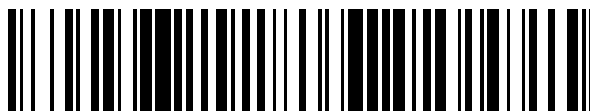


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 409 405**

51 Int. Cl.:

B64C 15/14 (2006.01)

B64C 27/28 (2006.01)

B64C 29/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **02.03.2007 E 07701909 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **23.05.2012 EP 2004483**

54 Título: **Aeronave capaz de realizar vuelo estacionario, volar rápidamente hacia adelante, planear, despegar en cortas distancias, aterrizar en cortas distancias, despegar y aterrizar verticalmente**

30 Prioridad:

03.03.2006 CH 345062006

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

26.06.2013

73 Titular/es:

**POVA, DAVID (100.0%)
STETTBRUNNENWEG 80
4132 MUTTENZ, CH**

72 Inventor/es:

POVA, DAVID

ES 2 409 405 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 capaz de realizar vuelo estacionario, volar rápidamente hacia adelante, planear, despegar en cortas distancias, aterrizar en cortas distancias, despegar verticalmente y aterrizar verticalmente.

Definiciones:

5 **Vuelo estacionario:** Estado de vuelo con ninguna o bien con una **pequeña velocidad horizontal**, en la cual la **fuerza ascensional** necesaria se genera mediante la **aceleración del aire estacionario hacia abajo**. (Habitualmente, y en la invención aquí descrita, el aire es acelerado hacia abajo mediante rotores que giran alrededor de su eje vertical. En la literatura sobre helicópteros, el concepto se utiliza, en parte, únicamente para el estado de vuelo sin velocidad horizontal. En la presente descripción de patente, se entenderá que la aeronave se encuentra en vuelo estacionario mientras los rotores de vuelo estacionario soplan aire hacia abajo a través de las escotillas de las alas).

10 **Vuelo rápido hacia adelante:** Estado de vuelo con una **velocidad horizontal** hacia adelante, limitada hacia abajo (=es necesario volar por encima de la velocidad mínima), en la que la fuerza ascensional necesaria es generada por las propiedades **aerodinámicas de las alas rígidas**.

15 (Habitualmente, y en la invención aquí descrita, la fuerza ascensional se genera mediante una diferencia de presión creada entre el lado inferior del ala (intradós) y el lado superior del ala (extradós), mediante la aceleración del aire que fluye por encima del ala (presión negativa arriba) y, según sea necesario, el posicionamiento del lado inferior del ala contra el aire que fluye (sobrepresión abajo, refuerzo de la presión negativa arriba)).

20 **Condiciones marco físicas, aerodinámicas, económicas y técnicas para una aeronave con capacidad de despegue y aterrizaje vertical**

a) El **vuelo estacionario** necesita **gran cantidad de energía** y, correspondientemente, es más caro que el vuelo hacia adelante con un aeroplano.

25 b) Las **necesidades de potencia** en vuelo estacionario **umentan sobreproporcionalmente** con el **peso** adicional.

c) Las **necesidades de potencia** en vuelo estacionario **disminuyen** (la mayoría de las veces, subproporcionalmente) **mediante el incremento** de la **superficie del rotor**, dado el mismo peso.

30 d) Las **necesidades de potencia** en vuelo estacionario dependen, en gran medida, del dimensionamiento, diseño y adaptación **óptimos** de los **rotores** (paso corto óptimo, perfil óptimo (forma, espesor y profundidad), longitud, alabeo (=variación del paso con el aumento del radio), número de palas del rotor, deformación con el esfuerzo correspondiente, adaptación al propulsor).

(Véase el libro: "Flugmechanik der Hubschrauber" (Mecánica de vuelo de los helicópteros) de Walter Bittner, ISBN 3-540-23654-6)

35 e) Un **rotor optimizado para el vuelo estacionario** (=la aceleración del aire en reposo) es, también cuando se adapta el paso, un **propulsor relativamente malo** para la aceleración de un aire que fluye rápidamente. (En particular, el alabeo y el perfil no pueden ser óptimos para ambos intervalos de velocidad).

(Bueno en vuelo estacionario = más bien malo en vuelo hacia adelante - y al contrario)

40 f) El vuelo hacia adelante en **vuelo estacionario** (como un helicóptero) es, en comparación con los aeroplanos, cada vez más **ineficiente cuanto más aumenta la velocidad** y alcanza, ya antes de la mitad de la velocidad del sonido, una barrera prácticamente infranqueable.

(Existen experimentos teóricos de Sikorsky y otros fabricantes de helicópteros con helicópteros que pueden volar más rápido y que, a pesar de ello, la punta de los rotores en movimiento hacia adelante no tiene que romper la barrera del sonido. Pero su factibilidad está muy discutida y es dudoso que estos "helicópteros" puedan ser muy eficientes en vuelo hacia adelante...)

45 g) La **transición estable de vuelo estacionario a vuelo hacia adelante** y a la inversa permite un **vuelo hacia adelante eficiente** como aeroplano, pero representa un **gran desafío** para todo el sistema de la aeronave.

Esta **transición tiene que recibir un apoyo óptimo** de

la forma de la aeronave (unas propiedades de vuelo lento buenas e intrínsecamente estables con las escotillas del rotor cerradas, parcialmente abiertas y totalmente abiertas),

la disposición de los **rotores** (estabilidad intrínseca en vuelo estacionario, así como en vuelo hacia adelante; buena distribución alrededor del centro de gravedad)

y la posición del **propulsor** (buena palanca para las fuerzas correctoras; ninguna turbulencia molesta ni fuerzas producidas por la basculación de los ejes desde la vertical a la horizontal),

5 de los **sistemas de propulsión** (reserva de potencia suficiente; reacción rápida a las señales de mando),

los **timones** (buen efecto de palanca, buena efectividad en el intervalo de velocidad correspondiente)

y el **mando** de todos los sistemas dinámicos (el sistema informático controla y estabiliza la aeronave basándose en las órdenes del piloto y las informaciones de los sensores de posición, velocidad, aceleración y potencia)

10 h) Una, en relación con los aeroplanos habituales, **gran superficie de las alas** produce un esfuerzo superficial pequeño con las correspondientes **buenas propiedades de vuelo lento**, pero genera una **resistencia al aire algo mayor** (en comparación con un aeroplano clásico), sobre todo en vuelo rápido hacia adelante.

Objetivo sobre la base de las condiciones marco: Aeroplano intrínsecamente estable capaz de despegar verticalmente y aterrizar verticalmente.

15 => Ligero; potencia suficiente para despegar verticalmente; rotores para vuelo estacionario optimizado; propulsor para vuelo hacia adelante en vuelo estacionario como apoyo y mando; obstaculizar solo mínimamente la transición vuelo estacionario / vuelo hacia adelante; vuelo hacia adelante más rápido y económico que con un helicóptero; despegue y aterrizaje también en vuelo hacia adelante (como un aeroplano) sin problemas y de forma económica.

Estado actual de la técnica

20 En la actualidad, **solo hay un tipo** de aeroplano con **capacidad de despegar verticalmente en uso** (militar): El **Harrier**, desarrollado en los años 60 por Hawker Siddeley (GB), así como sus modelos posteriores. Otros dos tipos se encuentran en **fase de pruebas y de desarrollo**: El Bell Boeing **V-22 convertiplano** (WO91/05704) y el **F-35B** de Lockheed Martin. Todos los proyectos civiles han fracasado en principio por los elevados requisitos.

25 Debido a que los materiales modernos son extremadamente ligeros y bien moldeables para su estabilidad (en particular, los materiales compuestos de fibra: **CFK**), sería factible construir aeronaves capaces de despegar verticalmente que sean ligeras y también económicas para uso civil.

Variantes modernas de los **sistemas de propulsión**: las turbinas de gas, motores de gasolina (tipo Otto), motores Wankel, turbocohetes, electrogeneradores + electrónica de alto rendimiento + motores eléctricos, son ahora, en comparación con 1965, considerablemente **más fiables, ligeros, potentes y más manejables**.

30 Los **sistemas informáticos modernos**, en combinación con los modernos sensores de posición y aceleración, permiten un control que reaccione de manera **más rápida y fiable que** la capacidad **humana** posible, logrando un vuelo estable, incluso en condiciones de difícil control.

35 Debido a estos progresos, en la actualidad existen en el mundo gran cantidad de ideas diferentes para desarrollar nuevos tipos de aeronaves capaces de despegar verticalmente: Skycar (Paul S. Moller), X-Hawk (WO2006/072960: Rafi Yoeli), avión de alas circulares (US6254032: Franz Bucher) y, probablemente, muchos otros...

