



19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 363 779**

51 Int. Cl.:  
**B64B 1/02** (2006.01)  
**B64C 31/032** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **05769453 .1**

96 Fecha de presentación : **07.07.2005**

97 Número de publicación de la solicitud: **1899220**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **19.03.2008**

54 Título: **Aeronave de alta seguridad.**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**16.08.2011**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**16.08.2011**

73 Titular/es: **NIMBUS S.R.L.**  
**Via Volpiano 55**  
**10040 Lombardore, TO, IT**

72 Inventor/es: **Capuani, Alfredo**

74 Agente: **Mir Plaja, Mireia**

ES 2 363 779 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

## DESCRIPCIÓN

Aeronave de alta seguridad

5 **[0001]** La presente invención se refiere a una aeronave de alta seguridad.

10 **[0002]** Son conocidas aeronaves de sustentación aerostática (comúnmente llamadas aerostatos o dirigibles) que comprenden un tubo horizontal llenado con gas más liviano que el aire, tal como helio, con los correspondientes medios propulsores y medios de control del rumbo. En dependencia de su tamaño, los aerostatos pueden estar provistos de una cabina del piloto para acomodar a una tripulación, y posiblemente de un compartimento de pasajeros y/o de un compartimento de carga.

15 **[0003]** Los aerostatos despertaron cierto interés en el pasado debido al hecho de requerir tan sólo bajas potencias, de permitir usar motores nada sofisticados, de estar en condiciones de despegar y aterrizar sin necesidad de una pista de aterrizaje dedicada, y también de que pueden mantenerse en el aire incluso en caso de fallo del motor. En consecuencia, ha habido intentos de extender el uso de los aerostatos a distintas aplicaciones, tales como misiones de vigilancia del terreno, vuelos de reconocimiento, transporte de cargas y pasajeros y otras. Por otro lado, los aerostatos son también considerados como aeronaves seguras y fiables porque, debido a los volúmenes y a las limitadas presiones de su tubo inflado, incluso en caso de pinchazo del tubo el aerostato es capaz de mantenerse en el aire por espacio de varias horas, o al menos de descender lentamente y sin riesgos.

20 **[0004]** A pesar de las anteriores consideraciones, el uso de aerostatos ha venido siendo limitado hasta ahora, en contraste con el extendido uso de aeronaves de sustentación aerodinámica, tales como los aeroplanos y los helicópteros, debido principalmente a su baja velocidad de crucero y en consecuencia a su bajo rendimiento, y debido a su difícil control durante el estacionamiento fijo en el aire, particularmente en caso de haber corrientes de aire, por muy débiles que éstas sean, o aún peor, en caso de haber ráfagas de viento.

25 **[0005]** Otro inconveniente de los aerostatos convencionales, como es sabido para los expertos en la materia, es el de que su amarre es dificultoso, particularmente antes de haber sido cargados la carga, el equipo y el personal. De hecho, el aerostato está adecuadamente dimensionado en relación con la carga límite que se supone que debe transportar, es decir que debe ser capaz de despegar incluso en condiciones de plena carga. En contraste con ello, en condiciones de vuelo sin carga el empuje aerostático es excesivo porque tan sólo se opone al mismo el peso del aerostato vacío, con lo cual éste último requiere robustas estructuras de amarre para ser mantenido abajo sobre el terreno, siendo sin embargo dichas estructuras a menudo difíciles de ubicar.

30 **[0006]** Otro inconveniente de los aerostatos convencionales es el de que, debido a su perfil cilíndrico, los mismos están intrínsecamente desequilibrados y requieren planos fijos horizontales de cola para mantener un equilibrio horizontal en vuelo.

35 **[0007]** Sin embargo, uno de los inconvenientes más frecuentes que se tienen con los aerostatos es la pérdida de los planos fijos rígidos horizontales de cola, porque su unión al tubo no rígido es muy difícil, cuya circunstancia hace que el aerostato pase a ser completamente incontrolable y se incline para pasar a adoptar una disposición transversal, con un incremento de las fuerzas aerodinámicas y el consiguiente colapso estructural.

40 **[0008]** Otro inconveniente de los aerostatos es el de que son muy grandes en comparación con su capacidad de carga útil, con lo cual con cargas pesadas tiene que usarse un enorme aerostato.

