

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 974 825**

51 Int. Cl.:

B64C 29/00 (2006.01)
B64C 9/14 (2006.01)
B64C 21/04 (2013.01)
B64C 39/00 (2013.01)
B64C 39/08 (2006.01)
B64C 11/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **11.04.2019** **PCT/RO2019/000011**
87 Fecha y número de publicación internacional: **24.10.2019** **WO19203673**
96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.04.2019** **E 19733892 (4)**
97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **27.12.2023** **EP 3781479**

54 Título: **Aparato de vuelo personal con despegue y aterrizaje verticales**

30 Prioridad:

17.04.2018 RO 201800268

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
01.07.2024

73 Titular/es:

SABIE, RAZVAN (100.0%)
Str. Radna nr. 40, Sector 6
Bucuresti, RO

72 Inventor/es:

SABIE, RAZVAN

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 974 825 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

Aparato de vuelo personal con despegue y aterrizaje verticales

La divulgación se refiere a un aparato de vuelo de despegue y aterrizaje verticales capaz de transportar al menos una persona y volar, con capacidad de carga, en modo crucero.

5 Durante los últimos tiempos, los aparatos de vuelo de despegue y aterrizaje verticales han experimentado un gran desarrollo debido a que, debido al intenso tráfico rodado en las grandes ciudades, así como en sus alrededores, es más necesario que nunca encontrar soluciones de transporte aéreo que sustituyan el coche de pasajeros.

Se sabe que varios tipos de aparatos de vuelo de despegue y aterrizaje verticales tienen ventajas y desventajas y se describen en patentes y solicitudes de patente tales como RU152807U1, US8800912B2 o WO20171584171 (A1).

10 El documento US 3259343 se refiere a una estructura de aeronave que incluye un centro de gravedad y pares primero y segundo de medios de desarrollo de empuje dispuestos en lados opuestos de dicho centro de gravedad, correspondiendo cada medio de desarrollo de empuje de cada par de los mismos a un medio de desarrollo de empuje del otro par de ellos, y una pluralidad de medios de control de igualación de empuje automático iguales en número a dichos medios de desarrollo de empuje y cada uno de ellos conectado operativamente a un medio de desarrollo de empuje para su accionamiento y a sus correspondientes medios de desarrollo de empuje del otro par de medios de desarrollo de empuje para su control, cada uno de dichos medios de control incluye medios operativos, que responden a una reducción de la potencia desarrollada por sus medios de desarrollo de empuje accionadores por debajo de un mínimo predeterminado, para terminar el funcionamiento de los medios de desarrollo de empuje controlados de ese modo.

20 El documento US 5071088A se refiere a una aeronave de despegue y aterrizaje verticales de gran sustentación que tiene fuselajes primero y segundo conectados por un perfil aerodinámico central. Los motores a reacción en el borde de ataque del perfil aerodinámico expulsan corrientes de propulsión simultáneamente sobre las superficies superior e inferior del perfil aerodinámico. En un borde de salida del perfil aerodinámico se utilizan aletas extensibles con una pala de control horizontal unida al borde de ataque del perfil aerodinámico. La pala de control está dentro de la corriente propulsora del chorro para permitir que se proporcione la corriente por encima y por debajo del perfil aerodinámico.

25 Un ala aumentada extensible se une entre los fuselajes detrás y por encima del perfil aerodinámico principal para permitir que el flujo de aire en esta región se dirija hacia abajo, acelerando el flujo y proporcionando sustentación adicional. El perfil aerodinámico principal se coloca de manera que las paredes del fuselaje se extiendan por encima y por debajo del perfil aerodinámico. Estas paredes restringen el flujo lateral del escape del motor principal. Por encima del ala, las paredes y el perfil aerodinámico crean un venturi para acelerar el flujo de aire y disminuir la presión. Debajo del ala, las paredes y las aletas extendidas retienen el flujo de escape y el ambiental para crear una región de alta presión. Las alas exteriores proporcionan sustentación secundaria y reducen la carga del ala principal. Entre los fuselajes se une un canard para proporcionar control de cabeceo. Tanto la superficie superior como la inferior del canard son impulsadas por motores montados hacia delante o conductos de escape para añadir sustentación a la aeronave y permitir la inclinación hacia arriba de la aeronave durante el despegue y el aterrizaje. La inclinación de la

30 aeronave permite que la resultante de los vectores de empuje de motor y sustentación de ala sea vertical.