Desventajas de los enfoques existentes (diferencias con este enfoque)

40 No hay **división** para los componentes **optimizados para vuelo estacionario** (rotores) / para los componentes **optimizados para vuelo hacia adelante** (alas, propulsores). => necesidades de potencia comparablemente mucho mayores para el vuelo estacionario (Harrier, F-35B, Skycar, X-Hawk, avión de alas circulares); en consecuencia, vuelo hacia adelante menos eficiente (convertiplano/V22) (=todos los enfoques mencionados)

Los **componentes para vuelo estacionario** no óptimos y sobredimensionados para el vuelo hacia adelante no se **ocultan en el vuelo hacia adelante**: convertiplano, Skycar, X-Hawk, avión de alas circulares

No se pasa al, más económico, vuelo hacia adelante: X-Hawk

45 Los **componentes de propulsión basculantes** no se han colocado de modo que el **chorro de escape no roce** con las **superficies portantes principales** y otros componentes. => pérdidas e inestabilidad producidas por las turbulencias, diferentes dependiendo del ángulo de basculación: convertiplano, avión de alas circulares

No hay estabilidad intrínseca por la forma de la aeronave en la zona de transición del vuelo estacionario al vuelo hacia adelante y a la inversa: Skycar, avión de alas circulares, convertiplano

No hay **visibilidad total** en todas las direcciones de vuelo (hacia arriba, hacia adelante, **hacia abajo**): Harrier, F-35B, Skycar, X-Hawk, avión de alas circulares, convertiplano (=todos los enfoques mencionados)

No hay ninguna **distribución** de la **potencia de propulsión** por rotor en varios motores: todos los enfoques mencionados.

5 No existe ninguna **posibilidad** de **aterrizaje planeando**: Skycar, X-Hawk, avión de alas circulares

No existe ninguna posibilidad de **aterrizaje planeando** en el **mismo punto de aterrizaje** que en el aterrizaje en vuelo estacionario: todos los enfoques mencionados.

10 No hay ningún **booster para casos de emergencia / cohetes de combustible sólido** para amortiguar un choque en caso de fallo de potencia o caída de potencia poco antes del aterrizaje en vuelo estacionario: todos los enfoques mencionados.

Tarea

15 La tarea consiste en conformar y ensamblar una forma de aeronave y unos componentes de la misma de tal modo que en combinación unos con otros permitan tanto el despegue vertical, el vuelo estacionario y el aterrizaje vertical como también la transición estable a un vuelo hacia adelante estable y económico y la vuelta al modo de vuelo estacionario.

Realización de la tarea

La realización de la tarea se consigue, sobre todo, mediante dos conceptos novedosos en su combinación:

20 1. La **separación de los componentes para el vuelo estacionario de los componentes para el vuelo hacia adelante**: Los **rotores (20)** están optimizados **para el vuelo estacionario** y solo se utilizan en el vuelo estacionario, mientras que los **propulsores necesarios para el vuelo hacia adelante** están optimizados, sobre todo, para las velocidades del vuelo hacia adelante, pero también pueden utilizarse para el control y, en todo caso, como apoyo para el vuelo estacionario.

25 2. La **ocultación de los rotores para vuelo estacionario (20)** en unas grandes escotillas que pueden cerrarse en las superficies portantes (10), de manera que la carga soportada por las superficies circulares de los rotores en vuelo estacionario se mantenga dentro de unas proporciones aceptables, y que se cree una forma de aeronave casi clásica, intrínsecamente estable para el vuelo hacia adelante, con superficies portantes de buena aerodinámica con una profundidad de ala inusualmente grande (con una resistencia al aire solo ligeramente superior en comparación con la profundidad de ala clásica de los aviones clásicos de su misma magnitud), pero con buenas propiedades para el vuelo lento.

30 **Descripción del efecto y de la combinación de efectos de las reivindicaciones de patente**

Otras propiedades y efecto de la reivindicación 1a:

35 Cuando las escotillas de las superficies portantes están cerradas se crean unas superficies portantes que están cerradas de forma prácticamente hermética, con poca resistencia aerodinámica y con buen efecto ascensional. De este modo, es posible alcanzar unas buenas velocidades en vuelo hacia adelante y unos valores de consumo casi idénticos a los de los aviones comparables. (Consumo ligeramente mayor por el peso adicional de los componentes para vuelo estacionario y la resistencia aerodinámica ligeramente mayor debidos a las alas que se han diseñado alrededor de los componentes para vuelo estacionario). El consumo de la aeronave descrita es, a la misma velocidad, considerablemente menor que el consumo de los helicópteros comparables a la velocidad de vuelo habitual. Con una motorización comparable, la aeronave también alcanza una velocidad claramente superior.

40 Las necesidades de potencia en vuelo estacionario son, en comparación con otros despegues verticales y con el mismo peso de despegue, menores por dos razones: 1.) los rotores para vuelo estacionario se usan solo para dicho vuelo estacionario y, por ello, pueden optimizarse exactamente para el vuelo estacionario (menores pérdidas). 2.) Los rotores para vuelo estacionario se ocultan bien aerodinámicamente durante el vuelo hacia adelante, de modo que la superficie del rotor se puede dimensionar relativamente más grande. (Véanse las condiciones marco, punto c))

45 Mediante su capacidad de vuelo estacionario, la aeronave se hace independiente de la pista de despegue/ aterrizaje.

50 Puesto que los rotores están envueltos lateralmente por las alas, la aeronave es menos sensible (al contrario que los helicópteros o convertiplanos) al contacto con cordones, cables, antenas u otros obstáculos.

Otras propiedades y efecto de la reivindicación 1b:

5 Mediante la disposición de las láminas rotatorias a lo largo de la dirección de vuelo principal, en vuelo estacionario se puede desviar hacia la izquierda o la derecha el aire que sale, de forma rápida y con una dosificación precisa. De este modo, la aeronave puede acelerar con gran precisión hacia la izquierda o la derecha, sin que sea necesario bascular toda la aeronave alrededor del eje longitudinal. Mediante la desviación hacia la derecha o la izquierda en los rotores delanteros y la desviación opuesta en los rotores traseros, es posible rotar la aeronave alrededor del eje vertical.

10 Mediante la desviación simétrica del chorro de aire hacia afuera (alejándose de la aeronave) o hacia adentro (por debajo de la aeronave), se puede variar muy rápidamente la fuerza ascensional generada (en particular, en la zona del efecto suelo).

15 Como las láminas se pueden bascular muy rápidamente desde su posición abierta a su posición cerrada (y al contrario), el chorro de aire generado por los rotores puede detenerse o permitirse de modo que corresponda exactamente a las necesidades cuando se realiza la transición del vuelo estacionario al vuelo hacia adelante. (En particular, es posible detener rápidamente un chorro de aire, la mayoría de los veces no deseado, que vaya desde abajo hacia arriba a través de las escotillas de las alas).

20 Como las láminas están cubiertas por el aire que sale durante el vuelo estacionario, producen una determinada pérdida de potencia (resistencia aerodinámica de las láminas abiertas dentro del chorro de aire generado por los rotores). Por otro lado, las láminas longitudinales (en particular, en las zonas delantera y trasera de las escotillas) reducen la pérdida debida al momento rotatorio del chorro de aire producido por los rotores, lo que aumenta ligeramente el rendimiento potencial.

25 Una superficie completamente lisa solo podría obtenerse con una estructura de láminas con unos costes extremadamente elevados, pero esto no es obligatorio en el lado inferior de las alas desde un punto de vista aerodinámico. Las curvaturas especiales también son más bien difíciles con una estructura de láminas, pero el lado inferior de las alas puede ser prácticamente plano sin ningún problema. Por otro lado, hay que partir de la base de que la estructura de láminas no puede cerrarse de forma completamente hermética, pero esto puede obviarse si el mecanismo de cierre de las escotillas hermetiza la escotilla mejor en la cara superior.

Otras propiedades y efecto de las reivindicaciones 2 y 3:

30 Mediante el uso de elementos desplazables lateralmente e individualmente curvados para el cierre de la cara superior de las escotillas de las superficies portantes se responde mejor a las necesidades aerodinámicas de la cara superior de las superficies portantes. Los bordes de los elementos deben diseñarse de tal modo (dentados y con material de sellado) que al deslizarlos y cerrarlos a lo largo del borde de ataque se forme una superficie prácticamente hermética. Adicionalmente, la persiana portante puede ser de un material (p.ej.: goma) (o tener un revestimiento de ese material), para que también contribuya a la hermetización. Por otro lado, los elementos unidos generan una cara superior de la superficie portante muy lisa y con una curvatura óptima. (La cara superior de la superficie portante debe tener, por razones aerodinámicas, un abombamiento determinado y, la mayoría de las veces, una superficie lisa).

35 Mediante el desplazamiento total de los elementos junto a la escotilla de la superficie portante no se produce ningún tipo de pérdida durante el vuelo estacionario.

40 El suministro de los elementos que se encuentran en el lateral de la escotilla necesita el espacio correspondiente en el ala o, en cualquier caso, en el fuselaje adyacente. Por otro lado, la apertura y el cierre de la escotilla dura algo más que, por ejemplo, el cierre mediante láminas. El chorro de aire tampoco puede desviarse del mismo modo que con las láminas.

Otras propiedades y efecto de la reivindicación 4:

45 Gracias a la utilización de varios motores por rotor se logra una mayor seguridad frente a las averías y la potencia en su totalidad no tiene que generarse obligatoriamente mediante un único motor. De este modo, el motor en el ala puede ser más corto (menor longitud axial vertical), lo que permite una construcción más delgada de las alas. (si las alas son demasiado gruesas aumenta la resistencia aerodinámica al volar hacia adelante)

Otras propiedades y efecto de la reivindicación 1c:

50 Como elementos de propulsión se utilizan preferentemente rodetes (rotores en tubos). No obstante y dependiendo de la velocidad de crucero deseada, es posible utilizar también rotores libres, turbinas a chorro o toberas a reacción.

