

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 809 248**

51 Int. Cl.:

**B64B 1/26**

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **10.02.2014 PCT/US2014/015519**

87 Fecha y número de publicación internacional: **21.08.2014 WO14126840**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **10.02.2014 E 14750973 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.05.2020 EP 3013681**

54 Título: **Aeronave mejorada**

30 Prioridad:

**14.02.2013 US 201313767844**  
**31.05.2013 US 201313907320**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**03.03.2021**

73 Titular/es:

**BARBER, PHILLIP (100.0%)**  
**2220 Barney Rd.**  
**Kalamazoo, Michigan 49004, US**

72 Inventor/es:

**BARBER, PHILLIP**

74 Agente/Representante:

**SÁEZ MAESO, Ana**

**ES 2 809 248 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 mejorada

5 Referencia cruzada a las solicitudes relacionadas:

Esta solicitud reivindica el beneficio de:

- USPTO 13/767,844 con fecha de presentación 14 de febrero de 2013,
  - PCT/US2014/015519 con fecha de presentación 10 de febrero de 2014, publicación de la OMPI No. WO2147126840
- 10

Antecedentes de la Invención

15 La presente invención se refiere a aeronaves y más particularmente a aeronaves que tienen sistemas de propulsión internos o en conductos.

Las aeronaves son bien conocidas y han crecido en popularidad en los últimos años.

20 También es bien conocido que las aeronaves o los tipos de aeronaves dirigibles son útiles cuando son silenciosas, y se desea la capacidad de flotar en un lugar durante un período prolongado y aterrizar en áreas no desarrolladas. Sin embargo, los diseños convencionales carecen de velocidad, eficiencia y maniobrabilidad. Y, que los diseños de aeronaves anteriores son lentos, ineficientes e incapaces en ráfagas de viento fuerte y clima adverso.

25 A lo largo de los años, se han realizado numerosas mejoras en las aeronaves y muchos diseños para resolver los problemas descritos anteriormente.

Estos diseños generalmente se han concentrado en el área de control de flotabilidad, propulsión y aerodinámica, sin embargo, los mejores diseños no resuelven adecuadamente los problemas de lentitud, ineficiencia, incapacidad ante ráfagas de viento y clima adverso a un grado satisfactorio.

30

La solicitud de patente de No. 6,607,163 describe una aeronave convencional de forma cónica con flotabilidad en el espacio cercano y medios de propulsión; sin embargo, no tiene un fuselaje recto tubular, alas de control actitudinal no sobresalientes, conos deflectores de aire, un pasaje de aire interno, medios internos de propulsión o medios externos de propulsión atmosférica y de control actitudinal.

35

Antecedentes de la Invención (cont)

40 La solicitud de patente de No. 5,071,090 muestra una aeronave convencional de forma cónica con un pasaje de aire interno y medios internos de propulsión, sin embargo, no tiene un fuselaje recto tubular, alas de control actitudinal no sobresalientes, conos de entrada y salida de aire, o conos deflectores de aire, o medios externos de propulsión atmosférica y de control actitudinal.

45 La solicitud de patente de No. 4,967,983 describe una aeronave de tipo superficie sustentadora con un pasaje de aire interno, sin embargo, no tiene un fuselaje recto tubular, alas de control actitudinal no sobresalientes, conos deflectores de aire o medios externos de propulsión atmosférica y de control actitudinal.

50 La solicitud de patente de No. 1,835,260 muestra una aeronave convencional de forma cónica con un pasaje de aire interno y medios internos de propulsión, sin embargo, no tiene fuselaje, alas de control actitudinal no sobresalientes, conos deflectores de aire o medios externos de propulsión atmosférica y de control actitudinal.

55 La solicitud de patente de No. 2,384,893 muestra una aeronave con superficie sustentadora que tiene un pasaje de aire interno; sin embargo, no tiene un fuselaje recto tubular, alas de control actitudinal no sobresalientes, conos deflectores de aire o medios externos de propulsión atmosférica y de control actitudinal.

60 La solicitud de patente de No. 3,288,397 muestra una aeronave con superficie sustentadora de tres cascos con fuselajes de aeronave de forma elíptica convencional unidos entre sí que comprende una aeronave con superficie sustentadora, que tiene aberturas de control externas y medios de propulsión externos; sin embargo, no tiene un fuselaje recto tubular, alas de control actitudinal no sobresalientes, conos deflectores de aire, un pasaje de aire interno, medios de propulsión internos, o medios externos de propulsión atmosférica y de control actitudinal.

Resumen de la invención

65 Una ventaja principal de la presente invención es proporcionar una aeronave mejorada que intenta resolver los problemas de las aeronaves convencionales detalladas en la presente descripción incorporando una o más de las características discutidas en las modalidades enumeradas a continuación.

