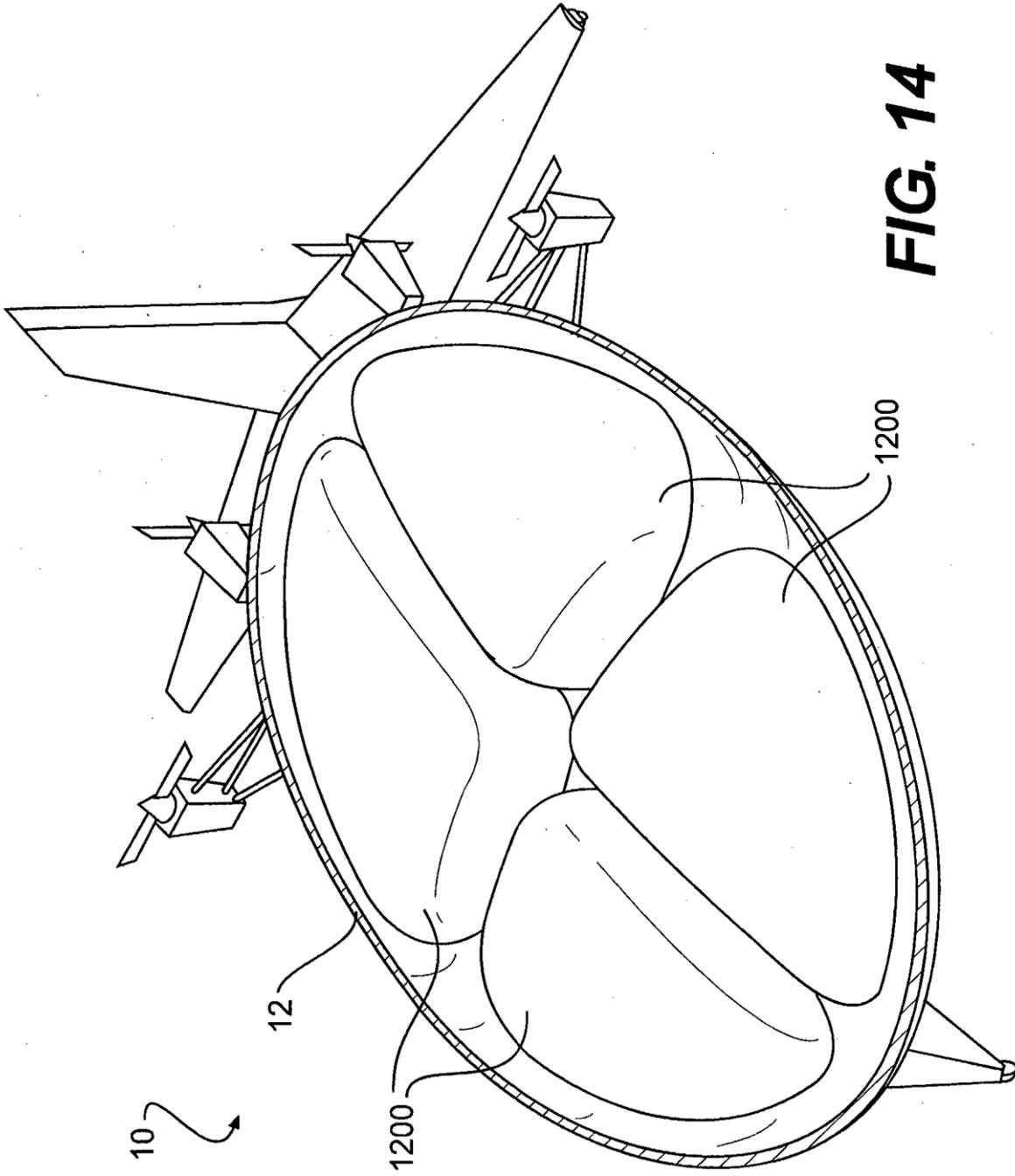


FIG. 14

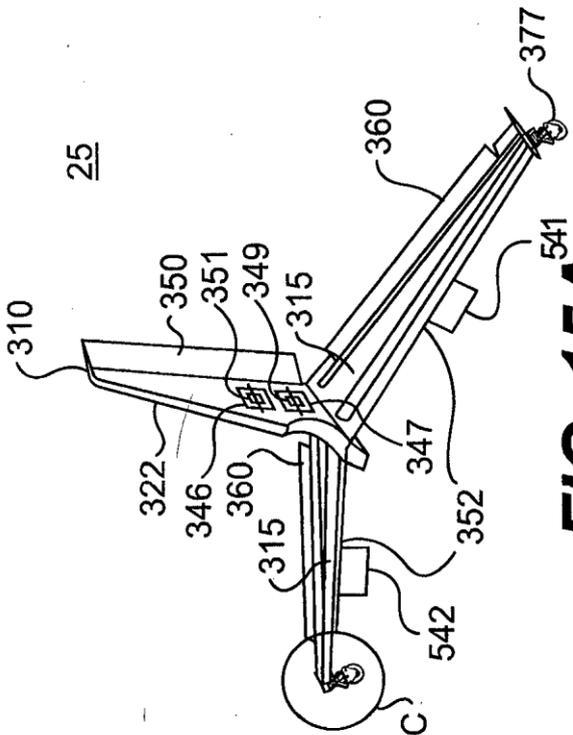


FIG. 15A

FIG. 15C

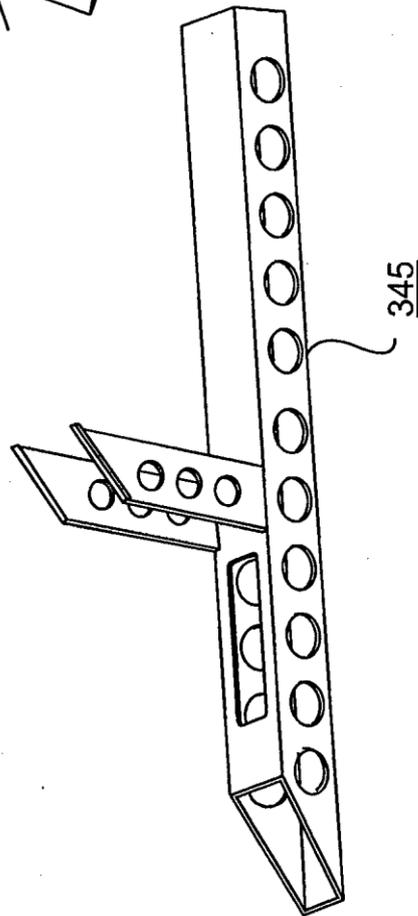