Al utilizar elementos de propulsión oscilantes, basculables hacia abajo y desplazados hacia atrás es posible sustentar aún mejor el vuelo estacionario, siendo posible especialmente un sistema de control adicional en el eje

transversal de la aeronave. Asimismo la aeronave puede acelerarse hacia delante y hacia detrás en modo de vuelo estacionario gracias a la modificación del ángulo de basculación y la fuerza generada.

5 Al hacer bascular los elementos de propulsión hacia el plano horizontal y de vuelta al plano vertical, el chorro de escape no roza ni las superficies portantes principales, ni el fuselaje, ni otros componentes de la aeronave importantes desde el punto de vista de la aerodinámica, con lo que no aparecen turbulencias derivadas del ángulo de basculación o fuerzas no deseadas. Tampoco el cono de aspiración de aire tiene influencia negativa alguna sobre la aerodinámica y estabilidad de la aeronave en sí.

10 Al hacer bascular los elementos de propulsión hacia el plano horizontal, la aeronave, conforme a las instrucciones del piloto, es acelerada a un rango de velocidad para realizar un vuelo hacia delante, posibilitando así el cambio continuo de vuelo estacionario a vuelo hacia adelante. Para cambiar de rango de velocidad de vuelo hacia adelante a vuelo estacionario es posible reducir la velocidad de la aeronave, por un lado, reduciendo la potencia de propulsión, pero también basculando los elementos de propulsión de forma continua hacia abajo (algo recomendable más bien a baja velocidad) e incluso ligeramente hacia adelante.

15 A través de la basculación de los elementos de propulsión se hace posible un empuje vectorial, que mejora especialmente la maniobrabilidad en vuelo a baja velocidad.

Otras propiedades y efecto de la reivindicación 5:

Gracias a la rendija de visión entre ambos extremos de las alas, el piloto disfruta de una visión totalmente libre de obstáculos, desde en vertical hacia abajo y hacia adelante, hasta en vertical hacia arriba. Esto resulta especialmente ventajoso al realizar aproximaciones para el aterrizaje con mucha inclinación e incluso verticales.

20 **Otras propiedades y efecto de la reivindicación 6:**

La punta de lanceta tampoco influye de forma sustancialmente negativa en el campo de visión o en la aerodinámica.

25 Sin embargo, la punta de lanceta sirve de ayuda en caso de colisión con cuerdas, cables o antenas durante el vuelo y protege el acristalamiento de la cabina de mando de obstáculos desplazables durante la puesta en marcha o al maniobrar en tierra. (La cubierta convexa que se forma de esta manera es un aporte adicional a la seguridad en comparación con los helicópteros o convertiplanos, además de los rotores envueltos y los rodetes.)

Otras propiedades y efecto de la reivindicación 7:

30 Gracias a las características de vuelo que se derivan de la reivindicación 1a en combinación con la buena visión derivada de la reivindicación 5 es posible utilizar el mismo ángulo de despegue de mucha inclinación con el mismo punto de aterrizaje durante la maniobra de aterrizaje en ambos modos de vuelo.

Con ello y por deseo propio o en función de circunstancias externas (pista de aterrizaje ocupada, instrucciones de torre, mala visión) o por circunstancias técnicas (pérdida de potencia, fallo de un motor, falta de combustible) es posible alternar ambos modos de vuelo sin interrumpir la aproximación de aterrizaje.

35 No obstante, la aproximación de aterrizaje en modo de vuelo hacia adelante (en el mejor de los casos al planear) se realiza con un ángulo de ataque sustancialmente menor y correspondientemente una mayor velocidad de descenso y avance. Al aterrizar en vuelo hacia adelante se necesita un tramo para la carrera de aterrizaje relativamente corto (96) El tramo de carrera de aterrizaje durante el aterrizaje hacia adelante puede minimizarse aún más gracias al uso de rotores (20) o de cohetes de combustible sólido en el momento del aterrizaje.

Durante el aterrizaje en modo de vuelo estacionario no se necesita un tramo de carrera de aterrizaje.

40 **Otras propiedades y efecto de la reivindicación 8:**

La cubierta curvada no sólo permite regular mejor el empuje, sino que también posibilita un vuelo hacia adelante a menor velocidad y durante la transición de vuelo estacionario o vuelo hacia adelante, sin o con un ángulo de ataque mínimo del fuselaje, de forma que las fuerzas generadas por los rotores (20) en las superficies portantes principales según la reivindicación 1a no frenan la aceleración de la aeronave hacia adelante.

45 **Otras propiedades y efecto de la reivindicación 9:**

Los cohetes de combustible sólido (110) son, en relación con la energía que acumulan, muy ligeros, de reducidas dimensiones y muy duraderos.

50 En caso de emergencia pueden encenderse antes del momento del aterrizaje o justo al tocar tierra; minimizar parcial o totalmente el impacto en caso de caída de los sistema de propulsión en vuelos estacionarios a baja altura o evitar la colisión con obstáculos durante la carrera de aterrizaje.

Debido a que la fuerza que generan los cohetes de combustible sólido (110) no puede controlarse con precisión es posible eyectar los cohetes de combustible sólido de forma individual a través de los orificios de expulsión (110). (se expulsan en cuanto la fuerza en cuestión suponga una molestia y no pueda compensarse correctamente de otra forma. A través de una instalación en paralelo de los cohetes de combustible sólido, la fuerza puede controlarse o renovarse dentro de cierto límites.)

5

(En caso de caída de componentes necesarios para el vuelo estacionario por encima de un margen de seguridad, cambiar a modo de vuelo hacia adelante es una alternativa con más sentido que un aterrizaje en vuelo estacionario apoyado por los cohetes.)

Efecto combinado de las reivindicaciones:

10 a) Suficiente **potencia y reservas de potencia** en combinación con una aceleración optimizada del aire estacionario hacia abajo de forma que el peso de la aeronave en **vuelo estacionario** pueda ser soportado de forma segura.

Reivindicación 1a: Varios rotores optimizados relativamente grandes (20).

Reivindicación 4: Varios motores (51/52) por rotor si fuese necesario.

15

Reivindicación 9: Cohetes de combustible sólido (110) como reserva adicional de potencia en caso de pérdida de potencia de los motores.

b) Un **sistema de control de posicionamiento** y de **estabilización en vuelo estacionario** para los 3 ejes de la aeronave y en las 3 direcciones espaciales.

20

Reivindicación 1a: Rotaciones y estabilización sobre los ejes longitudinal y transversal mediante la regulación individual de la potencia de los rotores (20) instalados en torno al centro de gravedad.

Traslación hacia arriba y abajo mediante la regulación conjunta de la potencia de los rotores (20).

Reivindicación 1b: Traslación lateral mediante el desvío conjunto de las láminas longitudinales (31).

Rotación sobre el eje vertical mediante el desvío opuesto de las láminas anteriores contra las posteriores (31).

25

Reivindicación 1c: Traslación en dirección hacia adelante y hacia atrás mediante la basculación de los elementos de propulsión (62). Rotación y estabilización sobre el eje transversal mediante la regulación de potencia del accionamiento de los propulsores (62).

Reivindicación 5: Gracias a la forma especial de las superficies portantes, los rotores delanteros (10) pueden colocarse más adelantados, con lo que ejercen un mayor efecto de palanca y,

30

correspondientemente, una mayor influencia sobre el par de rotación sobre el eje transversal.

c) **Posibilidades de control, buen apoyo**, (colocación de los sistemas de propulsión, forma estabilizadora), ningún obstáculo innecesario (visión, turbulencias) para las **transiciones de vuelo estacionario a vuelo hacia adelante** y al contrario:

35

Reivindicación 1a: La gran superficie de las alas en conjunción con la forma casi en delta y la forma clásica en V (=puntas de ala ligeramente más elevadas que la raíz) de las alas permiten un vuelo a baja velocidad (sobre el eje longitudinal y vertical) autoestabilizado.

Reivindicación 1a: El mecanismo de cierre de las escotillas de los rotores (10) permite cambiar a vuelo hacia adelante.

40

Reivindicación 1b: El mecanismo de cierre de escotillas según la reivindicación 1b permite abrir y cerrar las escotillas (10) hacia abajo. De este modo y a una velocidad de avance lo suficientemente alta, en combinación con un despliegue de los flaps (100) según la reivindicación 8 y una elevación del ángulo de ataque, se puede cambiar de manera relativamente rápida del empuje mediante los rotores de vuelo estacionario (20) según la reivindicación 1a al empuje mediante las características aerodinámicas de las superficies portantes (=transición de vuelo estacionario a vuelo hacia adelante).

45

Durante la transición de vuelo hacia adelante a vuelo estacionario, y con un rango de velocidad y un ángulo de ataque adecuados, las escotillas (10) de arriba pueden estar abiertas, acelerarse los rotores de vuelo estacionario (20) y abrirse lentamente las láminas longitudinales (31) según la reivindicación 1b justo cuando el empuje de los rotores (20) tiende a compensar la presión debajo del ala. (=ninguna alternancia abrupta de fuerzas, ninguna corriente de aire a través de las escotillas de los rotores (10) de abajo hacia arriba.)