Por consiguiente, varias ventajas de uno o más aspectos de la presente invención son proporcionar una aeronave que tenga un rendimiento de velocidad, maniobrabilidad, eficiencia y capacidad a clima adverso mejorados.

5 Es una ventaja adicional de la invención proporcionar una aeronave con desplazamiento de aire, resistencia de aire hacia adelante y resistencia hacia atrás de la aeronave reducidos.

Otra ventaja de la invención es proporcionar una aeronave con una dirección mejorada del flujo de aire dentro, fuera y alrededor de la aeronave.

10 Otra ventaja más de la invención es proporcionar una aeronave con control actitudinal, direccional, de inclinación, de balance y oblicuidad mejorados, además, un mejor control del flujo de aire dentro, fuera y alrededor de la aeronave.

15 Otra ventaja más de la invención es proporcionar una aeronave mejorada con control propulsivo, actitudinal y direccional en el espacio, la atmósfera del aire y la transición hacia y desde el mismo.

20 La aeronave anterior y otras ventajas se realizan de acuerdo con la reivindicación 1, con modalidades preferidas definidas en las reivindicaciones dependientes. Se proporciona un fuselaje lineal de forma tubular recta, que tiene un pasaje de aire interno que se extiende axialmente a través del mismo y se estrecha hacia adentro desde los bordes exteriores periféricos circunferenciales más alejados de la proa del fuselaje, hacia la región intermedia interna de la aeronave como un embudo, formando una entrada de aire en la proa del fuselaje, que luego se conecta al pasaje de aire interno; el sistema de propulsión, ubicado dentro del pasaje de aire interno que se extiende aguas abajo y continúa hacia la popa de la aeronave que se estrecha hacia afuera como un embudo hacia los bordes exteriores periféricos circunferenciales más alejados de la popa del fuselaje formando una salida de aire en la popa del fuselaje, impulsa el aire dentro y fuera de la aeronave.

25 Esto hace que el aire sea transportado desde la parte delantera de la aeronave, dentro y a través del pasaje de aire interno fuera y detrás de la aeronave, moviendo así la aeronave a través del aire.

30 El fuselaje de forma tubular recta también tiene una pluralidad de conos deflectores de aire colocados axialmente en el centro sustancialmente dentro y extendiéndose desde las aberturas de entrada y salida de aire en proa y popa en el fuselaje, conectados de manera fija al embudo de entrada de aire y al fuselaje que dirigen el flujo de aire hacia adentro y hacia afuera de la aeronave a las regiones periféricas circunferenciales de las aberturas de entrada y salida de aire, dentro, fuera y a través del pasaje de aire interno que se extiende axialmente a través del fuselaje, dirigiendo así el flujo de aire hacia adentro, a través y fuera del fuselaje de la aeronave.

35 La pluralidad de conos deflectores de aeronaves proporciona además contención para una pluralidad de bolsas de gas más ligeras que elásticas, proporcionando así una elevación dinámica flotante que aumenta aún más la flotabilidad de las aeronaves.

40 Además, una pluralidad de superficies de control con alas activas y no activas bifurcadas ubicadas en la parte delantera y trasera de las aberturas de entrada de aire de entrada y salida de aire. Las superficies de control con alas se colocan horizontal y verticalmente a través de las aberturas internas de las vías de aire, con las superficies de control activas unidas a las superficies de control no activas de manera giratoria y articulada, y una pluralidad de actuadores unidos entre las secciones de entrada de aire y salida de aire del fuselaje y a las superficies de control accionando así de manera operable y giratoria las superficies de control activas articuladas respectivas a sus superficies de control no activas.

De este modo, controlar la dirección de manera operable del flujo de aire dentro de la abertura de entrada de aire y fuera de la abertura de salida de aire; controla la dirección, inclinación, balance y oblicuidad de la aeronave.

50 El resultado es una aeronave mejorada que tiene un desplazamiento de aire, resistencia de aire hacia adelante, resistencia hacia atrás reducidos, economía de combustible, rendimiento de velocidad, maniobrabilidad, eficiencia y capacidad en clima adverso.