FIG. 15B

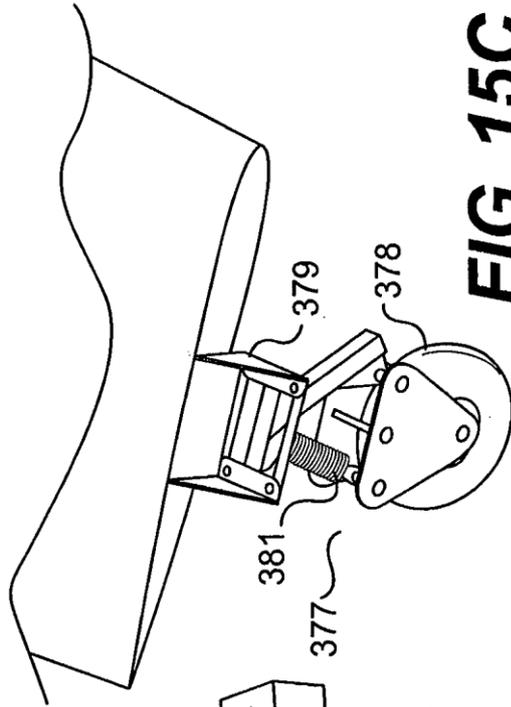


FIG. 15C

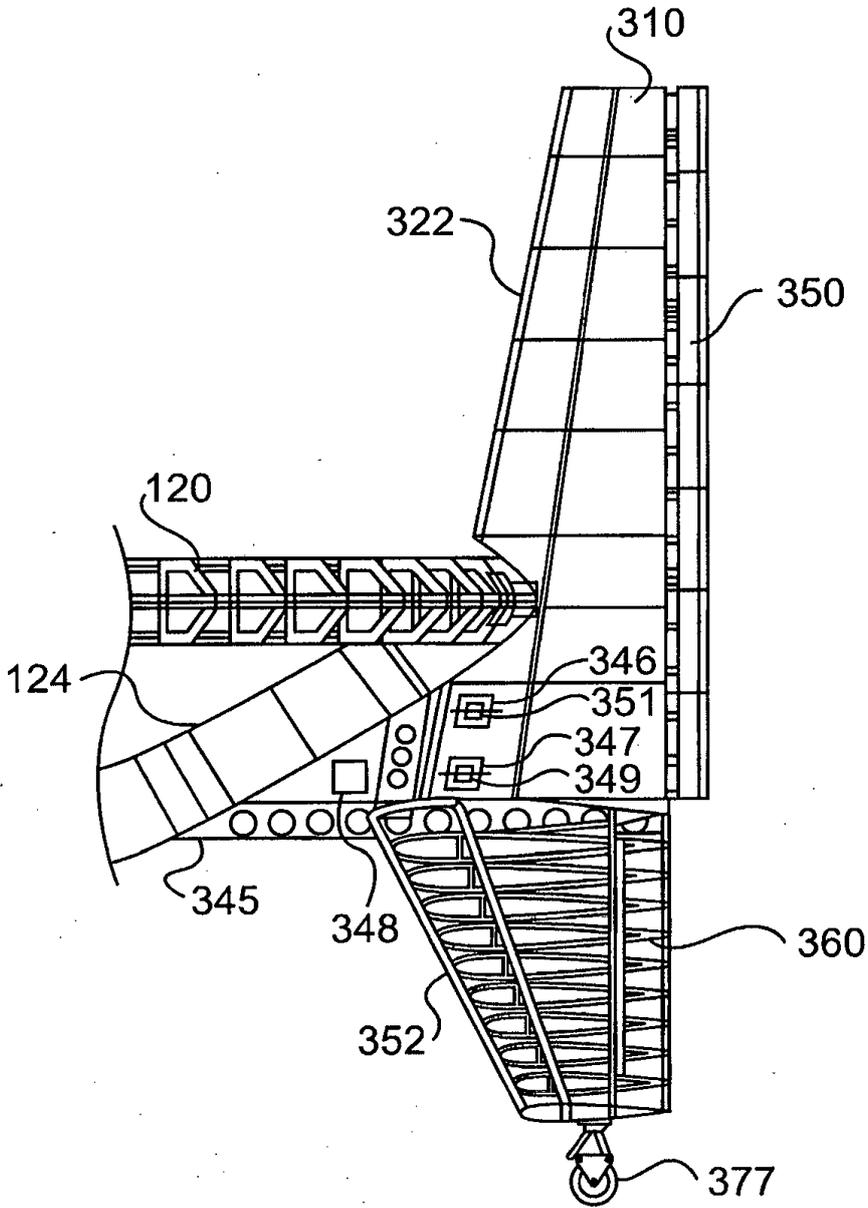


FIG. 15D

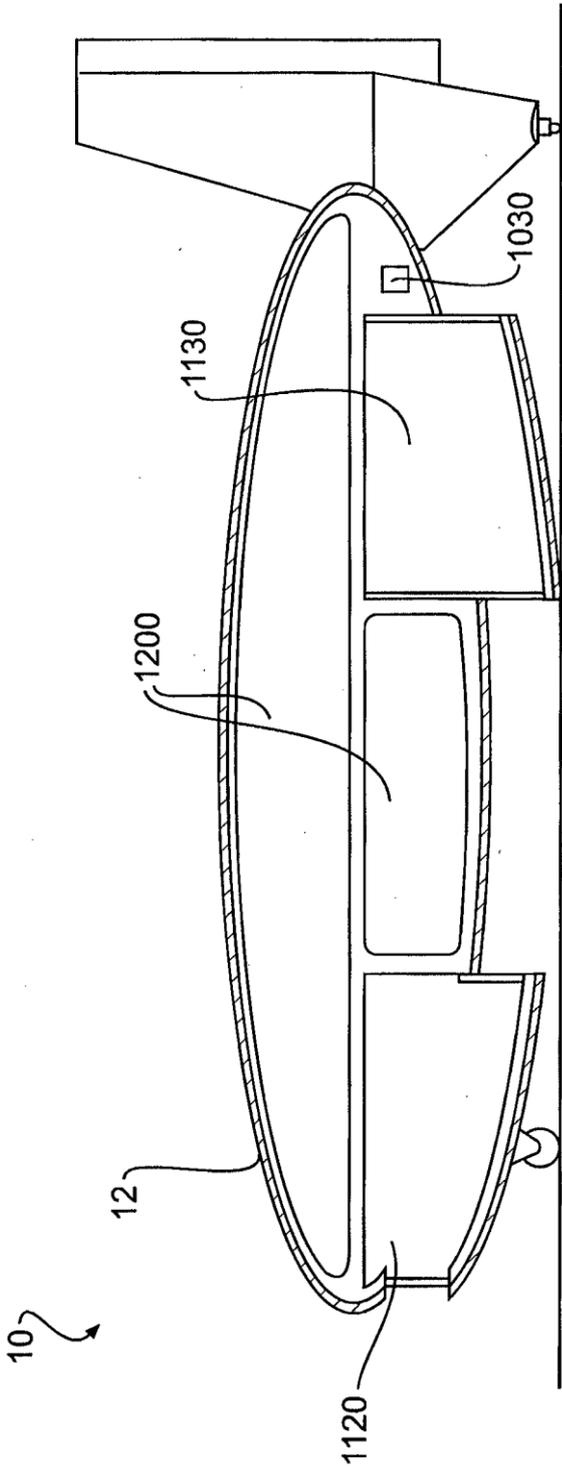