50

Reivindicación 1c: Mediante el timón de altura desplazado hacia atrás (60) se logra una autoestabilización clásica sobre el eje transversal. Gracias a la combinación basculable del timón de altura con el elemento de propulsión (60) según la reivindicación 1c se logra un control activo sobre el eje transversal (componente vertical). Aquí el chorro de escape del elemento de propulsión (62) no roza ninguna parte de la aeronave, con lo que se forman turbulencias derivadas del ángulo de basculación.

55

Reivindicación 5: Gracias a la rendija de visión según la reivindicación 5, el piloto tiene un campo de visión libre en todas las direcciones de vuelo posibles. Esto significa que puede ver con un campo (72) ancho permanentemente, desde verticalmente hacia abajo, pasando por horizontalmente hacia delante, hasta verticalmente hacia arriba, así como algo más del total de cuarto delantero del hemisferio (puntas izquierda y derecha, campo desde delante hasta arriba).

60

- Reivindicación 8:** Gracias a las grandes trampillas (100) en las puntas del ala, las cuales se utilizan como combinación de alerón y flaps, es posible efectuar el control sobre el eje longitudinal incluso a velocidades de avance bajas. Además gracias a los flaps (100) se puede controlar el empuje generado por las alas de forma que el peso del avión se sustente incluso a una velocidad de avance reducida, dependiendo del ángulo de ataque de la aeronave, algo no deseado en el caso de la aceleración hacia adelante.
- Reivindicaciones 2 y 3:** El mecanismo de cierre de escotillas (40) sobre el lado superior del ala según la reivindicación 2 dependiente de la 3 resulta más lento de abrir que el mecanismo del lado inferior. Por otro lado y de esta forma durante la apertura continuada del mecanismo, la creciente resistencia al aire y la disminución del empuje cambian también de forma continuada de forma que el piloto y el sistema de control no se ven sorprendidos por una alteración repentina (al cerrar las alteraciones se producen en dirección contraria de forma que el comportamiento de vuelo mejora continuamente) También debe observarse que la aeronave puede utilizarse de forma estable con las escotillas abiertas (10) como aeroplano en vuelo hacia adelante, si bien con una necesidad de potencia considerablemente más alta. La aeronave debe dimensionarse de forma que los rangos de velocidad para el vuelo hacia adelante con escotillas (10) abiertas hacia arriba coincidan con el vuelo estacionario. En este rango de velocidad estable para ambos modos de vuelo (con escotillas abiertas hacia arriba permanentemente) y mediante el encendido y apagado de los rotores (20) en sincronización con la apertura y cierre de las láminas (31) hacia abajo, es posible efectuar un cambio, estable y reversible en todo momento, de vuelo hacia adelante a vuelo estacionario y viceversa.
- d) Posibilidades de **aceleración continua hacia adelante** hasta alcanzar el rango de velocidad del vuelo hacia adelante y **frenado** de la velocidad de avance hasta la parada en **vuelo estacionario:**
Reivindicación 1c: Mediante la basculación hacia atrás del elemento de propulsión (62) según la reivindicación 1c se crea un componente de avance de la fuerza generada de forma que la aeronave puede acelerarse continuamente hacia adelante.
 A través de la resistencia al aire por una parte y a la posibilidad de hacer bascular el elemento de propulsión según la reivindicación 1c ligeramente hacia adelante, por otra parte, se logra frenar la aeronave.
- e) **Obstaculización lo más reducida posible** (resistencia al aire, desestabilización, peso) por los componentes para vuelo estacionario en **vuelo hacia adelante:**
Reivindicación 1a: Los componentes para el vuelo estacionario replegados (20) apenas molestan desde el punto de vista aerodinámico en el vuelo hacia adelante. (únicamente por la anormal posición baja de las alas, estas generan una resistencia al aire mínimamente mayor de lo que generarían las alas comunes en otros aeroplanos.)
 Los componentes para el vuelo estacionario (20) tampoco generan en posición replegada ninguna turbulencia o desequilibrios.
 Mediante un diseño constructivo óptimo de los componentes de vuelo estacionario (20), el peso adicional es relativamente pequeño.
Reivindicación 1b: Las láminas longitudinales (31) en el lado inferior del ala (intradós) no dan lugar a una superficie de ala completamente plana, un hecho que apenas supone inconveniente alguno en el lado inferior por la sobrepresión que existe por lo general en esta zona.
 Tampoco es necesaria una curvatura especial de la superficie en la mayoría de las partes de lado inferior del ala.
 A través de la orientación longitudinal de las láminas (31) sólo una parte muy pequeña del lado inferior del ala se ve afectada por turbulencias de superficie como consecuencia de las irregularidades.
- Reivindicaciones 2 y 3:** Gracias a los elementos (41) del mecanismo de cierre (40) según las reivindicaciones 2 y 3 respectivamente, adaptados perfectamente a las necesidades aerodinámicas y ajustados entre sí con precisión sobre el lado superior del ala se crea un ala hermética con buenas propiedades de empuje, baja resistencia al aire y buenas propiedades para el vuelo a baja velocidad, tal y como se desea.
- f) Propulsión y control **económicos en vuelo hacia adelante:**
Reivindicación 1a: Los componentes para el vuelo estacionario replegados (20) molestan mínimamente desde el punto de vista aerodinámico en el vuelo hacia adelante.
Reivindicación 1c: A través de la forma clásica en V y la forma casi en delta de las alas en combinación con los estabilizadores verticales clásicos se crea una autoestabilidad sobre los ejes longitudinales y verticales de forma que apenas son necesarias maniobras repentinas con el timón de cola. Mediante los alerones clásicos (100) es posible maniobrar sobre el eje longitudinal. Mediante los estabilizadores verticales y de altura desplazados hacia atrás se puede efectuar la rotación sobre el eje vertical y transversal. Mediante los estabilizadores de altura desplazados hacia atrás (cada uno de los alerones de altura) se logra una autoestabilización clásica sobre el eje transversal.
 A través de los sistemas de propulsión para vuelo hacia adelante en los que se encuentran los elementos de propulsión (62) (optimizados para este modo de vuelo) conectados con los alerones de altura (60) se controla la aeronave y se propulsa de forma óptima.

g) **Menor peso posible** (peso en seco + ningún consumo de combustible innecesario):

A menor necesidad de potencia en vuelo estacionario menor puede ser el peso total de los **motores**.

Reivindicación 1a: A través de las grandes escotillas en las alas (10) según la **reivindicación 1a** se posibilita el uso de diámetros de rotor mayores, lo cual a su vez reduce la necesidad de potencia en vuelo estacionario.

Mediante la completa optimización de los rotores (20) para el vuelo estacionario (gradiente interior ideal, profundidad de pala ideal, perfil de pala ideal al no utilizarse en vuelo hacia delante), se sigue reduciendo la necesidad de potencia en vuelo estacionario en comparación con helicópteros y otros planteamientos de aeronaves con características de despegue vertical. (además no resulta necesario un reglaje cíclico o conjunto de las palas para el sistema de control, lo cual posibilita a su vez un alabeo óptimo de pala único en su clase.)

Gracias a la reserva de potencia de los cohetes de combustible sólido (110) relativamente ligeros, es posible limitar en cierta medida la reserva de potencia de los motores (51/52).

A través de un **vuelo hacia adelante económico** durante la mayor parte de la duración del vuelo **se ahorra** mucho combustible, lo cual también reduce el peso durante el despegue.

Reivindicaciones 1a, 1b y 2 resp. 3: Mediante el repliegue total de los componentes para vuelo estacionario (20) en un ala prácticamente óptima, apenas se generan pérdidas adicionales en vuelo hacia adelante, si se compara con un aeroplano clásico.

Reivindicación 1c: Gracias a la optimización del sistema de propulsión para vuelo hacia adelante (62) para vuelos de viaje se logra un ahorro considerable de combustible en comparación con helicópteros y otros planteamientos de aeronaves con características de despegue vertical. (en comparación con los aeroplanos clásicos apenas deberían existir diferencias dignas de mención, ya que sus sistemas de propulsión tampoco pueden estar optimizados por completo para vuelos de viaje ya que así serían necesarias largas pistas de despegue y empeorarían la potencia de ascensión.)

Reivindicación 8: Mediante el flap de gran tamaño (100) y la gran superficie de alas se generan buenas propiedades de vuelo a baja velocidad, aun estando el perfil de las alas optimizado para vuelos de viaje rápidos.

La **construcción autoestabilizante de la aeronave** durante el vuelo hacia delante reduce las maniobras de control necesarias durante vuelos de viaje, lo cual permite también ahorrar combustible.