45 **[0009]** Por otro lado, los aeroplanos de sustentación aerodinámica convencionales tienen asimismo inconvenientes, tales como los de que requieren un sofisticado sistema de control del tráfico aéreo, así como largas pistas de aterrizaje para despegar y aterrizar en terminales organizadas, las cuales tienen sin embargo unos altos costes de equipamiento y mantenimiento.

50 **[0010]** Además, a fin de contar con un razonable grado de seguridad en cualesquiera condiciones de vuelo, los aeroplanos requieren una redundancia de motores y sistemas de vuelo, y en caso de fallo de un motor deben suspender la misión y aterrizar en el aeropuerto más cercano en condiciones de prioridad.

55 **[0011]** Naturalmente, el inconveniente anteriormente indicado es aún más grave en el caso de los helicópteros porque, en caso de fallo del motor, tan sólo pueden hacerse intentos de amortiguar el aterrizaje violento por medio de una compleja maniobra de autorrotación, con resultados inciertos.

60 **[0012]** Un inconveniente adicional de todas las aeronaves de sustentación aerodinámica convencionales es el del alto consumo de combustible, y en consecuencia el de la limitada autonomía porque, a pesar de la suficientemente alta eficiencia, se requiere una alta potencia para volar.

[0013] La EP 0 768 238 A1 da a conocer las características del preámbulo de la reivindicación 1.

[0014] Por consiguiente, es un objeto principal de la presente invención aportar una aeronave que combine las buenas características de ambos grupos de aeronaves anteriormente mencionados, es decir, de las aeronaves de sustentación aerostática y de las aeronaves de sustentación aerodinámica, y que al mismo tiempo supere los inconvenientes de dichas aeronaves, con un muy alto grado de seguridad.

[0015] Es otro objeto de la invención aportar una aeronave que tenga una alta estabilidad en vuelo, independientemente de la velocidad de vuelo, incluso en caso de fuertes corrientes de aire y de ráfagas de viento, y que sea fácil de gobernar, con un bajo nivel de respuesta a cualesquiera errores del piloto.

[0016] Los objetos anteriormente indicados y otras ventajas que quedarán más claramente de manifiesto de aquí en adelante son alcanzados por la aeronave que tiene las características que se pormenorizan en la reivindicación 1, mientras que las otras reivindicaciones indican otras ventajosas aunque secundarias características de la invención.

[0017] Se describirá ahora más en detalle la invención haciendo referencia a unas pocas realizaciones preferidas pero no exclusivas que se muestran a modo de ejemplo no limitativo en los dibujos adjuntos, en los cuales:

La Fig. 1 es una vista en perspectiva de la aeronave según esta invención;

la Fig. 2 es una vista en perspectiva y en despiece de la aeronave de la Fig. 1;

la Fig. 3 es una vista en planta de la aeronave de la Fig. 1;

la Fig. 4 es una vista en alzado lateral que muestra una parte de la aeronave de la Fig. 1 por separado;

la Fig. 5 es una vista en alzado lateral de la aeronave según una realización alternativa de la invención.

[0018] Con referencia a las Figuras anteriormente indicadas, una aeronave 10 según esta invención comprende una pareja de ramas tubulares 12, 14 que están unidas a ángulo recto para así formar una cámara neumática en V que está indicada en general con el número de referencia 16, y dichas ramas tubulares están cerradas en sus extremos opuestos por respectivas partes extremas cónicas 18, 20. La cámara neumática 16 está llena con gas más liviano que el aire, que es preferiblemente helio. Las de una pareja de velas 22, 24 estiradas entre las ramas tubulares 12, 14 están adecuadamente configuradas para casar con el perfil interior de las ramas tubulares 12, 14 y convergen progresivamente desde el vértice de la V para reunirse en un borde de salida B que queda definido entre los extremos opuestos de las ramas tubulares.

[0019] Como se muestra en la Fig. 3, los de una pareja de globos neumáticos 25a, 25b están alojados dentro de la cámara neumática en los extremos opuestos de las ramas tubulares 12, 14 y están operativamente conectados a una válvula N que está normalmente cerrada y conduce a la atmósfera, y a una bomba P dentro de la aeronave (cuya bomba se muestra tan sólo esquemáticamente en la Fig. 3), para la realización de las tareas que se explicarán a continuación.

[0020] La cámara neumática 16 soporta a un armazón alargado 26 que está provisto de medios propulsores y planos fijos horizontales de cola, los cuales serán descritos más en detalle más adelante, así como de una cabina del piloto 28.