FIG. 16

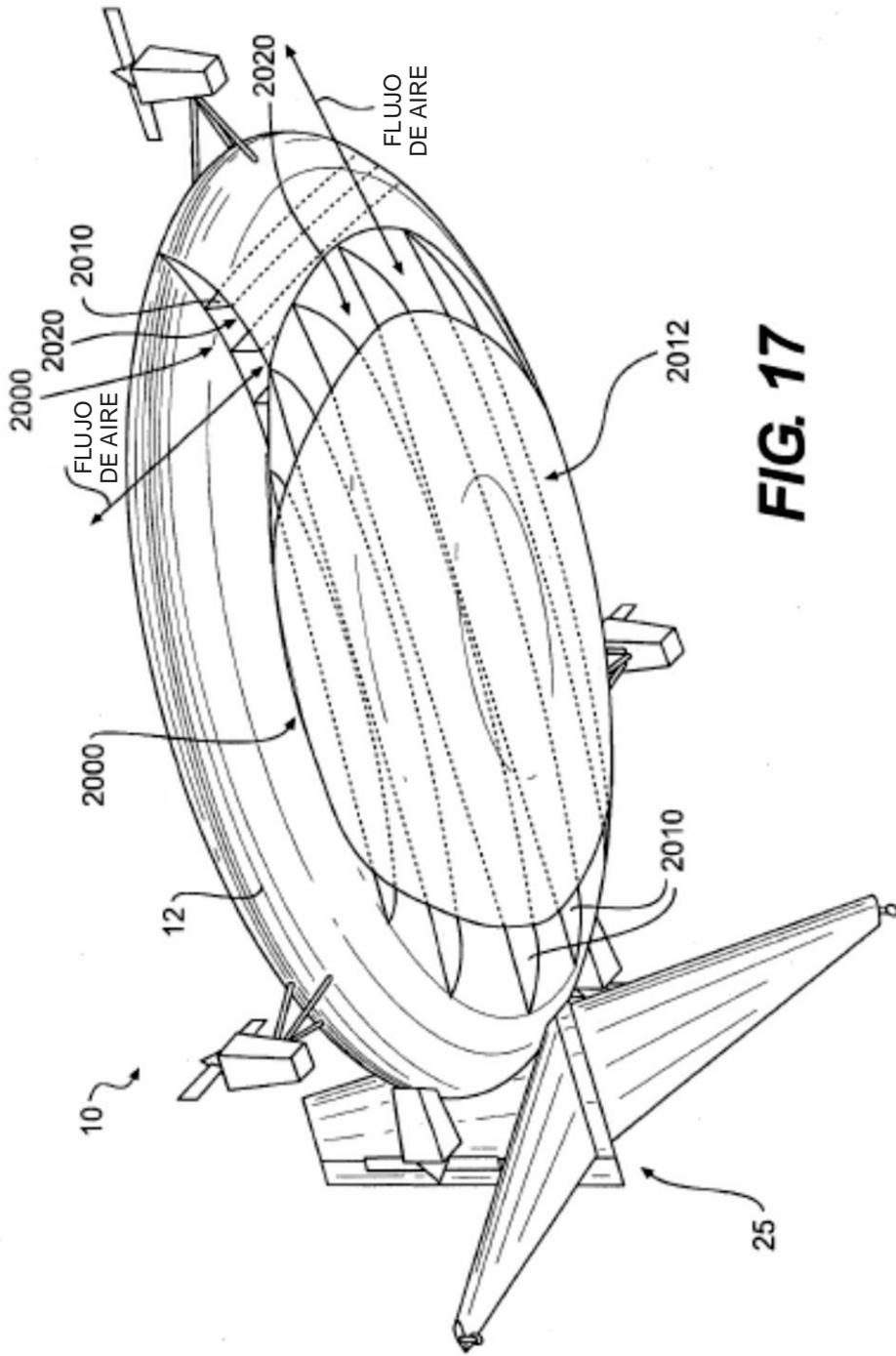


FIG. 17

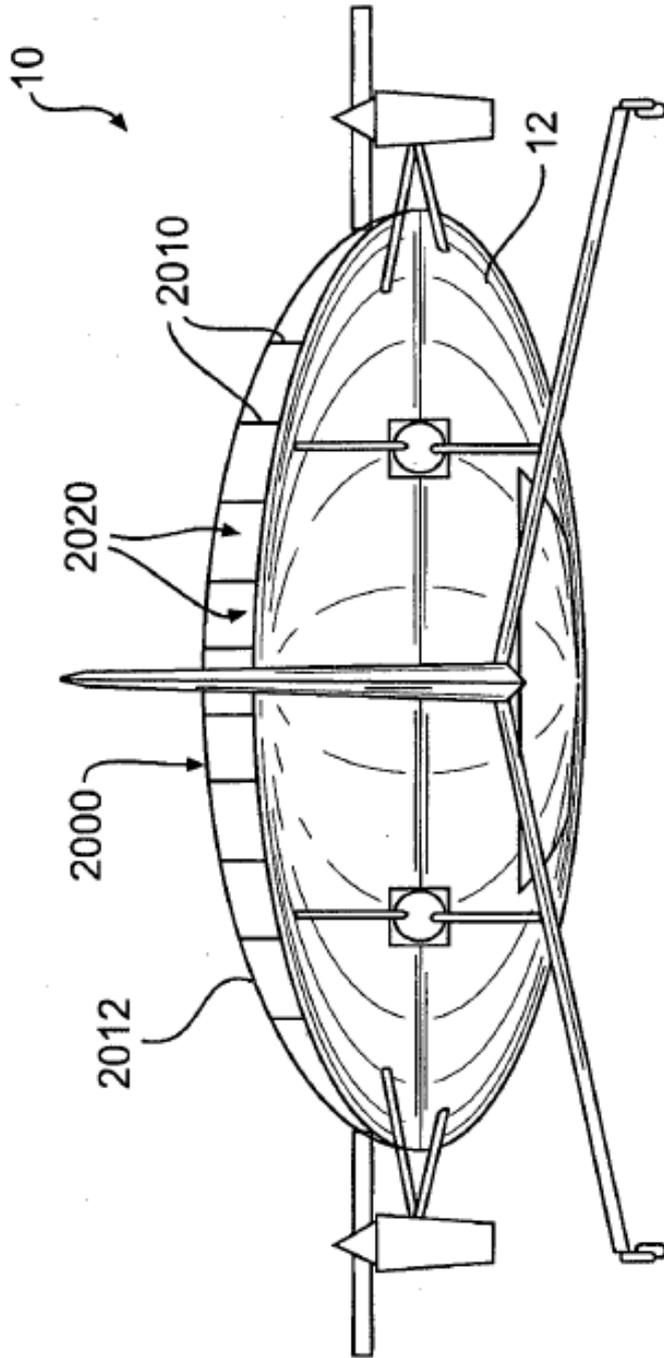
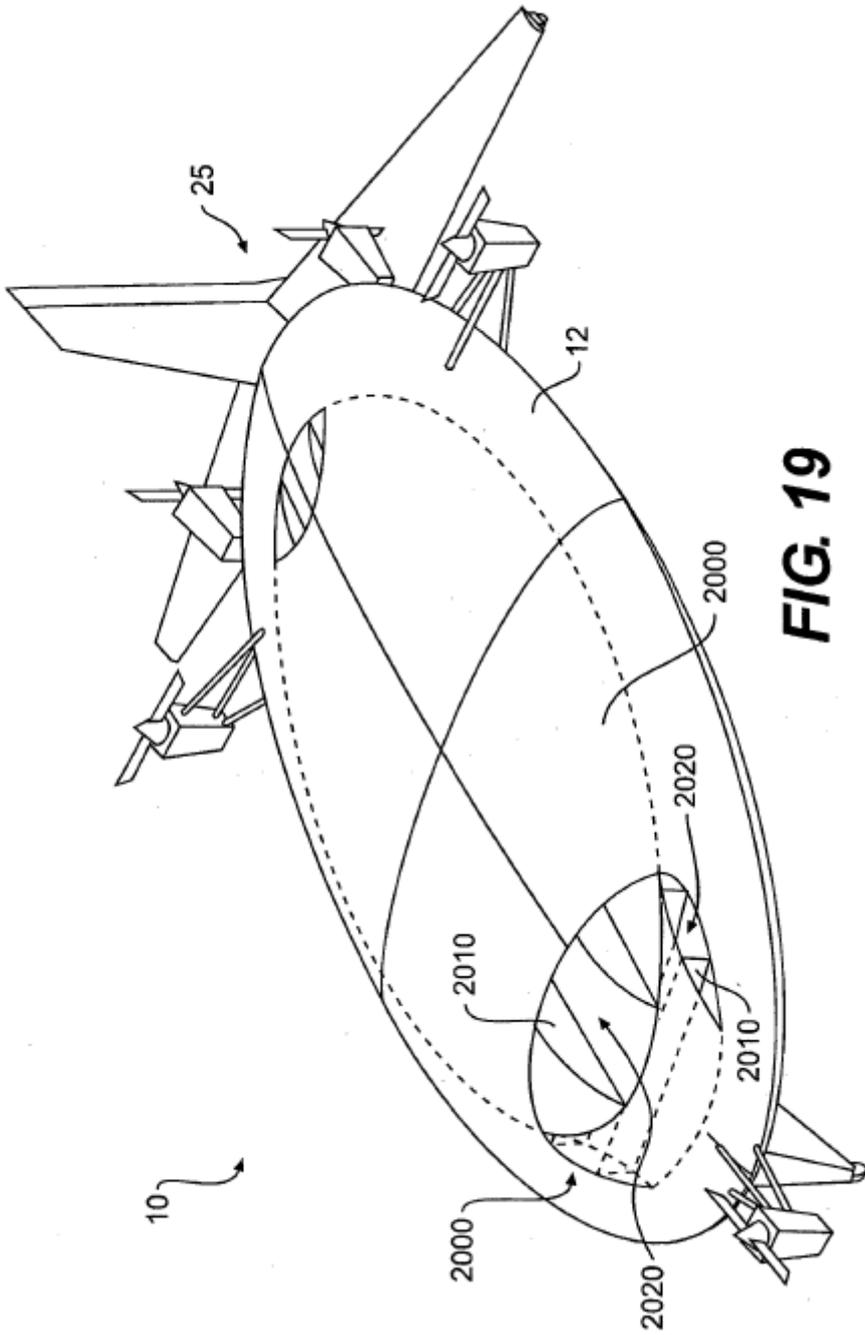