Leyenda de los planos en las figs. 1- 9:

10 Escotillas de superficies portantes / de rotores que contienen rotores para vuelo estacionario

20 Rotores optimizados para vuelo estacionario

30 Mecanismo de cierre de escotillas con láminas longitudinales

31 Lámina longitudinal

32 Eje de rotación de la lámina longitudinal

33 Barra de accionamiento para el mecanismo de basculación de láminas

40 Persiana compuesta de varios elementos

41 Elemento para superficie portante desplazable lateralmente

42 Elemento para superficie portante más exterior que no puede desenrollarse

43 Diente para la mejor sujeción y estanqueidad de los elementos

44 Ranura a medida del diente del siguiente elemento

45 Banda flexible para el transporte de los elementos

46 Eje para enrollar los elementos de la superficie portante

47 Cojinete deslizante / cojinete de bola/ cojinete magnético a lo largo de los bordes delantero y trasero de las escotillas

48 Mangueras de sellado ampliables hidráulicamente / elementos de sellado desplazables mecánicamente a lo largo de los bordes de las escotillas

50 Eje central del rotor

51 Motor central del rotor

- 52 **Motor exterior del rotor**
- 53 **Transmisión de energía de los motores de rotor exteriores** al eje del rotor a través de radios
- 60 Combinación basculable de timón de altura y sistema de propulsión**
- 61 **Eje de rotación** de la combinación de timón de altura y sistema de propulsión
- 5 62 **Elemento de propulsión / accionamiento** (por rodetes) optimizado para el vuelo hacia delante
- 63 **Ángulo de basculación** de la combinación de timón de altura y sistema de propulsión
- 70 Puntas de las superficies portantes**
- 71 Posición aproximada de los **ojos del piloto** (posición casi vertical del respaldo durante el vuelo estacionario)
- 72 **Ángulo de visión** libre hacia abajo-delante-arriba
- 10 **80 Punta de lanceta para sujetar cables**
- 90 Punta de aterrizaje para el aterrizaje en vuelo hacia delante y para vuelo estacionario**
- 91 Trayectoria de aproximación en vuelo estacionario
- 92 Trayectoria de aproximación en vuelo hacia adelante
- 93 Proceso de frenado al pasar de vuelo hacia adelante a vuelo estacionario
- 15 94 Transición de la aceleración del vuelo estacionario a vuelo hacia adelante
- 95 Trayectoria de enderezamiento durante el aterrizaje en vuelo hacia adelante
- 96 Tramo de carrera de aterrizaje durante el aterrizaje en vuelo hacia adelante

100 Combinación flap- trampilla del alerón

110 Cohete de combustible sólido como energía de reserva

- 20 111 Orificios de escape para cohetes de combustible sólido inflamados o sobrantes

Planos

Fig. 1 Aeronave desde arriba en modo de vuelo estacionario con **escotillas de rotor abiertas (10)**, combinación timón de altura-sistema de propulsión (60) basculado hacia abajo, **mitad derecha transparente en la representación** para que sean visibles los elementos interiores de la invención.

- 25 (se han omitido los radios para la sujeción de los motores centrales de los rotores (51))

Fig. 2 Aeronave desde arriba en modo de vuelo hacia adelante con escotillas para rotores cerradas (10), combinación timón de altura-sistema de propulsión (60) basculado hacia atrás.

- 30 **Fig. 3 Aeronave desde un lateral en modo de vuelo hacia adelante (combinación timón de altura-sistema de propulsión basculada hacia atrás)** con ilustración esquemática del ángulo de basculación (63) de la combinación timón de altura-sistema de propulsión (60).

(La punta de lanceta (80) y el tren de aterrizaje se han omitido, la forma en V de las alas no se representa)

Fig. 4 Vista en sección longitudinal por el centro de la aeronave con ilustración esquemática del ángulo de basculación (63) de la combinación timón de altura-sistema de propulsión y del ángulo de visión (72).

(La punta de lanceta (80) y el tren de aterrizaje se han omitido, la forma en V de las alas no se representa)

- 35 **Fig. 5 Representación esquemática (no a escala) en sección transversal** a través del **mecanismo de cierre de escotilla con láminas longitudinales (40)**, del mecanismo de cierre de escotilla superior con **persiana (40)** y los elementos de superficie portante instalados sobre él y desplazables lateralmente (41), así como ilustración del posicionamiento de los **rotores para vuelo estacionario (20)** y **los motores (51)** entre ellos a la altura de la banda flexible (45) para el transporte de los elementos persiana.

(se han omitido los radios para la sujeción de los motores centrales de los rotores (51). Para adaptarse a la escala de la aeronave representada en las figs. 1-4 , toda la construcción debería ser más delgada y los rotores (20) más largos, correspondientemente).

5 **Fig. 6** Sección longitudinal esquemática (no a escala) a través del mecanismo de cierre de escotilla superior con elemento de superficie portante (41) desplazable lateralmente y montado sobre aquel, así como el anclaje lateral de los elementos (41) a la altura de las escotillas de los rotores (10)

Para adaptarse a la escala de la aeronave representada en las figs. 1-4 , toda la construcción debería ser más delgada y el elemento (41) más largo correspondientemente.)

10 **Fig. 7 Detalle** de la sección longitudinal (fig.6) a través del mecanismo de cierre de escotilla superior (40) para ilustrar una posible colocación de la banda flexible (45), de los cojinetes deslizantes (47) y de los elementos de sellado (48)

Fig. 8 Aeronave desde delante en modo de vuelo hacia adelante (combinación timón de altura-elemento de propulsión basculada hacia atrás) para ilustrar la forma en V de las alas con efecto estabilizador sobre el eje longitudinal.

15 (se ha omitido el tren de aterrizaje clásico).

Fig. 9 Ejemplo de una **aproximación de aterrizaje en modo de vuelo estacionario** y en **modo de vuelo hacia adelante** con un punto de aterrizaje común. Asimismo, ilustración del cambio de modo de vuelo y correspondientemente entre las trayectorias paralelas durante la aproximación.

(Al ángulo de aproximación común varía dependiendo del dimensionamiento de la aeronave)

20 **Otros detalles sobre el diseño constructivo de la invención:**

La invención puede ser ejecutada por el experto en la materia conforme a la descripción anterior y a los planos esquemáticos como una aeronave totalmente operativa.

25 La disminución de peso es esencial para un funcionamiento económico, por lo que se debe hacer uso de materiales modernos optimizados en lo posible para reducir el peso total. Del mismo modo, se debe vigilar el peso total al seleccionar los motores para su propulsión.

Se debe vigilar que los rangos donde se sitúa el centro de gravedad para el vuelo estacionario y el vuelo hacia delante deben coincidir.

30 El dimensionamiento de las alas, de los estabilizadores y del rango de colocación del centro de gravedad resultante permitido debe realizarse en cumplimiento de las teorías conocidas sobre el diseño de aeroplanos. Se deberá prestar especial atención al espesor de ala derivado del tamaño de las escotillas ya que un espesor de ala elevado da lugar a un desplazamiento del punto de presión más pronunciado dependiente del ángulo de ataque (punto de presión de las alas principales), por lo que el dimensionamiento de los estabilizadores de altura debe efectuarse con el correspondiente cuidado.

35 Para optimizar los rotores para el vuelo estacionario es posible consultar la literatura especializada, especialmente la relacionada con la construcción de helicópteros. Como ejemplo mencionamos la obra de Walter Bittner („Flugmechanik der Hubschrauber“ (Mecánica de vuelo de los helicópteros), ISBN 3-540-23654-6). El rango de centro de gravedad adecuado en vuelo estacionario puede calcularse a partir de la potencia de los rotores en vuelo estacionario.

40 Para el control tanto en vuelo estacionario como en vuelo hacia delante, pero especialmente también en las transiciones se recomienda un sistema de ordenadores moderno (con los sensores correspondientes). Si es necesario, el flap puede actuar en caso de maniobra hacia arriba, de forma similar al así denominado perfil en S (consulte la literatura sobre la estabilización en conceptos para alas volantes) y puede utilizarse también así para la autoestabilización del eje longitudinal (junto con el sistema de estabilizadores) (Sin embargo se dará preferencia a un dimensionamiento adecuado del sistema de estabilizadores.)

45 Sentido de giro de los rotores: Conforme al estado de la técnica, resulta ventajoso si el rotor situado enfrente del eje longitudinal gira en sentido contrario. De este modo, con una carga homogénea durante el vuelo estacionario no se producirá un par de rotación sobre el eje vertical. Al abrir las persianas en vuelo hacia adelante se puede presuponer que los rotores empiezan a girar debido al viento en contra (visto desde arriba) en el sentido del reloj (lado izquierdo en contra del sentido del reloj). Puede resultar ventajoso (dependiendo del tipo de motor) instalar este dispositivo de giro para los rotores en vuelo estacionario

50

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave en la que

5 a) en una parte, preferiblemente en la mitad o más de la superficie de las alas, se han dispuesto cuatro o más **escotillas de las superficies portantes (10) con cierre hermético, preferiblemente redondas, con rotores internos para vuelo estacionario (20)**, que, según sea necesario, pueden abrirse o cerrarse completamente.

y

10 b) el mecanismo de cierre de las escotillas sobre el lado inferior de las superficies portantes (alas) contiene, en paralelo a lo largo de la dirección de vuelo, unas, **aletas longitudinales (31)**, que permiten una desviación continua y rápidamente modificable del aire que sale hacia la izquierda y hacia la derecha, así como el cierre completo de las escotillas (10) hacia abajo

y

15 c) que posee un timón de profundidad o stabilator (60), que está posicionado en la parte trasera, por encima del nivel de las superficies portantes (alas) principales, separado del fuselaje y de las superficies portantes principales, y que incorpora **dispositivos de propulsión (62)**, con hélices o, alternativamente, también hélices libres o turbinas a chorro o toberas de cohetes que están optimizadas para el vuelo rápido hacia adelante, pero que también siguen siendo eficaces en el vuelo estacionario, y que el timón de profundidad o stabilator puede ser inclinado con los dispositivos de propulsión desde la vertical hacia abajo hasta la horizontal en la parte posterior en **más de 90°** alrededor del eje transversal, de modo que el chorro que sale de los dispositivos de propulsión no entre en contacto ni con las superficies portantes principales, ni con el fuselaje ni con otros elementos aerodinámicamente importantes del avión, además de que el cono de aspiración de aire casi no afecte negativamente a la aerodinámica del aparato.