[0021] El armazón 26 comprende un bastidor rígido de montaje que está sujetado entre el vértice interior de la V y un cabo 29 o cualquier otro elemento tensor alargado tal como una viga rígida (que se muestra tan sólo esquemáticamente en la Fig. 3), que tira de los extremos opuestos de las ramas tubulares 12, 14. El bastidor de montaje comprende a un montante 30 que está aplicado contra el vértice interior de la cámara neumática 16, y a una pareja de vigas longitudinales oblicuas 32, 34 que sobresalen del montante 30 hacia atrás a distintas alturas y se unen en sus extremos traseros, donde quedan cogidas por el cabo 29. Los extremos delanteros 32a, 34a de las vigas sobresalen del montante 30 hacia adelante y encierran al vértice de la cámara neumática 16 en respectivos lados opuestos de la misma. El montante 30 tiene un perfil plano cuya sección transversal va progresivamente en disminución.

[0022] En la realización que se muestra a modo de ejemplo en las Figuras, la cabina del piloto 28 está soportada por el extremo inferior del montante 30 y tiene una cola 38 que está unida a las vigas longitudinales 32, 34 por medio de un plano de deriva de cola 40. Los planos de cola comprenden a una superficie horizontal de cola 42 y un timón 44 que va soportado en el plano de deriva de cola 40, siendo ambos elementos susceptibles de ser manejados desde la cabina 28 por medio de medios de accionamiento (no ilustrados) de manera convencional según lo convencionalmente establecido en el sector. Un motor de hélice 46 está soportado en el montante 30, entre la cabina 28 y la viga longitudinal inferior 34, con su hélice orientada hacia atrás.

[0023] La aeronave 10 está provista de aterrizadores 48, 50 que están respectivamente unidos a la cabina 28 y al extremo trasero de la cola 38.

[0024] Las de dos parejas de barras rigidizadoras 52, 54 y 56, 58 sobresalen hacia atrás desde los extremos delanteros 32a, 34a de las vigas longitudinales y están conformadas para casar con el perfil de las ramas tubulares 12, 14 a lo largo de la zona de unión con la vela superior 22 y la vela inferior 24, respectivamente.

5 **[0025]** Contrariamente a lo que era de esperar, se ha descubierto en la práctica que la susodicha combinación de los perfiles de la cámara neumática 16 y de las velas 22, 24, a pesar de su aspecto no aerodinámico, proporciona una sustentación aerodinámica que es suficiente para sustentar a la aeronave en vuelo, en combinación con la sustentación aerostática generada por el volumen de helio en la cámara neumática 16. En particular, la cámara neumática se dimensiona adecuadamente en dependencia de la carga a transportar, a fin de que de un 20 a un 40% de la acción de sustentación de la aeronave sea obtenido mediante sustentación aerostática. El restante 60-80%, que comprende la carga útil y el combustible, es obtenido mediante sustentación aerodinámica. En consecuencia, la aeronave no requiere estructuras de amarre para ser mantenida abajo sobre el terreno en reposo, porque la sustentación aerostática no es suficiente para elevar la aeronave. Por otro lado, el volumen de la cámara neumática de la aeronave 10 proporciona una gran superficie sustentadora que en combinación con la sustentación aerostática permite que la aeronave 10 despegue y aterrice a muy bajas velocidades y con muy cortos recorridos de despegue/aterrizaje, porque se requiere una presión aerodinámica que es aproximadamente 1/5 de la presión que se requiere para elevar a un aeroplano convencional sustentado exclusivamente por la sustentación aerodinámica, a igualdad de peso.

15 **[0026]** Se ha descubierto que la susodicha cámara neumática en V 16 que consta de dos ramas tubulares unidas a ángulo recto para mejorar la estabilidad direccional, en combinación con las velas 22, 24 dispuestas como se ha indicado anteriormente, proporciona una óptima superficie de sustentación aerodinámica porque con esta disposición el baricentro de la sustentación aerostática coincide con la baricentro de la sustentación aerodinámica. Tal circunstancia, junto con la disposición de la carga según la cual la misma queda "suspendida" debajo de la cámara neumática 16, le proporciona a la aeronave autoestabilidad en vuelo, con un equilibrio pendular que meramente requiere un control vertical y direccional, con lo cual se ve considerablemente simplificado el pilotaje. Esta circunstancia le proporciona a la aeronave una sorprendente estabilidad y maniobrabilidad en vuelo, con ausencia de respuesta a las corrientes de aire y a las ráfagas de viento, así como a cualesquiera errores del piloto, con lo cual la aeronave es muy fácil de gobernar.