FIG. 18



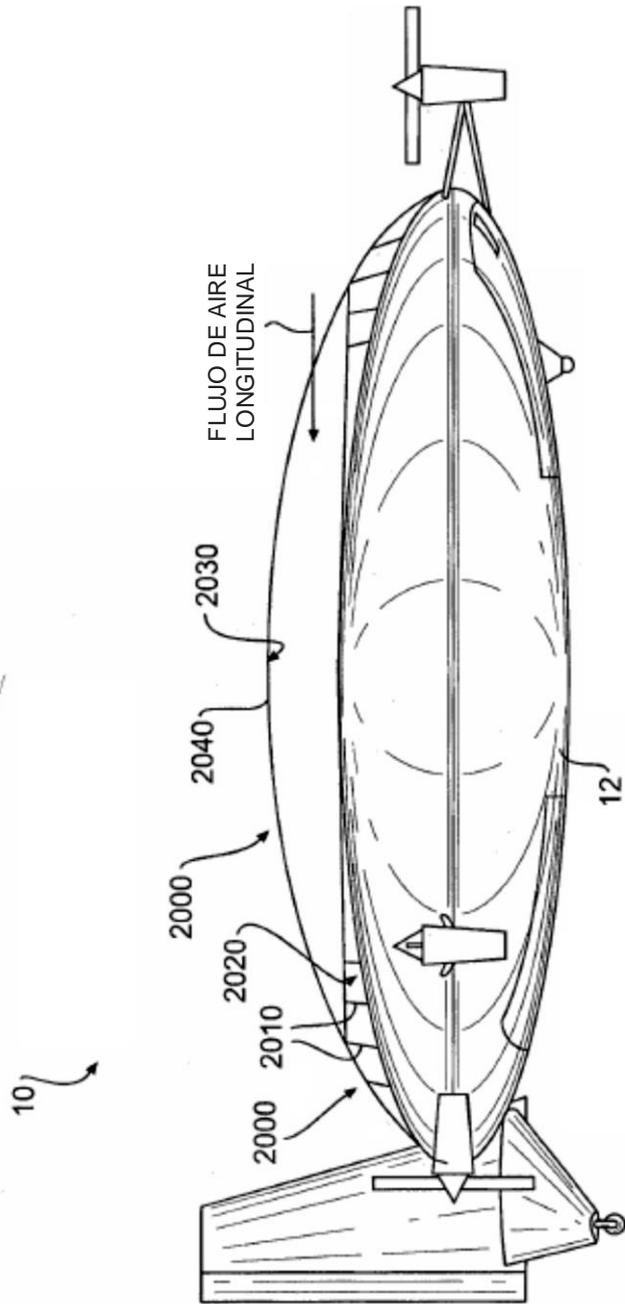


FIG. 20

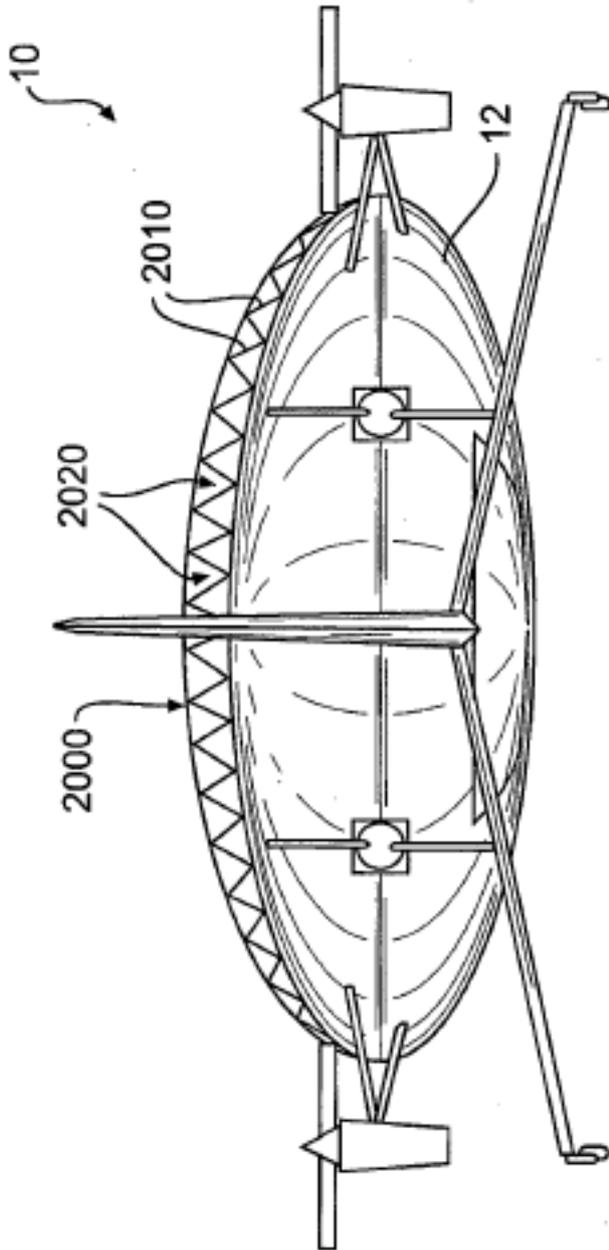