25 2. La aeronave según la reivindicación 1, con un mecanismo de cierre de escotillas en la parte superior de las superficies portantes que incluye una persiana enrollable (40), con varios elementos (41) curvados según las necesidades aerodinámicas, que han sido adosados a una banda flexible (45) y que para el vuelo estacionario pueden enrollarse junto a las escotillas del rotor (10). Por otro lado, para el vuelo hacia adelante, la persiana se desenrolla y así los elementos son empujados hacia afuera a lo largo de los bordes de la escotilla, manteniéndolos presionados entre ellos cerrándose por encima de la escotilla.

30 3. La aeronave según la reivindicación 1, con un mecanismo de cierre de la escotilla en la parte superior de la superficie portante, que incluye varios elementos (41) curvados según las necesidades aerodinámicas, los cuales se pueden deslizar individualmente a lo largo de las escotillas del rotor (10) durante el vuelo estacionario. Para el vuelo hacia adelante, por otro lado, dichos elementos son empujados hacia afuera a lo largo de los bordes de la escotilla para posicionarlos por encima de la escotilla, presionados entre ellos para cerrar dicha escotilla.

35 4. Los propulsores de los rotores, para los rotores (20) según la reivindicación 1, dependiendo de las necesidades de potencia, la fiabilidad y la capacidad de disipación de temperatura de la tecnología de propulsión seleccionada, comprenden uno o varios motores, bien eléctricos o de combustión, estando situados cada uno de dichos motores en el centro (51), y los motores restantes (52) fuera de la superficie de los rotores, transfiriendo su potencia por medio de ejes (53) que atraviesan los radios (en cada caso, con una combinación de reductores o acoplamientos cónicos) o, alternativamente, con cadenas o correas trapezoidales.

40 5. La aeronave según la reivindicación 1, con dos superficies portantes (alas), caracterizadas por una cuerda de ala excepcionalmente grande y dos extremos de las superficies portantes que apuntan hacia el frente a los lados de la cabina, dejando respectivamente un hueco hacia la parte frontal entre las superficies portantes para no obstruir la visibilidad.

45 6. La aeronave según la reivindicación 1, caracterizada por dos barras unidas con forma de vértice (80), o bien un codo entre los dos extremos anteriores de las superficies portantes (alas) (70), según la reivindicación 5, que no obstruyen ni la visión ni la aerodinámica de modo significativo, pero impiden que el avión se enganche en el caso de colisiones con cables; además dichas barras o codos ayudan a proteger el acristalamiento de la cabina de los obstáculos durante las maniobras y desplazamientos en tierra.

50 7. La aeronave según la reivindicación 1, debido a su pequeña carga alar en vuelo hacia adelante completada por la visibilidad sin obstáculos hacia el frente y abajo durante el vuelo estacionario según la reivindicación 5, permite el mismo ángulo de acercamiento durante el procedimiento de aterrizaje para los dos modos de vuelo, por lo que es posible pasar en cualquier momento de uno a otro de los modos de vuelo, manteniendo a pesar de ello en todo momento el mismo punto de aterrizaje (90); sin embargo, en vuelo de planeo se realiza con un ángulo de ataque considerablemente más pequeño y consecuentemente mayores velocidades de avance y descenso, resultando en una menor distancia de rodadura (96) al aterrizar en modo de planeo. Esta distancia de rodadura puede reducirse aún más con el uso de los rotores (20) en el momento del contacto con tierra.

ES 2 409 405 T3

- 5 8. La aeronave según la reivindicación 1, caracterizada por grandes alerones (100) en el extremo de las superficies portantes (alas) principales, usados como flaps (100), los cuales no solo permiten la regulación de la fuerza sustentadora, sino que además permiten un vuelo hacia adelante a baja velocidad durante la transición entre el modo de vuelo estacionario al vuelo hacia adelante, sin o con un ángulo de ataque mínimo del fuselaje, de forma que las fuerzas generadas por los rotores (20) en las superficies portantes principales según la reivindicación 1a no frenan la aceleración de la aeronave hacia adelante.
- 10 9. La aeronave según la reclamación 1, caracterizada por unos cohetes de combustible sólido, que pueden ser encendidos individualmente y eyectados individualmente a través de los orificios de eyección (111), situados en diferentes puntos de la aeronave, de modo que generen la fuerza correspondiente (en relación con el sistema de coordenadas del avión) en sentido ascendente y el par de giro individual.
- 15 10. La aeronave según las reivindicaciones 1 y 2 ("característica 5 = extremos de las superficies portantes (alas)") con dos superficies portantes, caracterizadas por una cuerda de ala excepcionalmente grande y dos extremos de la superficie portante (70) que apuntan hacia el frente a los lados de la cabina dejando respectivamente un hueco hacia la parte frontal entre las superficies portantes para no obstruir la visibilidad.
11. La aeronave según las reivindicaciones 1, 2 y 10, caracterizada por dos barras unidas con forma de vértice (80), o bien un codo entre las dos extremos anteriores de las superficies portantes (alas) (70), según la reivindicación 5, que no obstruyen ni la visión ni la aerodinámica de modo significativo, pero impiden que el avión se enganche en el caso de colisiones con cables; además dichas barras o codos ayudan a proteger el acristalamiento de la cabina de los obstáculos durante las maniobras y desplazamientos en tierra.