Breve descripción de los dibujos

55 Una clara concepción de las ventajas y características que constituyen la presente invención, y de la construcción y operación de los mecanismos típicos provistos con la presente invención, se hará más evidente al referirse a las modalidades ilustrativas, y por lo tanto no limitantes, ilustradas en los dibujos que acompañan y forman parte de esta descripción, en donde los números de referencia similares designan los mismos elementos en las diversas vistas y en las que las figuras 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 10A, 11, & 11A ilustran diversas vistas de modalidades de la presente invención en donde:

La Figura 1 es una vista en perspectiva en sección de la aeronave tubular;

La Figura 2 es una vista lateral en sección de la aeronave tubular;

La Figura 3 es una vista lateral en sección de la aeronave tubular que muestra el flujo aerodinámico a través, alrededor, sobre y debajo del fuselaje;

65

La Figura 4 es una vista lateral en sección de la aeronave tubular que muestra el flujo aerodinámico a través, alrededor, sobre y debajo de la modalidad del fuselaje de la aeronave de tres tubos de la presente invención;

La Figura 5 es una vista posterior en sección esquemática que muestra la modalidad del fuselaje de la aeronave de tres tubos de la presente invención;

5 La Figura 6 es una vista superior o inferior en sección que muestra la modalidad del fuselaje de la aeronave de tres tubos de la presente invención;

La Figura 7 es una vista en sección esquemática de la popa de la presente invención;

La Figura 8 es una vista en sección esquemática de la popa de la presente invención;

10 La Figura 9 es una vista en perspectiva en sección de la aeronave tubular que muestra la única modalidad de la superficie de control de popa de la presente invención;

La Figura 10 es una vista en perspectiva en sección de la aeronave que muestra la modalidad de fuselaje resistente a radar poligonal de la aeronave tubular de la presente invención;

La Figura 10A es una vista parcial en perspectiva en sección de la aeronave que muestra las superficies de control aerodinámico de la modalidad del fuselaje resistente a radar de la presente invención;

15 La Figura 11 es una vista en perspectiva en sección de la aeronave que muestra la tobera de empuje de cohete de propulsión, las toberas de empuje de cohete de control direccional y la tobera de empuje de cohete invertido de la modalidad de la nave espacial de aeronave de la presente invención;

20 La Figura 11A es una vista posterior esquemática en sección de la aeronave que muestra la tobera de empuje del motor de cohete de propulsión y las toberas de empuje del motor de cohete de control direccional de la modalidad de la nave espacial de la aeronave de la presente invención;

25 Al describir la modalidad preferida de la invención, que se ilustra en los dibujos, se recurrirá a una terminología específica en aras de la claridad. Sin embargo, no se pretende que la invención se limite a los términos específicos así seleccionados y se debe entender que cada término específico incluye todos los equivalentes técnicos que operan de manera similar para lograr un propósito similar. Por ejemplo, la palabra "unido", "operar con habilidad", "girar con habilidad", "conectado" o términos similares se usan a menudo. No se limitan a la conexión directa, sino que incluyen la conexión a través de otros elementos en los que los expertos en la técnica reconocen que dicha conexión es equivalente.

30 Descripción la modalidad preferida

La presente invención y las diversas características y detalles ventajosos de la misma se explican más completamente con referencia a las modalidades no limitantes descritas en detalle en la siguiente descripción.

35 Diversas modalidades alternativas y modificaciones a la invención se harán evidentes para un experto en la técnica mediante la siguiente descripción detallada tomada junto con los dibujos.

40 Por consiguiente, también se entenderá que la presente invención tal como se describe en el presente documento incluirá materiales y equipos que incluyen, pero no se limitan a, pluralidades de protectores térmicos, motores, compresores, tanques de gas comprimido, combustibles, tanques de combustible, bombas, tuberías, válvulas, mangueras, accesorios, sistemas hidráulicos, solenoides, actuadores, baterías, ordenadores, electrónica, sensores, receptores, sistemas de guía y control, electrónica, motores, servos, cables, conectores, bielas, compuestos, laminados, telas, fibra de carbono, aluminio, titanio, juntas, sujetadores, adhesivos, selladores, lubricantes, gases, líquidos gaseosos, líquidos, combustibles propulsores y todos los demás materiales, piezas, equipos y aparatos que se usarán para la construcción y operaciones de aeronaves y naves espaciales.

45 Con referencia ahora a la Figura 1, se verá una vista esquemática en perspectiva de la modalidad preferida de la invención; una aeronave tubular hecha de acuerdo con la presente invención designada generalmente por el número de referencia 1, se muestra con sus componentes primarios.

50 La aeronave tubular 1 tiene un fuselaje lineal de forma tubular recta designado generalmente por el número de referencia 2.

55 El fuselaje 2, que tiene 6 secciones: un casco tubular recto lineal 3, un cono deflector de aire a popa 4, un cono deflector de aire a proa 5, un pasaje de aire interno 9, un embudo de salida del pasaje de aire interno 10, un embudo de entrada del pasaje de aire interno 11.