20 **[0027]** Puesto que el helio se expande al ascender la aeronave, debido al hecho de que la presión atmosférica disminuye progresivamente, tal efecto es compensado durante la ascensión abriendo la válvula N para desinflar progresivamente los globos 25a, 25b que están dentro de las ramas tubulares 12, 14, así como, al descender, accionando la bomba P para inflar los globos. Además, la susodicha disposición de los globos en los extremos opuestos de las ramas tubulares tiene un adicional efecto ventajoso que radica en el hecho de que la variación relativa del volumen de helio en la cámara con respecto al volumen de aire en los globos, durante el ascenso o el descenso, hace que el baricentro de la sustentación aerodinámica de la aeronave se desplace, y en consecuencia que varíe el ángulo longitudinal de ataque, con lo cual tal ángulo aumenta al ascender, con las consiguientes ventajas en cuanto a la estabilidad de vuelo.

25 **[0028]** Las bajas velocidades que se requieren para despegar, volar en régimen de crucero y aterrizar también hacen que la aeronave según esta invención sea muy ventajosa desde el punto de la vista de la seguridad, tanto debido al hecho de que le permiten al piloto maniobrar de manera pausada, principalmente al despegar y al aterrizar, cuyas maniobras son en general consideradas como las más críticas, como debido al hecho de que en caso de fallo del motor la aeronave puede descender a baja velocidad.

30 **[0029]** Además, la baja velocidad de crucero de la aeronave conduce a una considerable reducción del consumo, y en consecuencia, a un incremento de la autonomía.

35 **[0030]** La aeronave según la invención es adecuada para varias aplicaciones tales como misiones de supervisión del terreno, vuelos de reconocimiento, el transporte de cargas y pasajeros y otras, donde el tamaño será elegido en dependencia de las necesidades específicas. Además, esta aeronave es en particular y ventajosamente adecuada para misiones de extinción de incendios, debido tanto a su estabilidad estática, que se verá tan sólo ligeramente afectada por las corrientes ascendentes generadas por el incendio, como a su baja velocidad de crucero, que le permite a la aeronave realizar en condiciones de seguridad las difíciles maniobras de tomar el agua y descargarla en la zona afectada por el incendio.

40 **[0031]** En la realización alternativa de la Fig. 5, donde las partes que corresponden a la realización anterior están referenciadas con el mismo número incrementado en 100, el motor 146 está soportado en una posición avanzada en un soporte 160 con forma de plano de deriva que está unido al extremo delantero del armazón, con la hélice orientada hacia adelante. En tal realización, el montante consta de una barra 130.

45 **[0032]** Naturalmente, a pesar de que aquí se han descrito unas pocas realizaciones preferidas de la invención, dentro del alcance del concepto inventivo un experto en la materia podrá hacer muchos cambios. En particular, puede variarse extensivamente la forma del armazón asociado a la cámara neumática, y así p. ej. en el caso de las grandes aeronaves podrían añadirse otros elementos rigidizadores, como será evidente para un experto en la materia. En particular, podría disponerse un anillo rigidizador en la zona de unión de las ramas tubulares. Además, los aterrizadores 48, 50 podrían ser sustituidos por otros medios para soportar la aeronave sobre el suelo, tales como flotadores para despegar/aterrizar en el agua, patines y elementos similares. Además, la aeronave podría también estar provista de un compartimento de

carga, de una manera similar a lo que se hace en el caso de un aerocarguero convencional, y/o de compartimentos de pasajeros de distintos tamaños.