Fig. 1

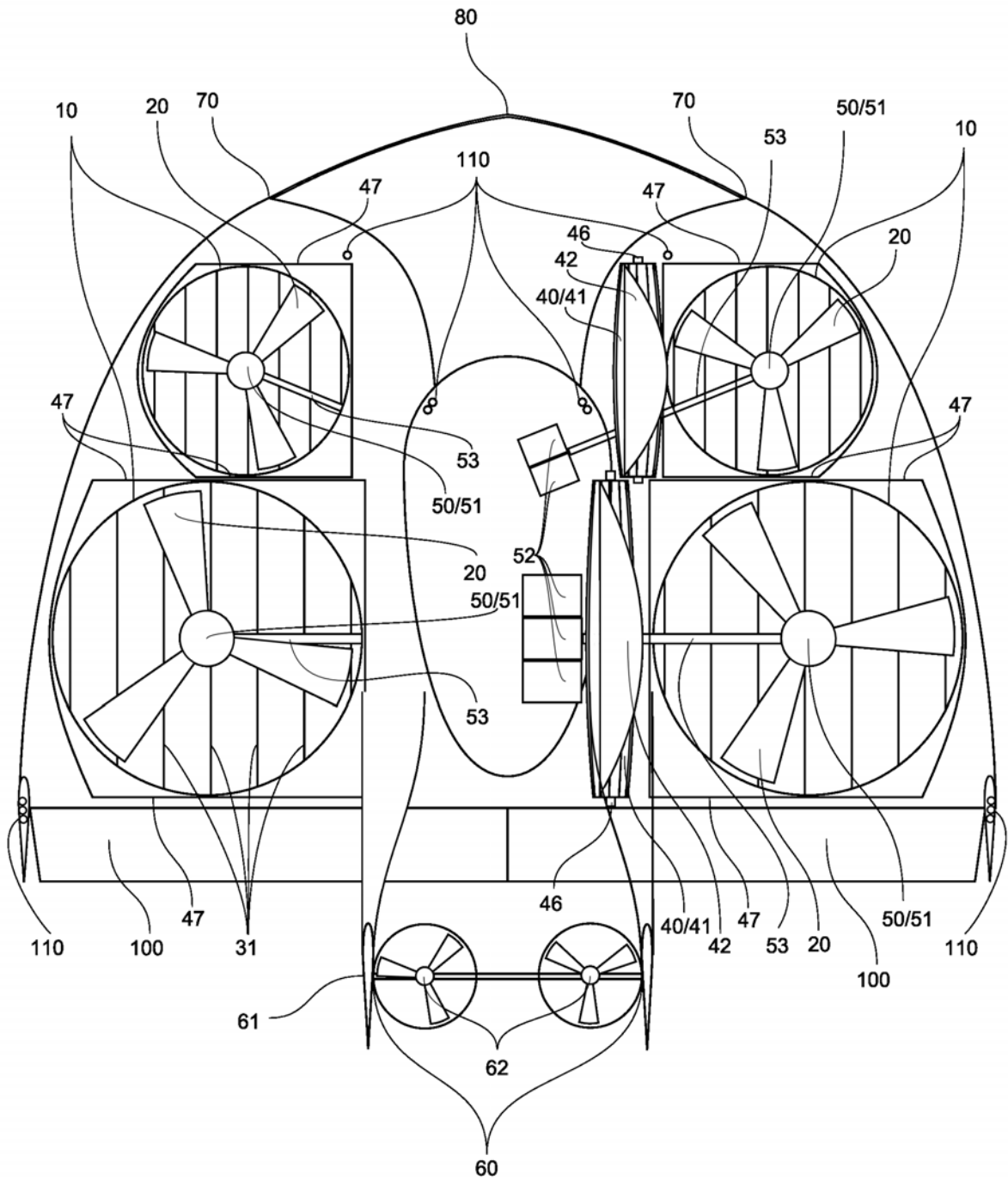


Fig. 2

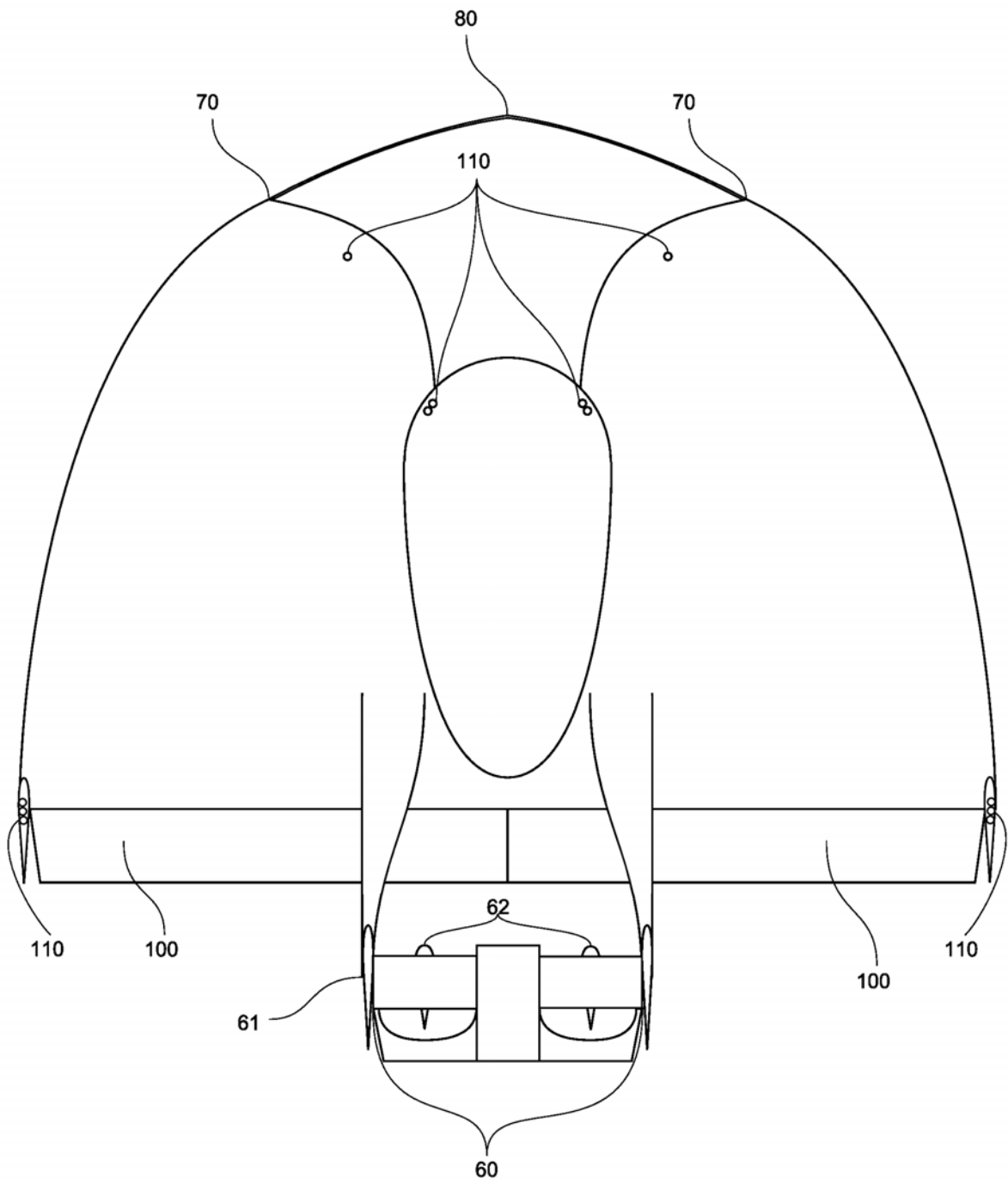


Fig. 3

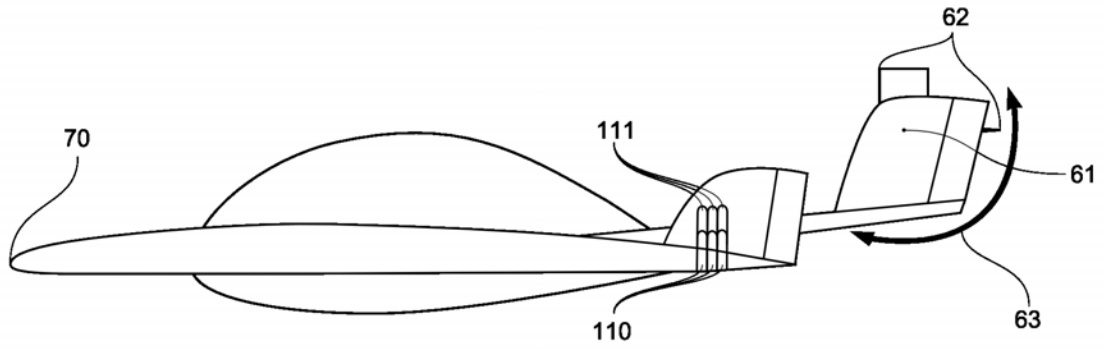


Fig. 4

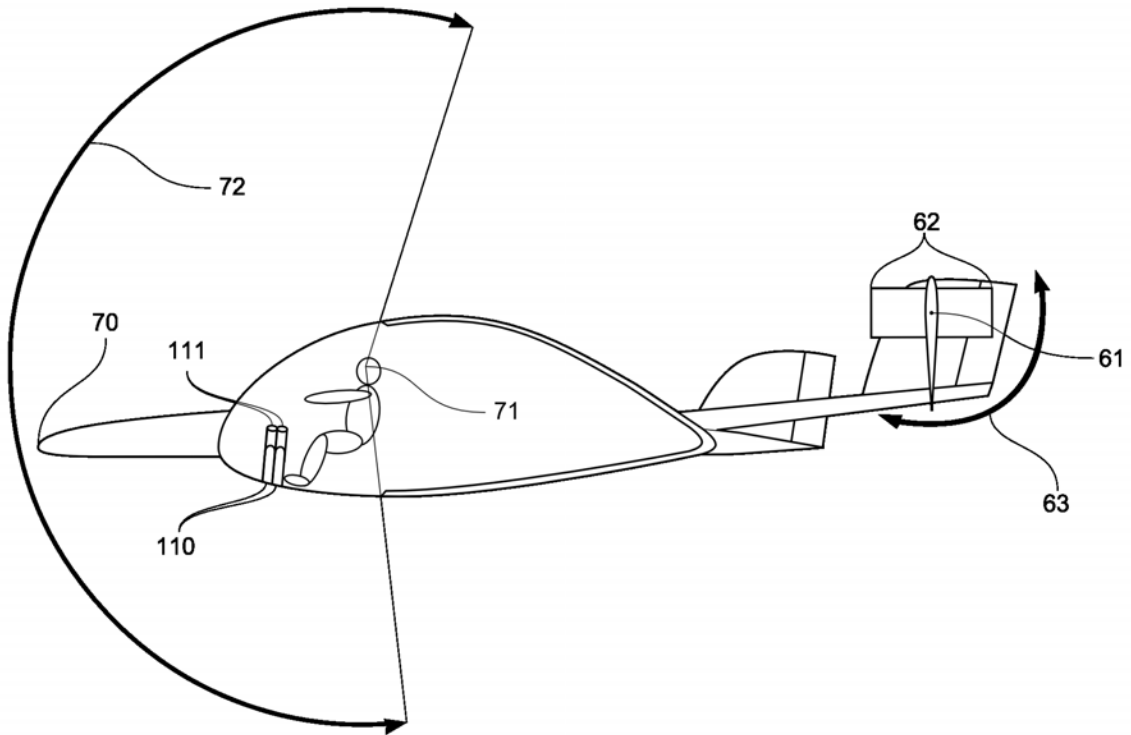