60 El fuselaje 2, el casco tubular 3, el pasaje de aire interno 9, se extiende axialmente a través del casco tubular 3, estrechándose hacia adentro desde los bordes externos periféricos circunferenciales más alejados en la proa del casco tubular 3, formando el embudo de entrada del pasaje de aire interno 11 en la proa del casco tubular 3, que se conecta al pasaje de aire interno 9, que se extiende axialmente aguas abajo continuando hacia la popa de la salida de aire del fuselaje de la aeronave y que se estrecha hacia afuera hasta los bordes externos periféricos circunferenciales más alejados en la popa del casco tubular 3, formando el embudo de salida del pasaje de aire interno 10, en la popa del casco tubular 3.

65 El fuselaje 2, que se muestra además con un cono deflector de aire del fuselaje en proa 5, colocado centralmente de manera sustancial dentro y que se extiende desde la entrada de aire del fuselaje 8, conectado de manera fija al casco

tubular 3 del fuselaje de la aeronave, al embudo de entrada del pasaje de aire interno del fuselaje 11, para permitir un pasaje de aire entre el embudo de entrada del pasaje de aire interno del fuselaje 11, y el cono deflector de aire del fuselaje en proa 5.

5 El cono deflector de aire del fuselaje en proa 5, posición definida además como ubicada centralmente de manera sustancial en el interior y que se extiende fuera del embudo de entrada del pasaje de aire interno del fuselaje 11, que se conecta al pasaje de aire interno 9, que contiene medios de propulsión 12, ubicada centralmente de manera axial dentro del pasaje de aire interno 9, que se conecta al embudo 10 de salida del pasaje de aire interno, formando la salida de aire 7, que tiene el cono deflector de aire en popa 4, colocado centralmente de manera sustancial en el interior y extendiéndose desde la salida de aire del fuselaje 7. El cono deflector de aire en popa 4, posición definida adicionalmente como ubicada centralmente en el interior y que se extiende fuera del embudo 10 de salida del pasaje de aire interno del fuselaje, conectado de manera fija al casco tubular 3 del fuselaje de la aeronave, y al embudo 10 de salida del pasaje de aire interno del fuselaje, para permitir un pasaje de aire entre el embudo de entrada del pasaje de aire interno del fuselaje 11 y el cono deflector de aire del fuselaje en popa 4.

15 Los conos deflectores de aire del fuselaje dirigen el flujo de aire directo a los perímetros circunferenciales de las entradas y salidas de aire de la aeronave, minimizando así la resistencia del aire hacia adelante y la resistencia hacia atrás.

20 La aeronave lineal tubular recta 1, mostrada además con alas de control actitudinal horizontales activas y no activas bifurcadas en popa, unidas de manera giratoria y articulada 13, y alas de control actitudinal verticales activas y no activas bifurcadas en popa unidas de manera giratoria y articulada 15, fijadas a una pluralidad de actuadores conectados entre el embudo de salida del pasaje de aire interno del fuselaje 10, y el cono deflector de aire del fuselaje en popa 4, en la salida de aire del fuselaje 7.

25 Se entenderá además la aeronave lineal tubular recta 1, que se muestra además con alas de control actitudinal horizontales activas y no activas bifurcadas en proa unidas de manera giratoria y articulada 14 y alas de control actitudinal verticales activas y no activas bifurcadas en proa unidas de manera giratoria y articulada 16, fijadas a una pluralidad de actuadores conectados entre el embudo de entrada del pasaje de aire interno del fuselaje 11, y el cono deflector de aire del fuselaje en proa 5, en la entrada de aire del fuselaje 8. Por lo tanto, controlar de manera activa la dirección del flujo de aire en la entrada de aire del fuselaje 8 y fuera de la salida de aire del fuselaje 7, proporciona control direccional, de inclinación, de balance y oblicuidad de la aeronave lineal tubular recta 1.

35 Con referencia ahora a la Figura 2, se verá una vista esquemática lateral que muestra además los componentes primarios de la aeronave tubular 1, que tiene el fuselaje 2, incluido el casco tubular 3 del fuselaje, el cono deflector de aire del fuselaje en proa 5, el cono deflector de aire del fuselaje en popa 4, el pasaje de aire interno del fuselaje 9, el embudo de salida del pasaje de aire interno del fuselaje 10, el embudo de entrada del pasaje de aire interno del fuselaje 11, los medios de propulsión 12, las alas de control horizontal en popa 13, las alas de control vertical en popa 15, las alas de control horizontal en proa 14, las alas de control vertical en proa 16, una pluralidad de bolsas de gas elásticas 6, la entrada de aire del fuselaje 8, la salida de aire del fuselaje 7 y el compartimento de carga y equipo operativo 17.