FIG. 21

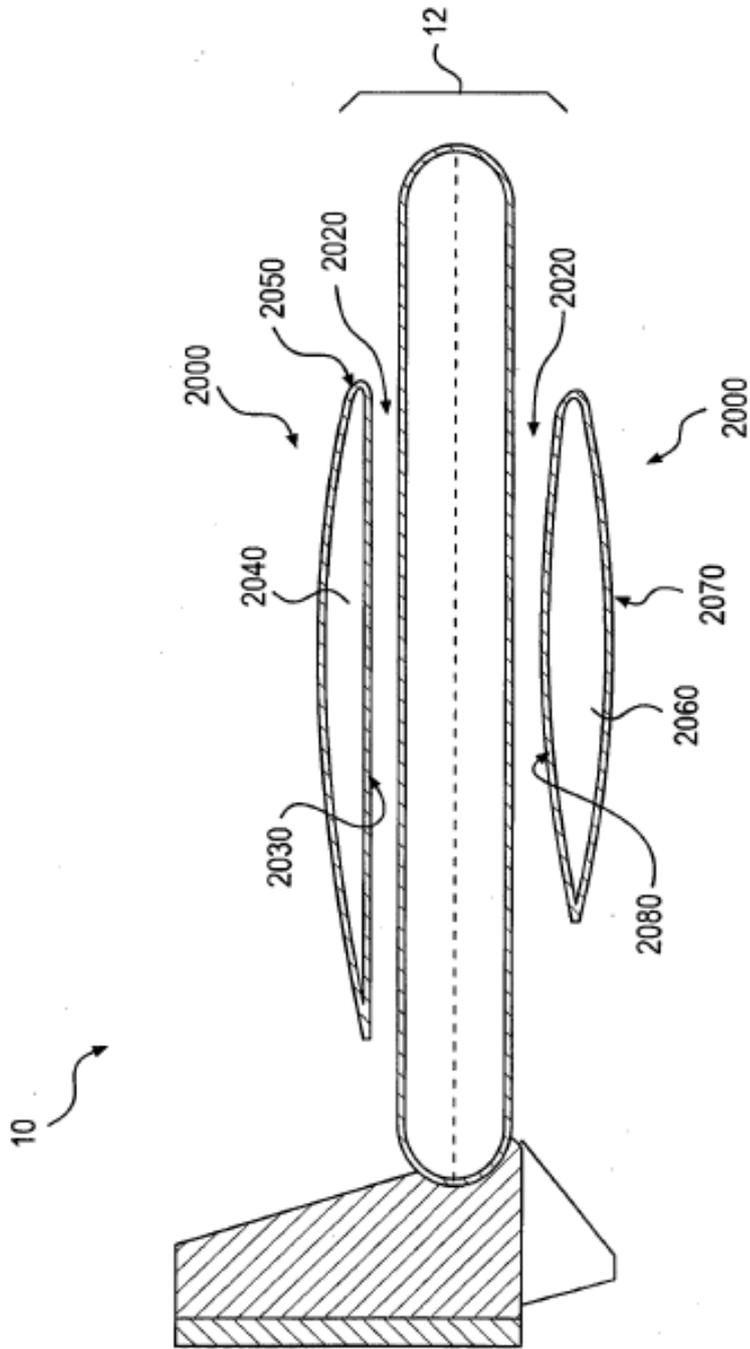
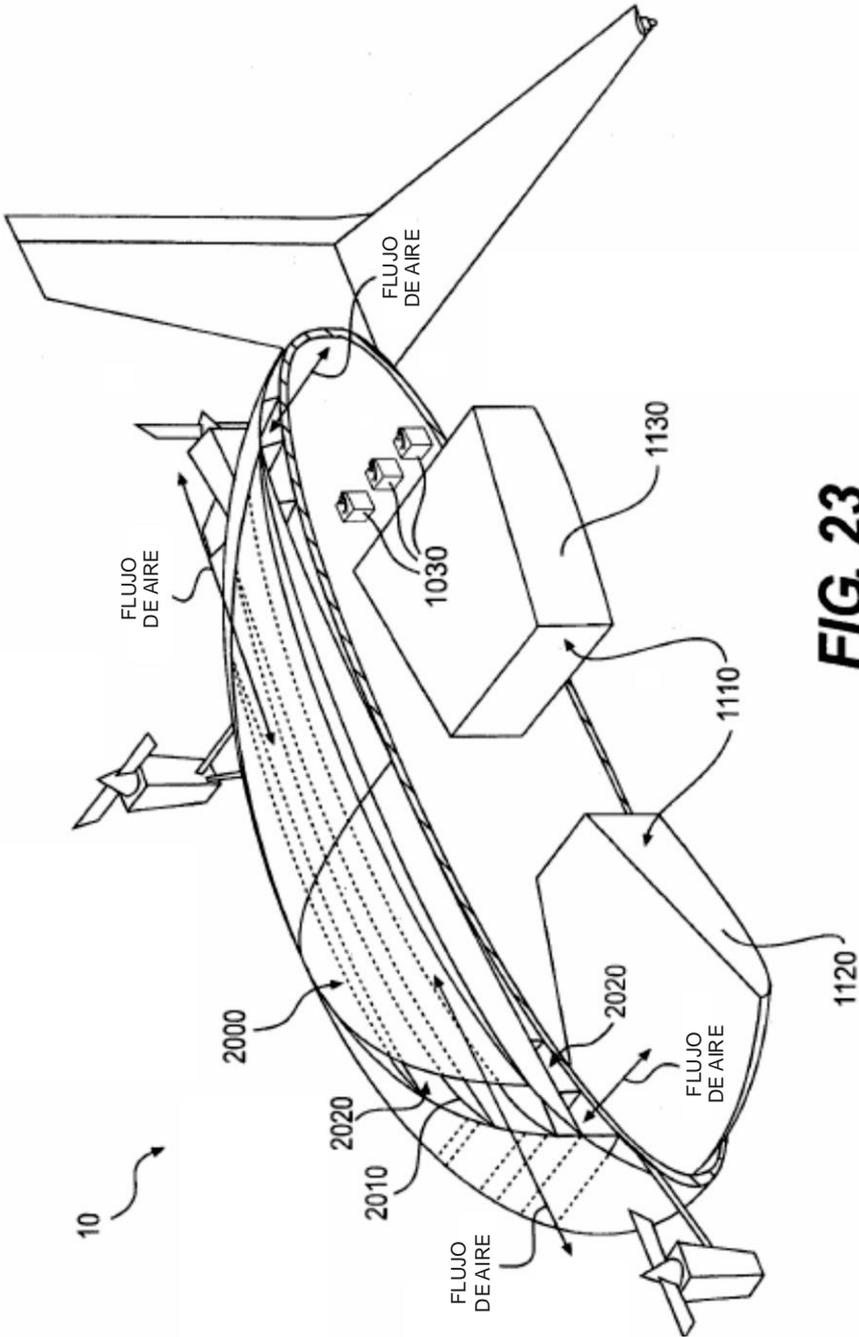