Fig. 5

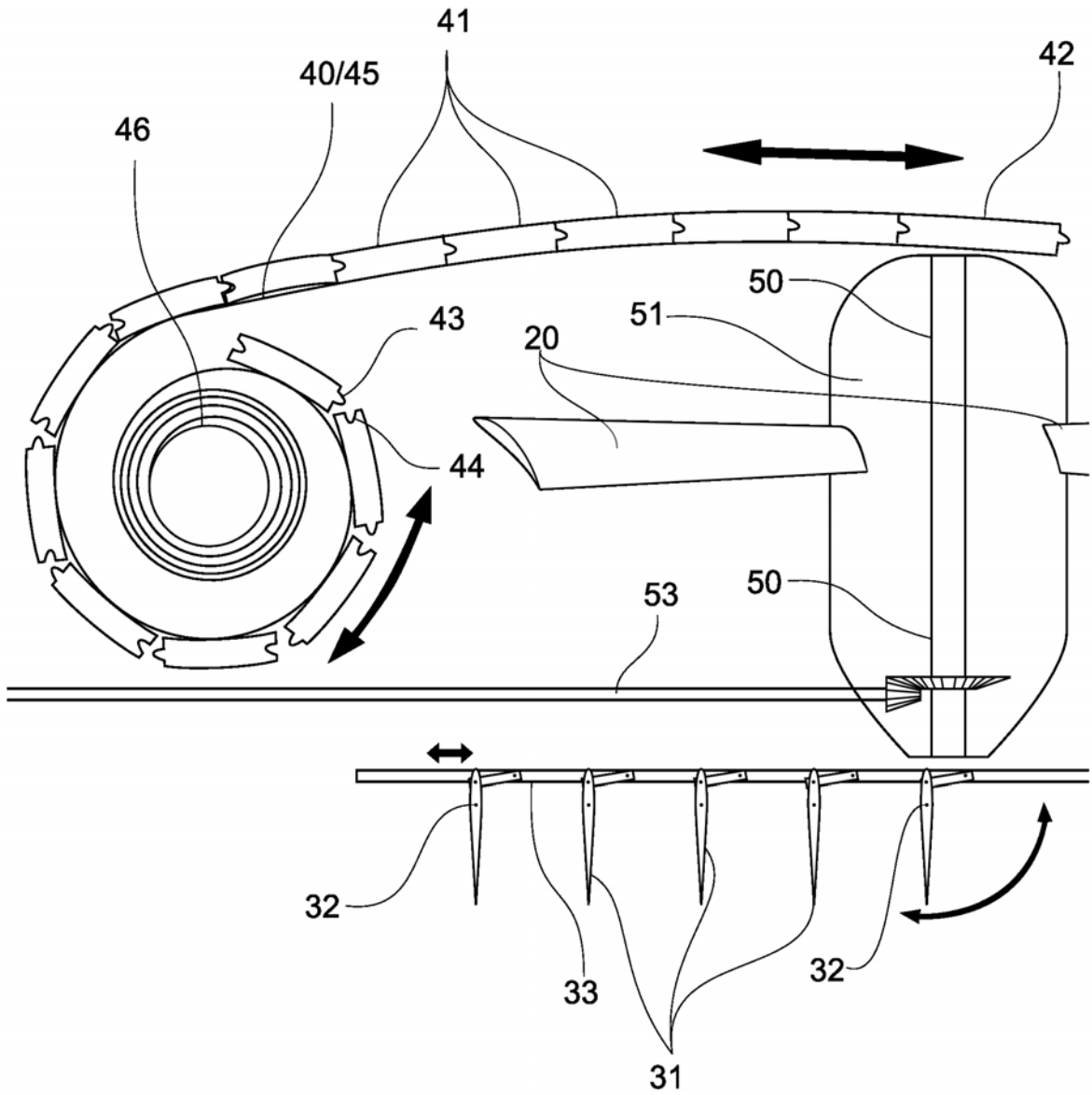


Fig. 6

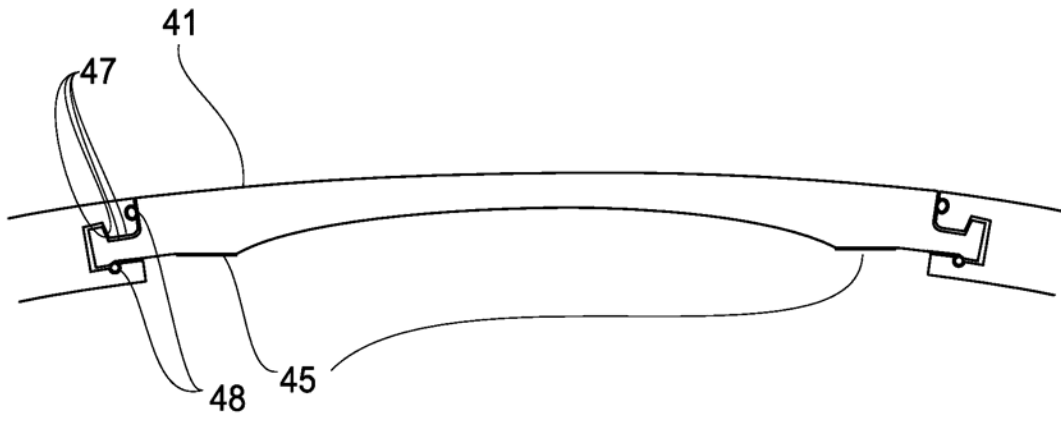


Fig. 7

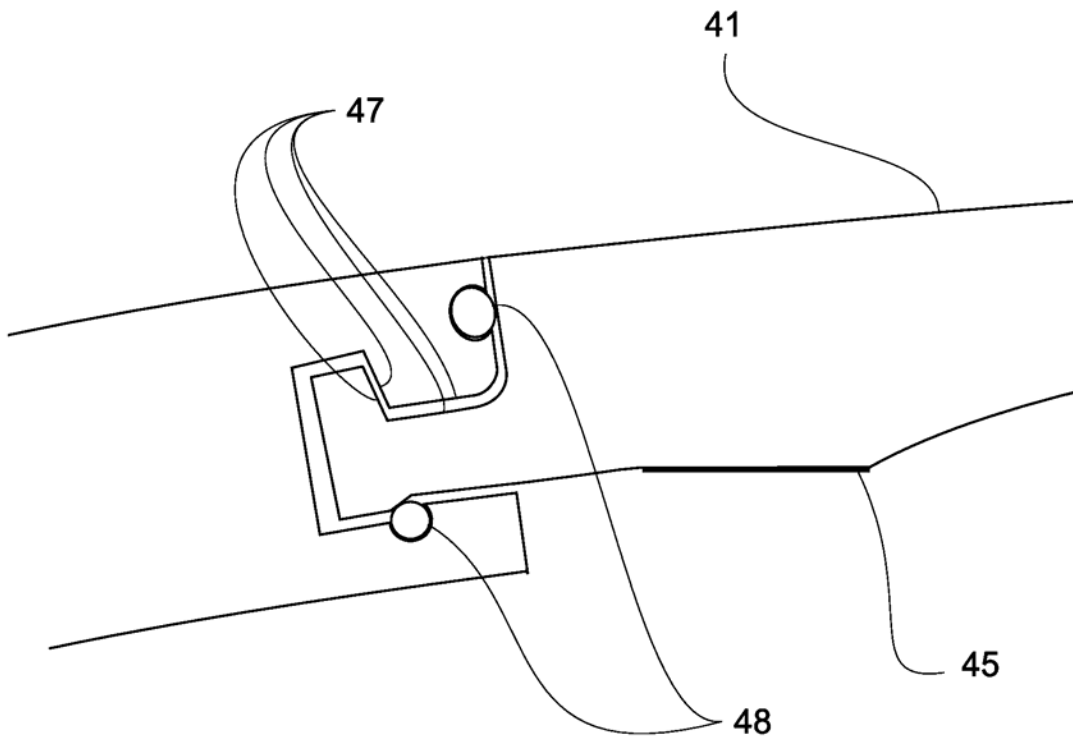


Fig. 8

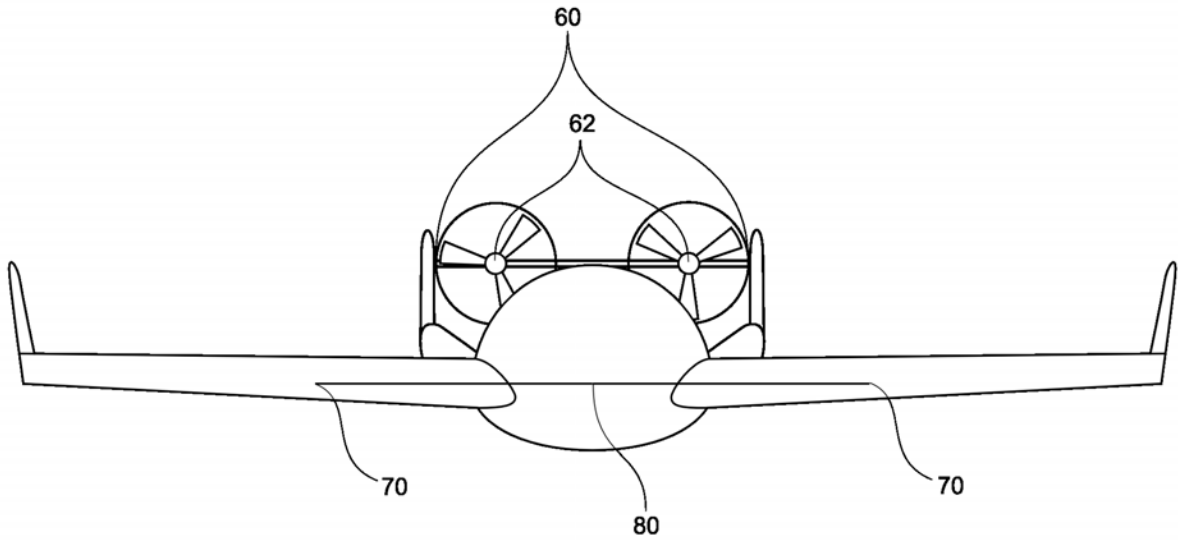


Fig. 9