El documento US 2006254255 se refiere a un sistema de propulsión de aeronave que puede asegurar el empuje y el vector de empuje óptimos para las condiciones de vuelo, así como el área seccional óptima para el motor, y que es altamente compatible con el medio ambiente. Un generador eléctrico se acopla a un motor de turboventilador, el generador eléctrico es impulsado por la potencia de salida del motor de turboventilador para generar energía eléctrica, y un ventilador impulsor electromagnético es impulsado por la energía eléctrica. Por otro lado, después de llevar cada una de las bobinas del ventilador impulsor electromagnético a un estado superconductor, se introduce hidrógeno líquido en un intercambiador de calor, recoge la energía del escape en forma de calor, luego se vaporiza y posteriormente se suministra a una cámara de combustión y a una pila de combustible. Además, el ventilador impulsor electromagnético cambia en su fase rotacional mediante una parte de mecanismo rotatorio, se hace móvil en una

40 dirección a lo ancho de un ala y en una dirección de cuerda de ala mediante una parte de mecanismo deslizante, y puede almacenarse dentro o fuera del ala mediante una parte de mecanismo de almacenamiento.

El documento US 2011042509 se refiere a un vehículo aéreo adaptado para el despegue y el aterrizaje verticales que utiliza el mismo conjunto de motores para el despegue y el aterrizaje, así como para el vuelo hacia delante. Un vehículo aéreo que se adapta para despegar con las alas en una actitud de vuelo vertical en lugar de horizontal, que despeg

50 en esta actitud vertical y luego pasa a una trayectoria de vuelo horizontal. Un vehículo aéreo que controla la actitud del vehículo durante el despegue y el aterrizaje alternando el empuje de los motores, que están separados en al menos dos dimensiones con respecto a la horizontal durante el despegue, y que también puede controlar el vuelo regular en algunos aspectos mediante el uso de empuje diferencial de los motores.

El documento US 2017057648 se refiere a un sistema de propulsión acoplado a un vehículo. El sistema incluye un eyector que tiene una estructura de salida de la que fluye fluido propulsor a una velocidad ajustable predeterminada. Una superficie de control que tiene un borde de ataque se ubica directamente aguas abajo de la estructura de salida de manera que el fluido propulsor del eyector fluya sobre la superficie de control.

El documento EP 3263456 se refiere a una aeronave (10) que tiene un modo de combate de despegue y aterrizaje

verticales y un modo de vuelo hacia delante. La aeronave (10) incluye un fuselaje (12) y un sistema de propulsión versátil unido al fuselaje (12). El sistema de propulsión versátil incluye una pluralidad de conjuntos de propulsión (26a-d). Un sistema de control de vuelo (40) puede funcionar para controlar independientemente los conjuntos de propulsión (26a-d). Los conjuntos de propulsión (26a-d) se pueden unir de manera intercambiable al fuselaje (12) de modo que la aeronave (10) tenga un modo de vuelo con combustible líquido y un modo de vuelo eléctrico. En el modo de vuelo con combustible líquido, se proporciona energía a cada uno de los conjuntos de propulsión (26a-d) a partir de un combustible líquido. En el modo de vuelo eléctrico, se proporciona energía a cada uno de los conjuntos de propulsión (26a-d) desde una fuente de energía eléctrica.

El documento US 2018002013 se refiere a una aeronave que incluye un fuselaje, un sistema de propulsión unido al fuselaje y un sistema de control de vuelo asociado operativamente con el sistema de propulsión. Un conjunto de cápsula se puede unir selectivamente al bastidor de vuelo. El bastidor de vuelo tiene un modo de despegue y aterrizaje verticales y un modo de vuelo hacia delante. El bastidor de vuelo tiene un modo de vuelo tripulado y un modo de vuelo no tripulado.