FIG. 22



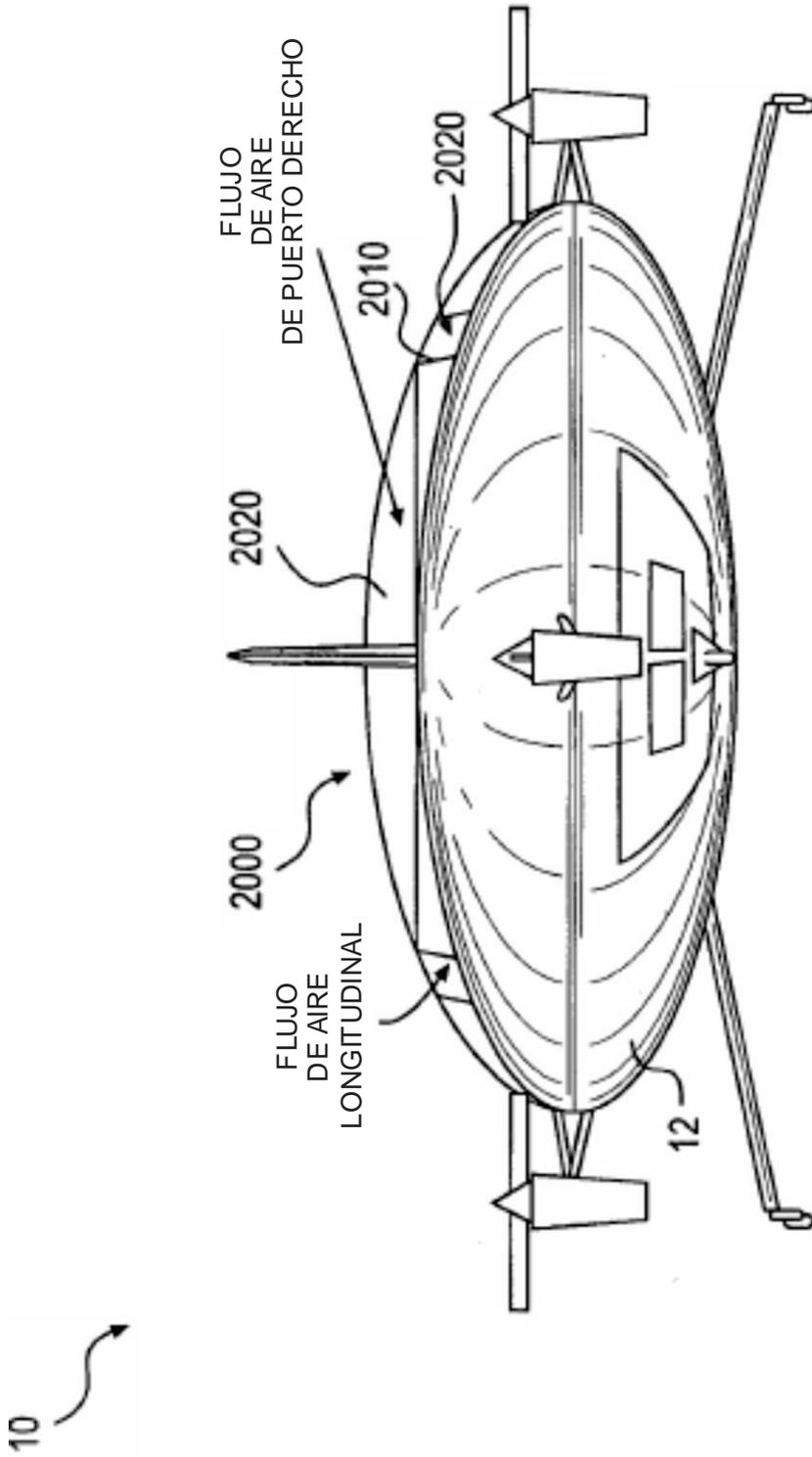


FIG. 24

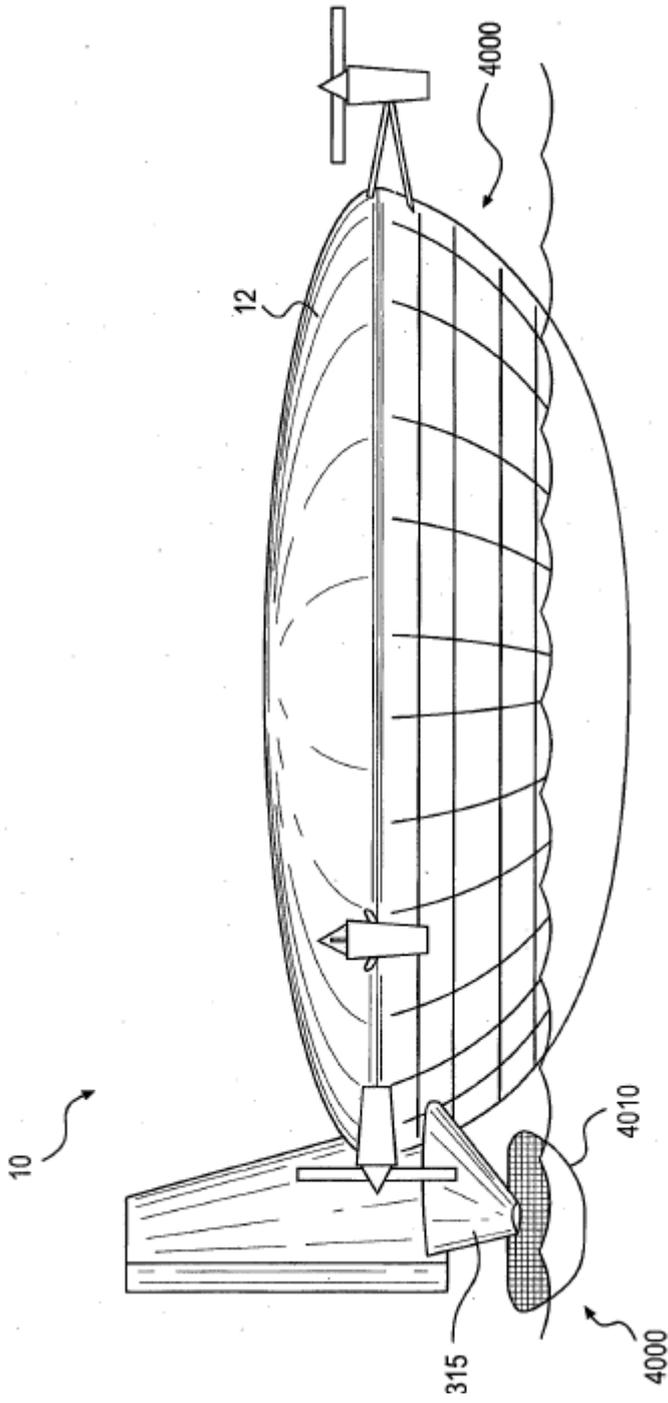


FIG. 25