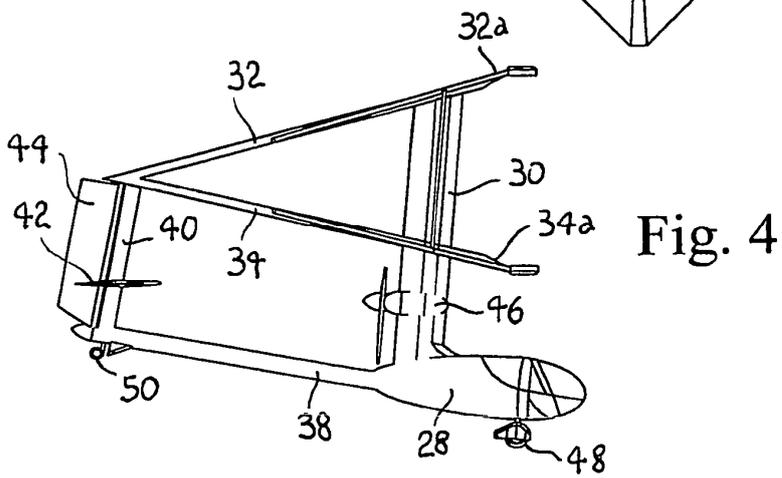
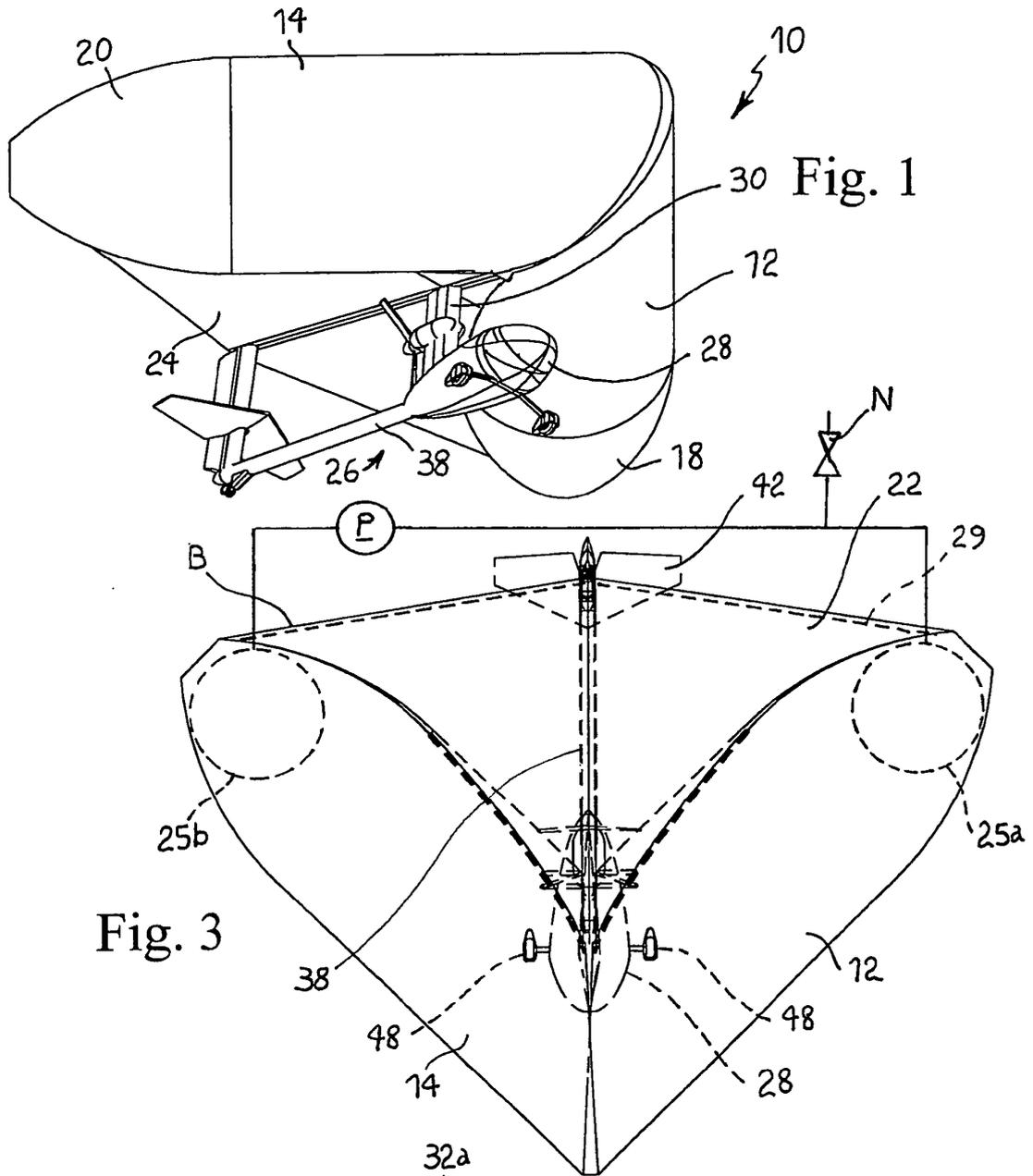
5 **[0033]** Por añadidura, la aeronave podría estar provista de más motores soportados en los lados opuestos de la aeronave, en lugar de estar provista de un único motor unido a al armazón a lo largo de la línea media del mismo, como se muestra en las susodichas realizaciones preferidas. También podría ser distinto el tipo de motor que se use, en dependencia de las necesidades específicas, pudiendo en particular usarse motores de hélice entubada.