40 Con referencia a la Figura 3, se verá una vista lateral esquemática, que proporciona una comprensión del flujo de aire 18, dentro del embudo de entrada del pasaje de aire interno del fuselaje 11, sobre las alas de control vertical en proa 16, las alas de control horizontal en proa 14, alrededor del aire del fuselaje cono del deflector hacia adelante 5, a través del pasaje de aire interno del fuselaje 9, a través de los medios de propulsión 12, y hacia afuera a través del embudo de salida del pasaje de aire interno del fuselaje 10, alrededor del cono del deflector de aire del fuselaje en popa 4, sobre las alas de control vertical en popa 15, y las alas de control horizontal en popa 13, luego fuera y detrás de la aeronave. De este modo, se mueve el aire desde delante de la aeronave, a través y detrás de la aeronave.

45 Con referencia a la Figura 4 una vista lateral esquemática de la aeronave tubular 1, aeronave de tres tubos 19, se verá la modalidad de la invención descrita. Además, se entenderá el flujo de aire 18, dentro, a través, fuera y alrededor de la aeronave de tres tubos 19. Más particularmente, el área de baja presión de aire 27, la acción de elevación generada por la aerodinámica de superficie sustentadora de las aeronaves de tres tubos proporcionada por la aeronave de tres tubos 19, mientras la aeronave se coloca en relación con el flujo de aire entrante a través, fuera, detrás y debajo de la aeronave de tres tubos 19.

55 Con referencia ahora a la Figura 5, se verá una vista posterior esquemática en sección que muestra la aeronave tubular 1, la aeronave de tres tubos 19, modalidad de la invención descrita. Además, se entenderá que la aeronave de tres tubos 19 comprende una pluralidad de aeronaves de un solo tubo 1, unidas y conectadas juntas en paralelo, que tienen cubiertas 14, que encierran las secciones de fuselaje en proa y popa de la aeronave de tres tubos 19, fijadas entre la pluralidad de aeronaves tubulares de un solo tubo 1.

60 La Figura 4, además de las aeronaves tubulares 1, características de elevación descritas en este documento. Con referencia a la Figura 6, una vista esquemática superior e inferior que muestra una comprensión adicional de la pluralidad de aeronaves de un solo tubo 1, que comprende una aeronave de tres tubos 19, modalidad de la presente invención.

65

Con referencia a la Figura 7, se verá una vista esquemática en sección de la popa de la presente invención, que muestra la aeronave tubular 1, el fuselaje 2, el casco tubular 3 del fuselaje, la bolsa de gas resistente 6, el cono deflector de aire del fuselaje en popa 4, alas de control actitudinal horizontal activas y no activas bifurcadas en popa 13 y alas de control actitudinal verticales activas y no activas bifurcadas en popa 15.

5

Con referencia a la Figura 8, se verá una vista en sección esquemática de la presente invención que muestra la aeronave 1, el fuselaje 2, el casco tubular 3 del fuselaje, la pluralidad de bolsas de gas resistentes 6, el compartimento de carga y equipo operativo 17, los medios de propulsión 12.

10

Con referencia a la Figura 9, se verá una vista en perspectiva esquemática de la aeronave tubular que muestra la única modalidad de alas de control actitudinal activas y no activas bifurcadas en popa de la presente invención que tienen superficies de control con alas en la salida de aire del fuselaje de popa 7, solo, en la aeronave tubular 1; el cono deflector de aire del fuselaje en proa 5, solo, colocado en la entrada de aire del fuselaje 8, que proporciona una reducción de peso y restricción de flujo de aire en el embudo de entrada del pasaje de aire interno del fuselaje 11. La aeronave 1, mostrada con un fuselaje 2, casco tubular 3 del fuselaje, pluralidad de bolsas de gas elásticas 6, pasaje de aire interno 9, medios de propulsión 12, cono deflector de aire del fuselaje en popa 4, embudo de salida del pasaje de aire interno del fuselaje 10, alas de control actitudinal horizontal activas y no activas bifurcadas 13, alas de control actitudinal vertical activas y no activas bifurcadas 15 y salida de aire del fuselaje 7.

15

20

Con referencia a la Figura 10, se verá una vista esquemática en perspectiva de dicha aeronave tubular 1, que muestra el fuselaje poligonal 21 de la aeronave tubular, modalidad de la presente invención. En donde se verá el fuselaje 2 y el casco tubular 3, una pluralidad de bolsas de gas elásticas 6, la entrada de aire del fuselaje 8, el embudo de entrada del pasaje de aire interno del fuselaje 11, el cono deflector de aire del fuselaje en proa 5, el pasaje de aire interno del fuselaje 9, los medios de propulsión 12, el cono deflector de aire del fuselaje en popa 4, el embudo de salida del pasaje de aire interno del fuselaje 10, la salida de aire del fuselaje 7, que proporciona una comprensión de la modalidad del fuselaje poligonal de la aeronave tubular 21, que muestra la onda de radar que disipa superficies angulares de la invención descrita en este documento.