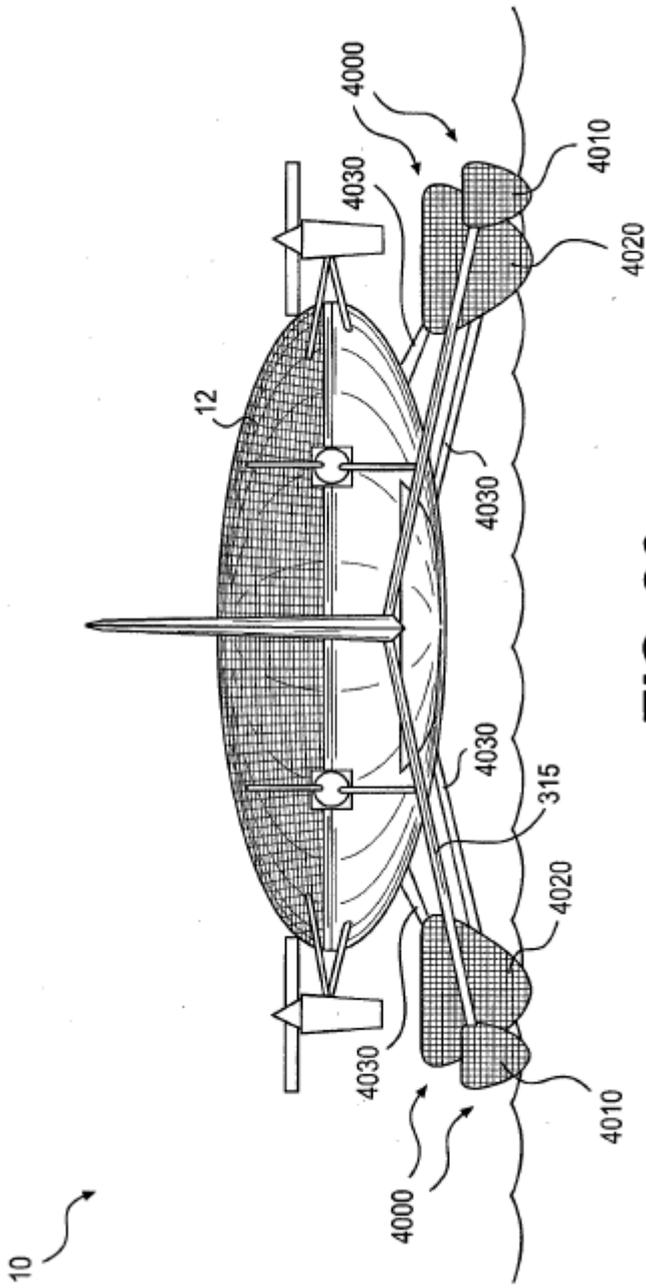


FIG. 26

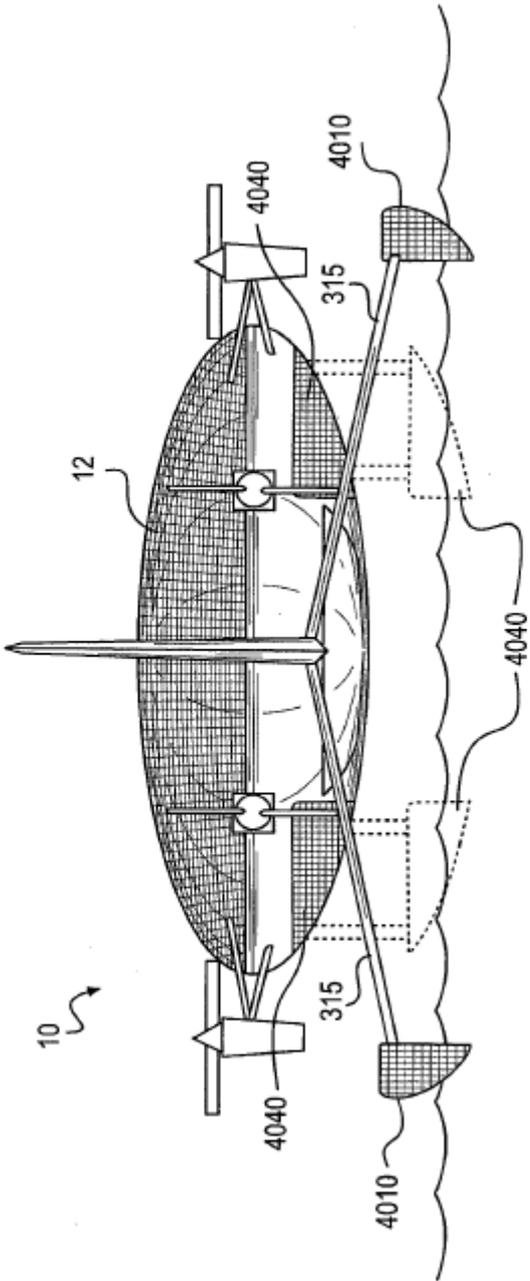


FIG. 27

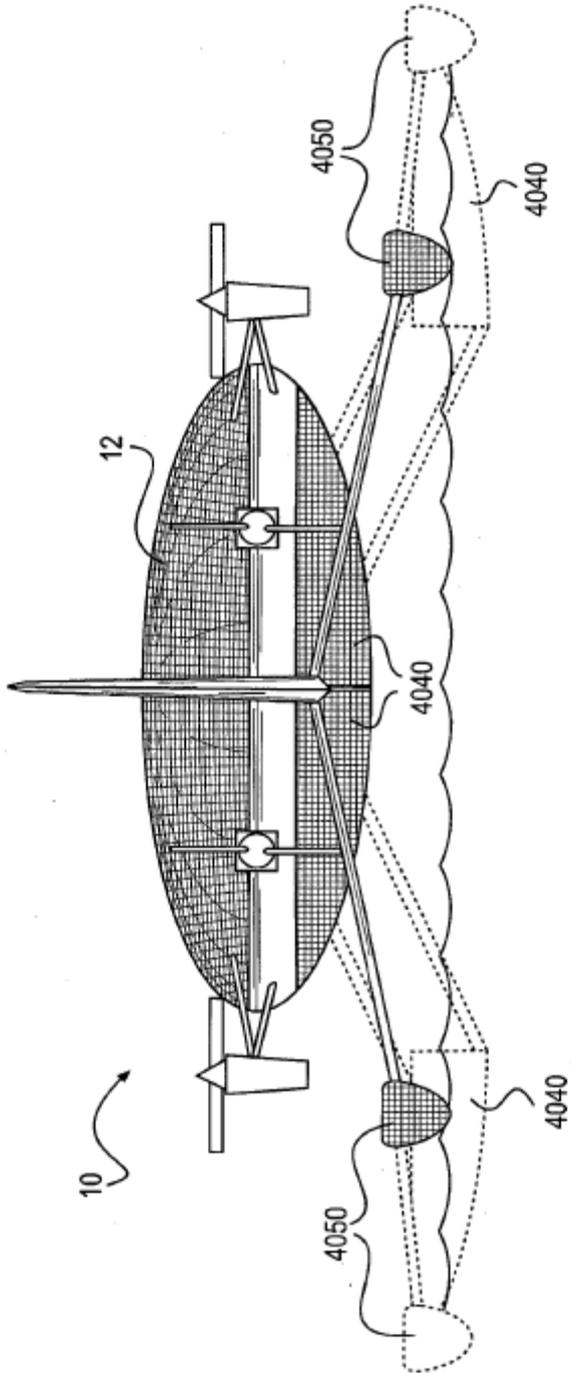