10 **[0034]** Además, pueden omitirse todas las partes que no sean esenciales para la invención. Por ejemplo, las barras rigidizadoras 48, 50 y 52, 54 serán particularmente útiles, aunque no esenciales, en caso de tubos de gran tamaño, mientras que la rigidez propia de la cámara neumática llenada con helio podría ser suficiente en caso de tubos pequeños.

## REIVINDICACIONES

- 5 1. Aeronave (10) que comprende un almacón alargado (26) provisto de medios propulsores y planos de control del rumbo, estando dicho almacón unido a una cámara neumática (16) que es adecuada para ser llenada con gas más liviano que el aire; **caracterizada por el hecho de que** dicha cámara neumática (16) comprende dos ramas tubulares (12, 14) que están unidas formando un perfil en V, con una superficie de sustentación aerodinámica (22, 24) extendiéndose entre las mismas, comprendiendo dicha superficie de sustentación aerodinámica a una pareja de velas (22, 24) que se extienden entre las ramas tubulares (12, 14) de la cámara y están conformadas para casar con el perfil interior de las ramas tubulares y convergen progresivamente desde el vértice de la V para reunirse en un borde de salida definido entre los extremos divergentes de las ramas tubulares.
- 10 2. La aeronave de la reivindicación 1, **caracterizada por el hecho de que** el ángulo del vértice de dicha V está situado dentro de la gama de ángulos que va desde 45° hasta 120°.
- 15 3. La aeronave de la reivindicación 2, **caracterizada por el hecho de que** el ángulo del vértice de dicha V es prácticamente de 90°.
- 20 4. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, **caracterizada por el hecho de que** dichas ramas tubulares (12, 14) terminan en sus extremos opuestos con respectivas partes extremas cónicas (18, 20).
- 25 5. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, **caracterizada por el hecho de que** comprende al menos un globo neumático (25a, 25b) que coopera con la cámara neumática (16) y está conectado a una válvula (N) que está normalmente cerrada y conduce a la atmósfera.
- 30 6. La aeronave de la reivindicación 5, **caracterizada por el hecho de que** dicho globo neumático (25a, 25b) que es al menos uno está también conectado a una bomba de aire (P) que es susceptible de ser puesta en funcionamiento para aportar aire de la atmósfera al interior del globo.
- 35 7. La aeronave de la reivindicación 6, **caracterizada por el hecho de que** dicho globo neumático (25a, 25b) que es al menos uno está alojado dentro de la cámara neumática (16).
- 40 8. La aeronave de la reivindicación 7, **caracterizada por el hecho de que** comprende dos de dichos globos neumáticos (25a, 25b) alojados en respectivos extremos opuestos de las ramas tubulares (12, 14).
- 45 9. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, **caracterizada por el hecho de que** dicho almacón (26) comprende a un bastidor rígido alargado de montaje (30, 32, 34) sujetado entre el vértice interior de la V y un elemento tensor alargado (29) que tira de los extremos opuestos de las ramas tubulares (12, 14).
- 50 10. La aeronave de la reivindicación 9, **caracterizada por el hecho de que** dicho bastidor de montaje comprende a un montante (30) aplicado contra el vértice interior de la V, y al menos una viga longitudinal (32, 34) que sobresale del montante (30) hacia atrás y es cogida en su extremo trasero por dicho elemento tensor alargado (29).
- 55 11. La aeronave de la reivindicación 10, **caracterizada por el hecho de que** dicho bastidor de montaje comprende a una pareja de vigas longitudinales (32, 34) unidas al montante (30) a distintas alturas y unidas mutuamente en sus extremos traseros, sobresaliendo sus extremos delanteros del montante (30) hacia adelante para así encerrar el vértice de la V en respectivos lados opuestos del mismo.
- 60 12. La aeronave de la reivindicación 10 u 11, **caracterizada por el hecho de que** comprende una cola (38) que sobresale hacia atrás desde el montante (30) y está unida a dicho bastidor de montaje por medio de un plano de deriva trasero (40).
13. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 2 a 12, **caracterizada por el hecho de que** comprende barras rigidizadoras (52, 54, 56, 58) que forman parte integrante del bastidor y están adecuadamente conformadas para casar con el perfil de las ramas tubulares (12, 14) a lo largo de la zona de unión con las velas (22, 24).
14. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1-13, **caracterizada por el hecho de que** dichos medios propulsores comprenden al menos a un motor de hélice (46, 146) que está soportado en el almacón (26) a lo largo de la línea media del mismo.
15. La aeronave de la reivindicación 14, **caracterizada por el hecho de que** dicho motor (46) está unido al montante (30).