25

30

Con referencia a la Figura 10A, se verá una vista en perspectiva parcial esquemática en sección de la popa de dicha aeronave tubular 1, que muestra el fuselaje poligonal 21 de la aeronave tubular, modalidades de alas de control horizontal en popa 15, las alas de control vertical en popa 13 y la salida de aire del fuselaje 7; además se entenderá que la Figura 10A, representará adicionalmente el fuselaje poligonal de la aeronave tubular 21, modalidades de alas de control horizontal en proa 14, alas de control vertical en proa 16 y la entrada de aire del fuselaje 8, que tiene una estructura idéntica a los componentes de la aeronave en popa.

35

40

Con referencia a la Figura 11, se muestra una vista en perspectiva esquemática de la nave espacial de aeronave 22, modalidad de la presente invención, adicionalmente a la invención como se define en la Figura 1, que incluye además una tobera de empuje del motor de cohete de propulsión 23, una pluralidad de toberas de empuje del motor de cohete de control direccional 24, y una tobera de empuje del motor de cohete invertido 25, proporcionando así los medios de propulsión, control direccional y actitudinal dentro y fuera de la atmósfera terrestre, y en transición hacia y desde la misma. Esta definición se interpreta como si todo el lenguaje de la Figura 1, fuera incorporado.

45

50

Con referencia a la Figura 11A, se muestra una vista en sección de la popa de la nave espacial de aeronave 22, modalidad de la presente invención adicionalmente a la invención como se define en la Figura 1, que incluye además el casco tubular del fuselaje 3, cono deflector de aire del fuselaje en popa 4, bolsa de gas elástica 6, las alas de control actitudinal horizontal activas y no activas bifurcadas 13, alas de control actitudinal verticales activas y no activas bifurcadas 15, y además incluye una tobera de empuje del motor de cohete de propulsión 23, y una pluralidad de toberas de empuje del motor de cohete de control direccional 24; además se entenderá que la Figura 10A, representará adicionalmente el fuselaje poligonal de la aeronave tubular 21, modalidades de alas de control horizontal en proa 14, alas de control vertical en proa 16 y la entrada de aire del fuselaje 8, que tiene una estructura idéntica a los componentes de la aeronave en popa. Esta definición se interpreta como si todo el lenguaje de la Figura 1, fuera incorporado.

55

60

Aunque el mejor modo contemplado por el inventor para llevar a cabo la presente invención se describió anteriormente, la práctica de la presente invención no se limita al mismo. Será evidente que se pueden hacer varias adiciones, modificaciones y reordenamientos de las características de la presente invención sin desviarse del alcance del concepto inventivo subyacente, como se define en las reivindicaciones. Además, los componentes individuales no necesitan fabricarse a partir del material descrito, sino que podrían fabricarse a partir de prácticamente cualquier material adecuado. Además, los componentes individuales no necesitan formarse en las formas descritas, o ensamblarse en la configuración descrita, sino que podrían proporcionarse en prácticamente cualquier forma y ensamblarse en prácticamente cualquier configuración. Además, aunque muchos elementos y componentes se describen en este documento como módulos físicamente separados, se manifestará que pueden integrarse en el aparato con el que están asociados.

#### Operación

65

La forma de usar la aeronave mejorada como se describió hasta ahora, será evidente al llenar dicha pluralidad de bolsas de gas elásticas con helio o hidrógeno gaseoso, y alimentar dicha pluralidad de tanques de combustible de medios

propulsión, e iniciar la secuencia de combustión del motor a reacción y por lo tanto, la propulsión de aire, es decir, el flujo de aire se dirigirá al embudo de admisión de aire en proa de la aeronave, alrededor del cono deflector de aire en proa y las superficies de control de aire con alas dentro y a través del pasaje de aire interno, dentro y a través de los medios de propulsión del motor, a través del embudo de aire en popa alrededor del cono deflector de aire en popa y las superficies de control de aire con alas, de modo que al aumentar y disminuir de manera variable los rpm de los medios de propulsión, por lo tanto, el flujo de aire, y al accionar de manera operable las superficies de control de aire con alas, dicha aeronave se hace volar de manera controlable y operativa a través del aire, a velocidad, control y economía mejoradas.

Además, será evidente que al volar la aeronave como se describió anteriormente, ascender a altitudes cercanas al espacio utilizando una elevación dinámica flotante proporcionada por la pluralidad de bolsas de gas elásticas, compresores, tanques y propulsión de motores a reacción, más allá de los requisitos de oxígeno del motor a reacción, que, al iniciar la propulsión del motor de cohete y propulsores actitudinales, se proporciona control direccional del espacio de la atmósfera exterior.