FIG. 28

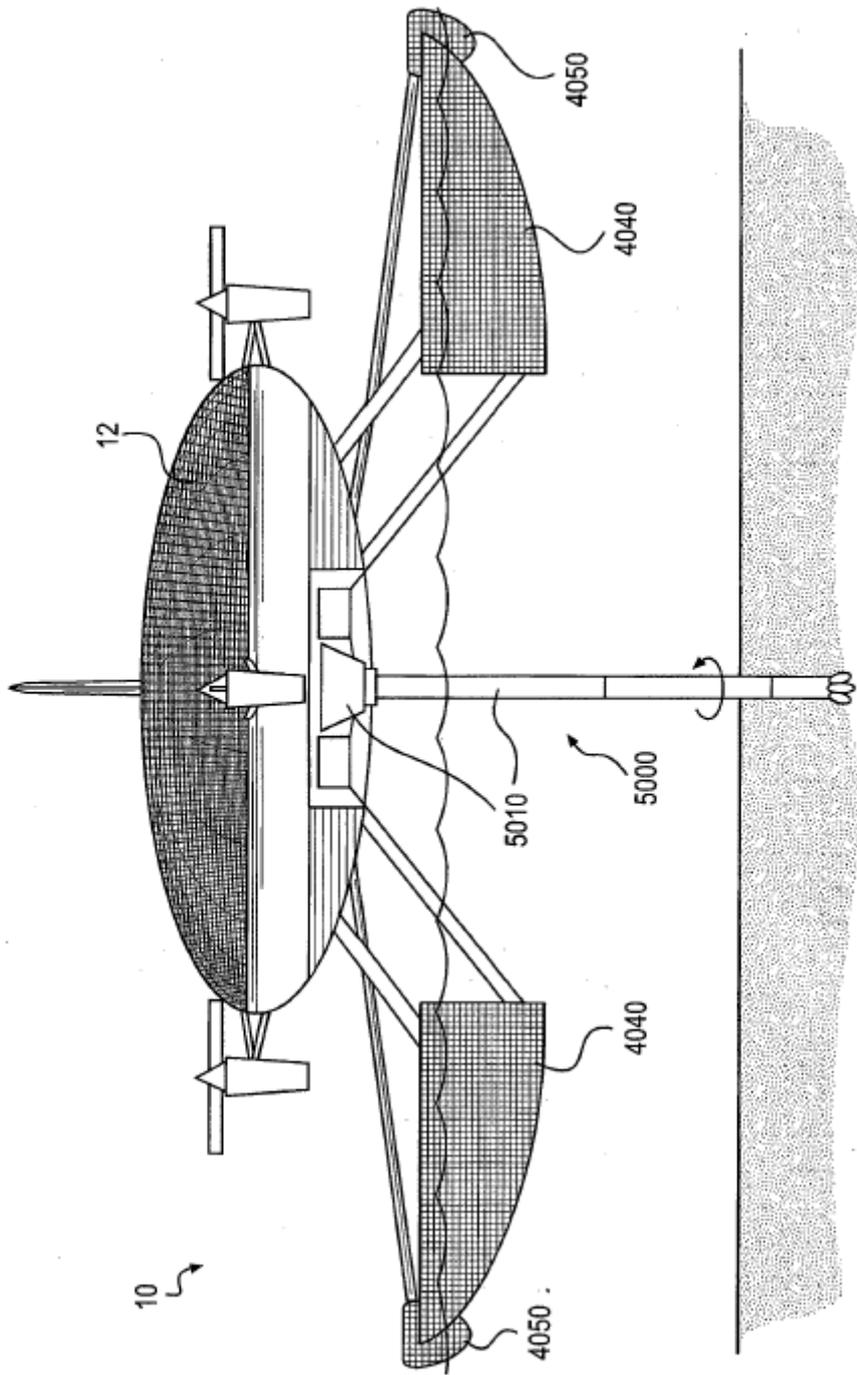


FIG. 29

600

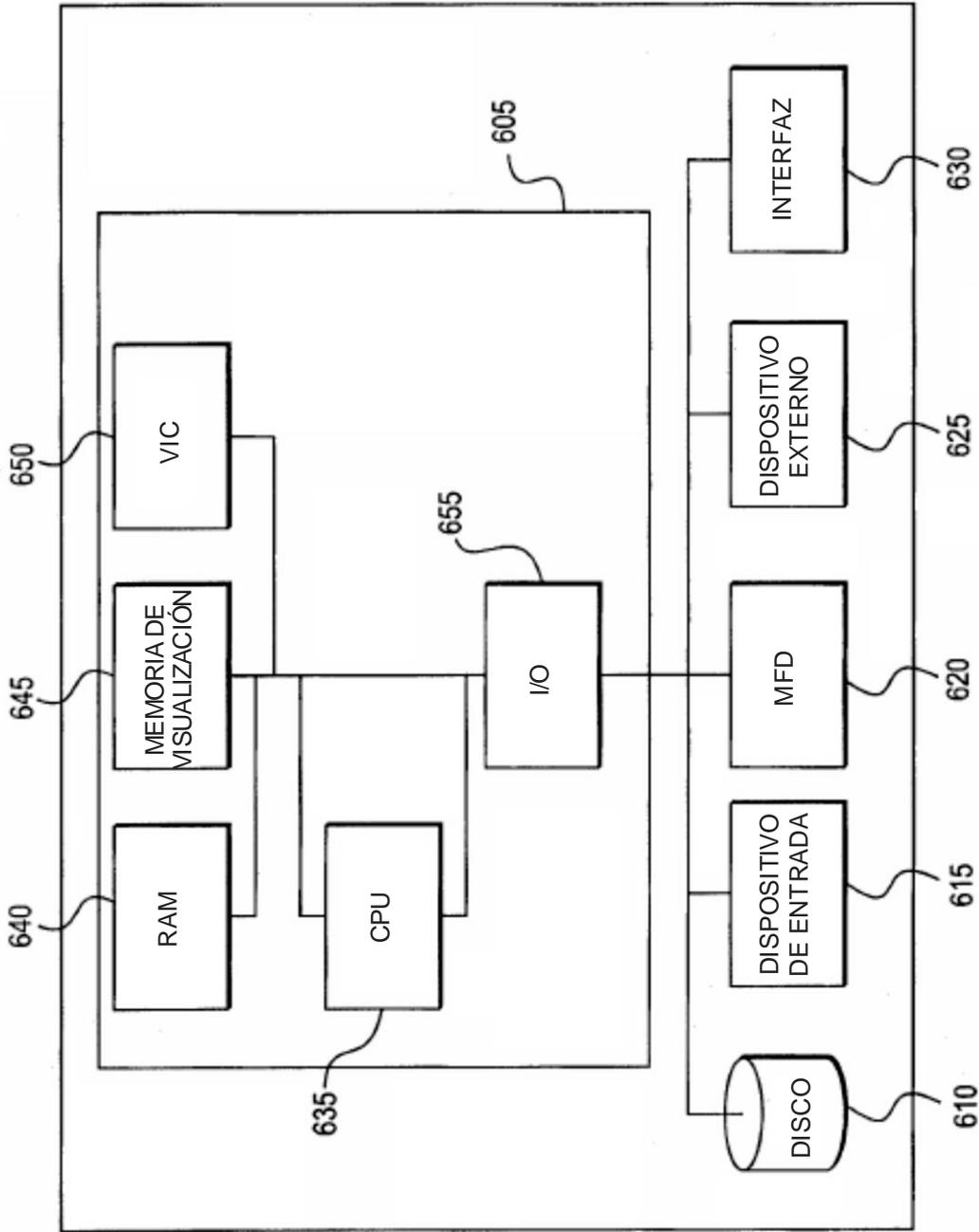


FIG. 30