16. La aeronave de la reivindicación 14, **caracterizada por el hecho de que** dicho motor (146) está soportado en el extremo delantero del armazón con su hélice orientada hacia adelante.



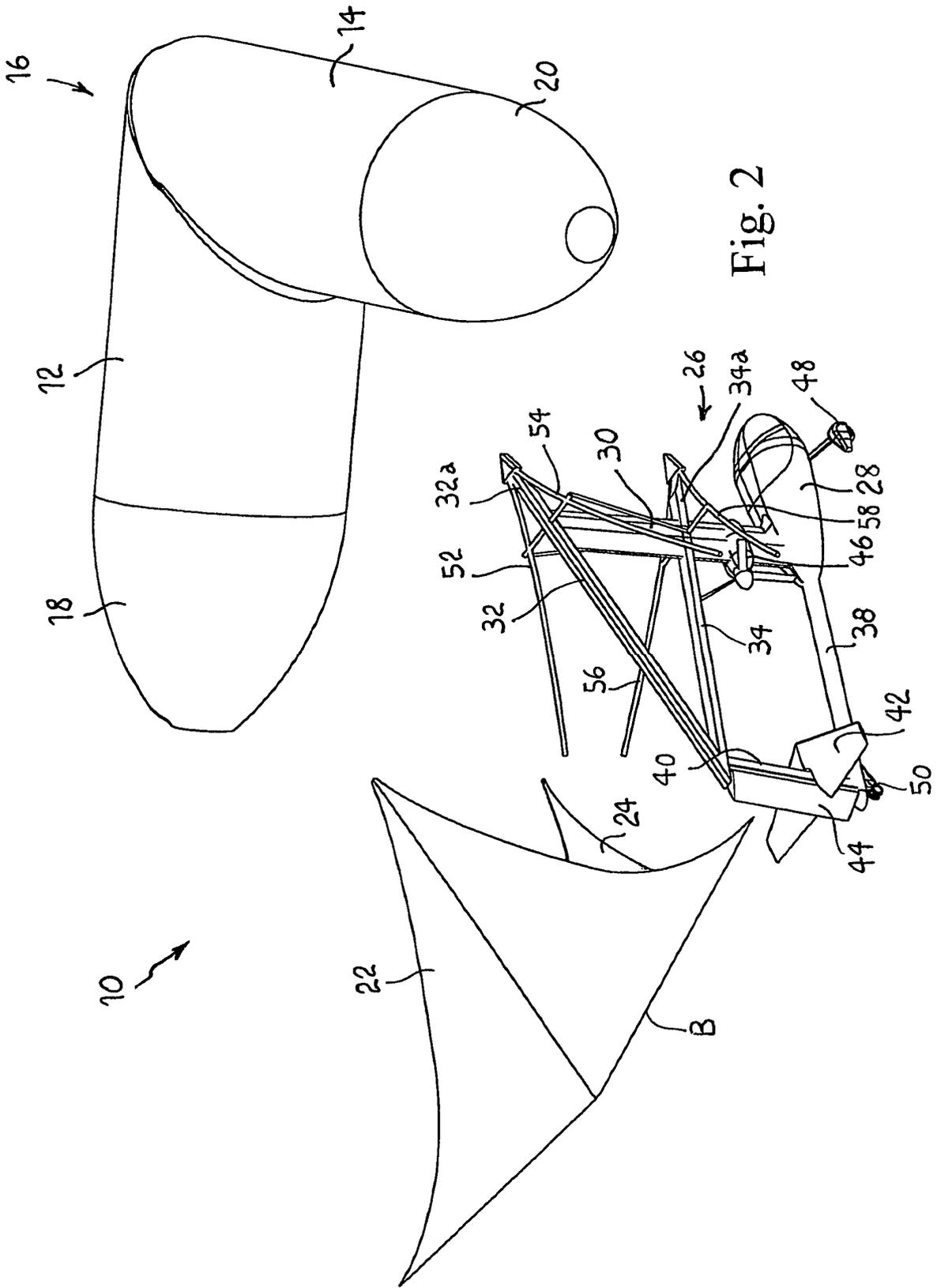


Fig. 2

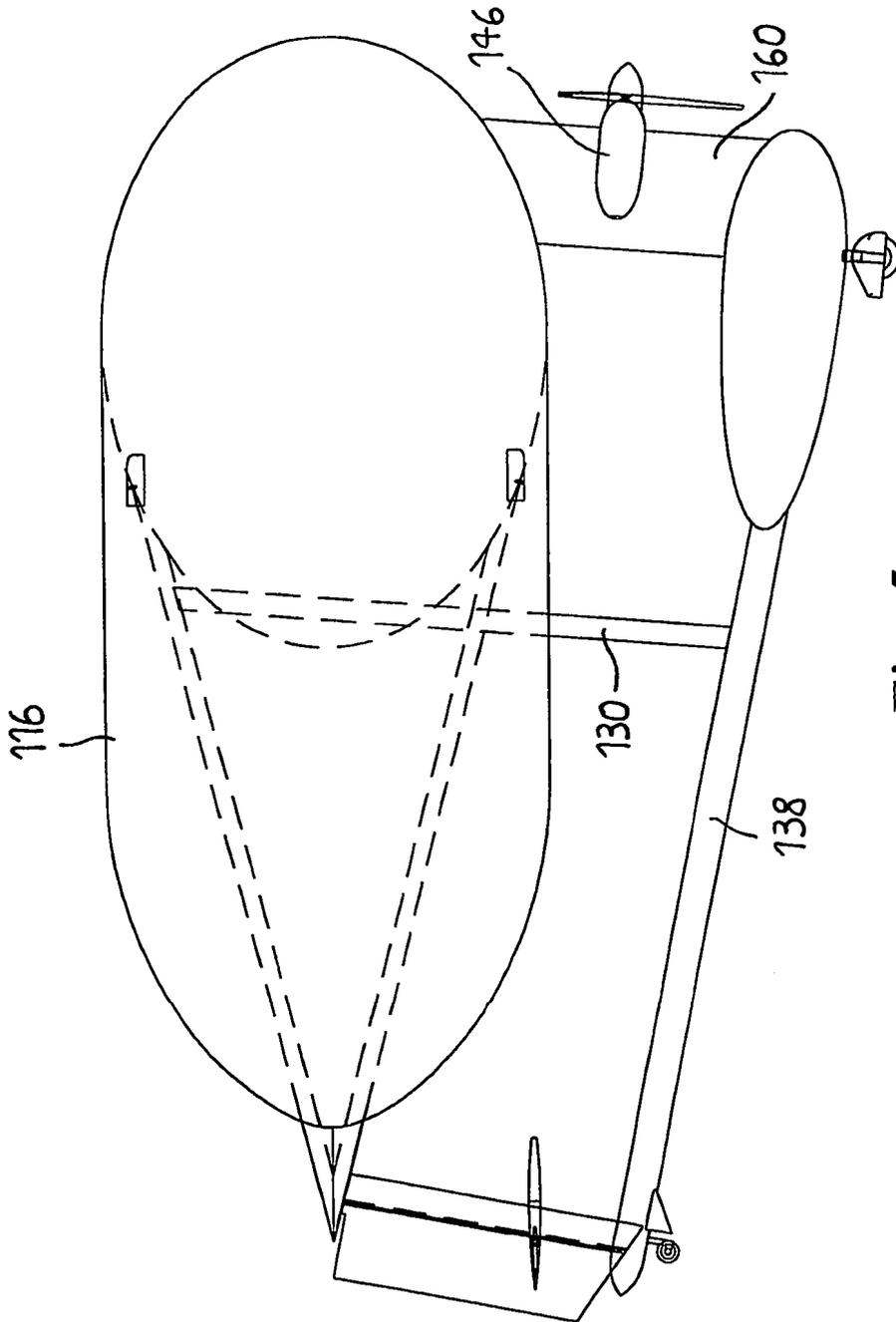


Fig. 5