Además, ese vuelo de la aeronave a altitudes por debajo del espacio y hacia la atmósfera interior se proporciona mediante propulsores de motores de cohetes y elevadores dinámicos flotantes proporcionados por la pluralidad de bolsas de gas elásticas, compresores y tanques, y tras el descenso al espacio atmosférico interior a altitud y niveles de oxígeno suficientes para la ignición del motor a reacción, la ignición del motor a reacción se inicia, proporcionando así la propulsión de la aeronave y el control actitudinal para el vuelo atmosférico interno.

Será aún más evidente que al operar la aeronave como se describió anteriormente e instalar materiales explosivos en el compartimento de carga, se proporcionan aquí los medios de un misil flotante.

#### Lista de citas

##### Literatura de patentes citada:

01. patente No. US 2009/0200416 A1, publicada el 13/08/2009, titular de la patente: Yee-Chun Lee;
02. patente No. US 6,766,982 B2, publicada el 27/07/2004, titular de la patente: Ernest Robert Drucker;
03. patente No. US 6,607,163 B2, publicada el 19/08/2003, titular de la patente: William D. Perry;
04. patente No. US 6,427,943 B2, publicada el 06/08/2002, titular de la patente: Yoshio Yokomaku;
05. patente No. US 6,354,535 B1, publicada el 12/03/2002, titular de la patente: William D. Perry;
06. patente No. US 5,645,248, publicada el 08/07/1997, titular de la patente: J. Scott Campbell;
07. patente No. US 5,071,090, publicada el 10/12/1991, titular de la patente: Masakatsu Takahashi;
08. patente No. US 4,967,983, publicada el 06/11/1990, titular de la patente: Brian C. Motts;
09. patente No. US 4,685,640, publicada el 11/08/1987, titular de la patente: John E. Warrington;
10. patente No. US 3,620,485, publicada 16/11/1971, titular de la patente: Egon Gelhard;
11. patente No. US 3,346,216 publicada 10/10/1967, titular de la patente: P. Desmarteau;
12. patente No. US 3,288,397, publicada el 29/11/1966, titular de la patente: J.R. Fitzpatrick;
13. patente No. US 3,185,411, publicada el 25/05/1965, titular de la patente: G. Gembe;
14. patente No. US 2,475,786, publicada el 12/07/1949, titular de la patente: J.L. Jordan;
15. patente No. US 2,384,893, publicada el 18/09/1945, titular de la patente: L.H. Crook;
16. patente No. US 1,998,380, publicada el 16/04/1935, titular de la patente: M. Medoff;
17. patente No. US 1,895,518, publicada el 31/01/1933, titular de la patente: G.W. Peck;
18. patente No. US 1,835,260, publicada el 08/12/1931, titular de la patente: C. Barrera;
19. patente No. US 1,343,428, publicada el 15/06/1920, titular de la patente: C.C. Berry.

##### Literatura no de patentes citada:

01. 22 de abril de 2009, informe de Defense System Journal: LEMV Airship Program Readies for Launch;
02. 11 de abril de 2011, informe de The Editor: US Air force funds \$86 mil dollar Blue Devil 2 demonstration airship;
03. 01 de noviembre 2011, informe de Congress of the United States of America Congressional Budget Office: Recent Development Efforts for Military Airships;
04. 01 de marzo 2012, informe de Wired.com: Air Force (cancels) Spy Blimp;
05. 14 de febrero de 2013, informe de Wired.com: Army (cancels) Spy Blimp.

## REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (1) que comprende:
- 5 un fuselaje lineal de forma tubular recta (2), dicho fuselaje tiene un pasaje de aire interno (9) que se extiende axialmente a través de un estrechamiento hacia adentro desde los bordes externos periféricos circunferenciales más alejados de la proa de dicho fuselaje, hacia la región intermedia interna de dicha aeronave como un embudo, que forma una abertura de entrada de aire (11) en la proa de dicho fuselaje, conectándose a dicho pasaje de aire interno que se extiende aguas abajo continuando a la popa de la aeronave y estrechándose hacia afuera como un embudo hacia los bordes externos periféricos circunferenciales más alejados en la popa de dicho fuselaje formando una abertura de salida de aire (10) en la popa de dicho fuselaje;
- 10 un medio para dirigir el flujo de aire dentro y fuera de dicha aeronave a las regiones periféricas circunferenciales de dichas aberturas de entrada y salida de aire, fuera y dentro de dicho pasaje de aire interno que se extiende a través de dicho fuselaje, dicho medio para dirigir el flujo de aire que comprende una pluralidad de conos deflectores de aire (4, 5) fijados axialmente en posición sustancialmente central dentro de y extendiéndose desde dichas aberturas de entrada y salida de aire en proa y popa en dicho fuselaje;
- 15 un medio para controlar la dirección, inclinación, balanceo y oblicuidad, y otros medios para dirigir el flujo de aire dentro y fuera de dicha aeronave, dichos medios para controlar la dirección, inclinación, balanceo y oblicuidad y dirigir el flujo de aire dentro y fuera de dicha aeronave que comprenden una pluralidad de superficies de control con alas horizontales y verticales activas y no activas bifurcadas conectadas de manera giratoria y articulada (13, 14, 15, 16) ubicadas en la parte delantera y trasera de dichas aberturas internas de entrada de aire y salida de aire, dichas superficies de control con alas que se colocan horizontal y verticalmente a través de dichas aberturas internas de aire, dichas superficies de control activas que están unidas de manera giratoria y articulada a dichas superficies de control no activas, y una pluralidad de actuadores unidos entre las secciones de dicho embudo de entrada de aire y de embudo de salida de aire y de cono deflector de dicho fuselaje a dichas superficies de control para accionar operativamente, de manera giratoria, dichas superficies de control activas articuladas respectivas a dichas superficies de control no activas, controlando así de manera activa la dirección del flujo de aire dentro de la abertura de entrada de aire y fuera de dicha abertura de salida de aire;
- 20 un medio para contener una pluralidad de celdas de gas elásticas más ligeras que el aire, dichos medios que comprenden una pluralidad de contenedores, dichos contenedores que comprenden dicho fuselaje, los conos deflectores de aire en proa y popa;
- 30 un medio para proporcionar elevación y flotabilidad atmosférica, dicho medio provisto de una pluralidad de células de bolsas de gas elásticas más ligeras que el aire, dichas células de gas que se llenan preferiblemente con helio o hidrógeno gaseoso;
- 35 un medio adicional para proporcionar elevación comprende dichas superficies de control del ala horizontal en proa y popa, al colocar de manera giratoria dicha superficie de control del ala activa en relación con el aire que fluye entrante y saliente para efectuar áreas de presión de aire alta y baja respectivamente por encima y por debajo de dichas superficies de control de ala horizontal en proa y popa;
- 40 un medio para propulsar (12) dicha aeronave ubicado dentro de dicho pasaje de aire interno;
- un medio para proteger la protección térmica del escape del motor a reacción, dicho medio protege el interior de dicho pasaje de aire interno alrededor y detrás de: motor, dicho cono deflector de aire de popa, dicho embudo de salida de aire interno de popa y dichas superficies de control con alas;
- 45 un medio para contener equipos operativos y compartimentos de carga, dichos medios que comprenden un espacio ubicado preferiblemente dentro de la porción inferior de dicho fuselaje;
- un medio para reducir la reflexión del radar, dicho medio que comprende dicho fuselaje tubular en forma de dicha superficie radial del fuselaje tubular que desactiva las ondas de radar de manera reflexiva lejos de los receptores de radar;
- 50 un medio para el control propulsivo en el espacio, la atmósfera del aire y la transición hacia y desde el mismo, dichos medios que comprenden una tobera de empuje del motor de cohete principal ubicada centralmente de manera axial en popa de dicho cono deflector de aire en popa;
- 55 un medio para controlar la dirección, inclinación, balanceo y oblicuidad en el espacio, la atmósfera del aire y la transición hacia y desde el mismo, dichos medios que comprenden una pluralidad de toberas de empuje del motor de cohete posicionadas hacia adelante, atrás, arriba, abajo, a la izquierda y a la derecha del exterior de dicho fuselaje;
- un medio para una sección transversal del radar reducida adicionalmente, dicho medio proporcionado por superficies planas de modalidades de fuselaje tubular poligonal que desactivan reflexivamente las ondas de radar lejos del receptor de radar.
2. Una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en donde dicho fuselaje tubular tiene un casco tubular lineal recto que tiene una superficie exterior sustancialmente lisa de dicho fuselaje tubular.
- 60 3. Una aeronave de acuerdo con cualquier reivindicación anterior, en donde dicho medio para propulsar dicha aeronave comprende preferiblemente un motor a reacción de alta relación de derivación, ubicado dentro de dicha región intermedia del pasaje de aire interno dentro de dicho fuselaje tubular.

## ES 2 809 248 T3

4. Una aeronave de acuerdo con cualquier reivindicación anterior, en donde dicho medio para el blindaje de protección térmica del calor del escape del motor a reacción comprende preferiblemente material de ablación de carbono impregnado fenólico, protectores térmicos ablativos, medios de enfriamiento pasivos o activos.
5. Una aeronave de acuerdo con cualquier reivindicación anterior, en donde el medio para propulsar dicha aeronave comprende un propulsor turbo de motor a reacción que tiene una pluralidad de hélices conectadas en proa y popa a un motor a reacción ubicado dentro de dicha región intermedia del pasaje de aire interno dentro de dicho fuselaje tubular.