El propósito de la presente divulgación es proporcionar un aparato de vuelo adecuado para los requisitos establecidos anteriormente.

La presente invención se expone en el conjunto de reivindicaciones adjunto.

El aparato de vuelo con despegue y aterrizaje verticales se caracteriza por ser un aparato biplano constituido por dos partes distintas articuladas entre sí, constituyéndose la primera parte distinta por la cabina, que se articula a la segunda parte de esta última, que se forma por el sólido soporte de las alas, estando la cabina unida al conjunto de alas mediante dos bisagras fijadas a los pilares verticales centrales de soporte de las alas, la cabina puede balancear dentro de la estructura de soporte de alas, que a su vez se provee de cuatro motores eléctricos con hélices en conductos dispuestas dos en el ala superior y dos en el ala inferior formando un conjunto de cuadricóptero, estando provisto el conducto de cada hélice en el labio de entrada de una rendija de eyección anular, y la energía eléctrica necesaria para el funcionamiento del aparato de vuelo se proporciona mediante acumuladores de baterías colocados debajo del asiento del piloto, que transmiten la potencia a los motores, siendo gestionado todo el funcionamiento del aparato de vuelo por un ordenador de vuelo dispuesto en la parte central del ala superior del biplano y el despegue tiene lugar con alas y motores orientados verticalmente, el aparato de vuelo aterriza en el suelo mediante un tren de aterrizaje fijado a las extremidades de ala, el aparato de vuelo despegue como cuadricóptero, y la transición al crucero se realiza disminuyendo el ángulo de incidencia de las alas, este ángulo disminuye naturalmente debido al aumento de la resistencia al avance de las alas mientras aumenta la velocidad de traslación del aparato de vuelo y mientras tanto, la cabina permanece en posición vertical debido a su bajo centro de gravedad y las bisagras que le permiten rotar en el interior del conjunto de alas y el procedimiento de aterrizaje es similar al de un cuadricóptero, disminuyendo la velocidad provocando un aumento del ángulo de incidencia de las alas hasta que regresan al plano vertical requerido para el aterrizaje.

Para hacer el vuelo más eficiente, el aparato de vuelo puede equiparse adicionalmente con eyectores Coanda, tanto en las alas como en los conductos de las hélices.

Las ventajas del aparato de vuelo con despegue y aterrizaje según la divulgación son las siguientes: es capaz de despegar y aterrizar verticalmente, puede transportar a una persona (el concepto puede ampliarse para el transporte de 4-5 personas), garantiza un vuelo de varias decenas de kilómetros, presenta un bajo nivel de ruido, muestra una buena eficiencia energética en todos los regímenes de vuelo, tiene un alto grado de seguridad y un tamaño reducido.

Lo siguiente es una descripción detallada del aparato de vuelo según la divulgación, también con referencia a las figuras 1-17, que son:

Fig. 1, una vista general de las dos partes distintas del aparato de vuelo en la variante constructiva con eyectores de ala;

Fig. 2, descripción general del aparato de vuelo en modo crucero;

Fig. 3, una vista general de un aparato de vuelo en la versión constructiva con eyectores de ala en posición de crucero;

La Fig. 4 es una vista general del aparato de vuelo en la versión constructiva con eyectores de ala en la posición de despegue/aterrizaje;

la Fig. 5 es una vista lateral en perspectiva del aparato de vuelo en la versión constructiva con eyectores de ala en la posición de despegue/aterrizaje;

la Fig. 6 es una vista en perspectiva lateral del aparato de vuelo en la versión constructiva con eyectores de ala en la posición de despegue/aterrizaje;

la Fig. 7 es una vista lateral del aparato de vuelo en la versión constructiva con eyectores de ala en el modo de

transición;

Fig. 8, vista lateral del aparato de vuelo en la versión constructiva con eyectores de ala en modo crucero;

Fig. 9, vista delantera del aparato de vuelo en la versión constructiva con eyectores de ala en posición de despegue/aterrizaje;

5 la Fig. 10 es una vista en sección transversal de una hélice en conducto con rendija de eyección y un ala equipada con un eyector tipo Coanda y el flujo de aire en el modo de despegue y transición;

la Fig. 11 es una vista en sección transversal de una hélice en conducto con rendija de eyección de entrada, un ala equipada con un eyector tipo Coanda y el flujo de aire en modo crucero;

la Fig. 12 es una vista en sección transversal de una hélice en conducto de doble flujo con eyector de entrada;

10 la Fig. 13 es una vista en sección transversal de una hélice en conducto de doble flujo con eyector de entrada y eyector de evacuación;

la Fig. 14 es una vista en sección de un motor a reacción de triple flujo;

Fig. 15, vista trasera del aparato de vuelo,

15 la Fig. 16 es una vista general de un aparato de vuelo no según la invención reivindicada, con hélices habituales sin eyectores de ala;

la Fig. 17 es una vista en perspectiva del aparato con un paracaídas de salvamento abierto;

20 La figura 1 muestra las dos partes distintas y articuladas del aparato de vuelo. La primera parte diferenciada se forma por la cabina 1. Este se compone de un bastidor rígido, preferiblemente una armadura para darle resistencia y rigidez, y que incluye la cabina de vuelo que debe ser lo suficientemente grande para acomodar una posición cómoda para un piloto 2. Los reposabrazos del asiento de piloto incorporan los paneles de control 13 en los extremos. Si es necesario, los mandos también se pueden pedir en las patas de peatón o en las palancas. La cabina está abierta, pero puede cerrarse parcialmente mediante una puerta delantera con apertura lateral o puede cerrarse completamente para desviar el flujo de aire para comodidad del piloto. Debajo del asiento del piloto se encuentran las baterías eléctricas 14, así como los controladores de velocidad de los motores.

25 La cabina 1 tiene en su parte inferior un conjunto de cuatro ruedas 20 que puede rotar 360 grados, de modo que el aparato de vuelo se puede operar fácilmente en tierra y con las alas en posición para vuelo de crucero. En las estructuras laterales de la cabina 1, se dispone un perno de tope 5 que tiene la función de limitar el balanceo de la cabina dentro del conjunto de alas durante el vuelo de crucero y su contacto con el conjunto de alas y, desde un cierto ángulo de incidencia de las alas, hacer que las dos partes distintas del aparato avancen conjuntamente. La cabina 1 que constituye la segunda parte distinta del aparato se une al conjunto de las alas 6, por medio de la barra 4 que entra por orificios comunes tanto a la cabina 1 como al a conjunto de alas 6, formando así las articulaciones 3. Para evitar balanceo incontrolado de la cabina 1 debido a su inercia, las articulaciones 3 tendrán un rozamiento controlado, permitiendo un suave equilibrio del habitáculo para mantener su verticalidad con respecto al suelo, pero sin permitir su pivotamiento descontrolado. Las articulaciones 3 se proporcionan a ambos lados de la piloto 2 con una palanca m, que, mediante unos engranajes, permite al piloto ajustar manualmente el ángulo de las alas cuando el piloto lo desee o considere necesario para una maniobra en particular.

30 La segunda parte distinta del aparato de vuelo es el conjunto de alas 6 que consiste en dos alas a y b que tienen un perfil aerodinámico de gran sustentación, formando un conjunto de biplano, con el ala superior a dispuesta más avanzada que el ala inferior b. El conjunto se refuerza por dos soportes verticales centrales 7 que también tienen la función de soportar la cabina y por dos soportes verticales laterales 8 que unen los extremos de las alas. El conjunto de alas también se puede reforzar con púas (alambres). Las alas tienen incrustadas en ellas el tren de aterrizaje 15. El perfil aerodinámico debe generar una gran sustentación a bajas velocidades y en altos ángulos de incidencia, y la resistencia debe ser baja. A este respecto, es preferible utilizar los perfiles descritos en la patente n.º EP0772731B1. En el área central del ala superior, se dispone el ordenador de vuelo 17 y el paracaídas de supervivencia 18 del aparato. Las dos alas se proveen de cuatro hélices eléctricas en conductos 9, dos para cada ala, y se disponen simétricamente con respecto al eje de simetría vertical de una manera específica de cuadricóptero. Por razones de eficiencia, ruido y seguridad las hélices se equipan con conductos 10. Para una mayor eficiencia en el despegue, con el fin de aumentar el volumen de la admisión de aire, los labios de los conductos 10 de las hélices se le proporcionará rendijas de eyección 11.

40 Asimismo, para aumentar la masa de aire absorbida durante el despegue y durante la fase de transición, las alas podrán proveerse junto a ellas de eyectores bidimensionales tipo Coanda 12. En la Fig. 2 se ilustra una visión general de un aparato de vuelo en modo crucero provisto de dichos eyectores de ala, y la Fig. 3 muestra un aparato no provisto de eyectores de ala. La Fig. 4 muestra una visión general del aparato en una posición de despegue/aterrizaje, y en la Fig. 5 es una vista lateral que muestra el tren de aterrizaje 15 que se encuentra en las extensiones de las alas. Las

cuatro ruedas del tren de aterrizaje 15 pueden rotar 360 grados y se disponen en los extremos de las segundas estructuras de resistencia en forma de A 16 que son integrales de los soportes verticales centrales 7. Para equilibrar las fuerzas desarrolladas durante el despegue, los ejes de los motores podrán inclinarse ligeramente hacia delante con respecto a la perpendicular al suelo, lo que se puede obtener del correspondiente ajuste de los brazos del estructura de resistencia 16.

Las fases de vuelo que muestran cómo el conjunto de alas 6 rota con respecto a la posición de vuelo son los siguientes: la Fig. 6 es una vista lateral del aparato en la posición de despegue/aterrizaje; la Fig. 7 es una vista lateral del aparato en transición de vuelo, y en la Fig. 8 una vista lateral del aparato durante el vuelo de crucero. Durante el modo de vuelo de crucero, las dos partes distintas, la cabina 1 y el conjunto de alas 6 entran en contacto mediante el perno limitador 5, y en este momento, en cualquier ángulo de incidencia menor, las dos partes actúan como una unidad, la cabina 1 inclinándose junto con el conjunto de alas 6. Las alas pueden tener forma elíptica con los extremos rectos como se describe en la Fig. 9, pero también pueden tener forma trapezoidal o rectangular.

Para despegar de forma energéticamente eficiente, es necesario hacer descender una gran masa de aire a una velocidad relativamente baja. Para lograr esto, es necesario realizar una operación sinérgica de las hélices en conductos 9, la rendijas de eyector anulares 11 y los eyectores bidimensionales 12 dispuestos en las alas. La Figura 10 ilustra el funcionamiento sinérgico de la hélice en conducto 9 provista de la rendija de eyector 11 junto con el eyector de ala 12 y delinea el flujo de aire. Para que todos los elementos de propulsión funcionen sinérgicamente, el motor eléctrico 20 debe transmitir su movimiento no sólo a la hélice, sino también a un compresor de aire 22, por lo tanto, se prefiere que el árbol del motor eléctrico 20 tenga que cruzar el motor de una cabeza a la otra, de modo que el motor en un extremo se enganche el rotor 21 de la hélice, y por el otro enganche a través de un multiplicador de velocidad el compresor de aire 22. Este compresor de aire puede ser axial para que no tenga una gran sección, pero también puede ser centrífugo o incluso del tipo Tesla. El compresor de aire 22 absorbe el aire a través de un rendija circular f que rodea el motor eléctrico 20, y sopla y suministra el aire comprimido a través de un tubo 23 hacia una cámara anular de presión 24 dispuesta en el borde del conducto 10, y luego desde la cámara anular 24, el aire es eyectado bajo presión a través de la rendija de eyección 11. Debido a esta eyección, se forma una depresión en la parte superior del labio del conducto y así se pueden aspirar mayores masas de aire a través del interior del conducto 10. Simultáneamente a este circuito de aire comprimido, el compresor de aire 22 suministra, a través del tubo 25, aire comprimido al eyector Coanda bidimensional 12, que se compone de una cámara de presión 26 dispuesta a lo largo de cada ala y que tiene la rendija de eyección 30 y el ala pequeña 27 que se dispone a lo largo de cada ala y que comprende una cámara de presión 28 que tiene la rendija de eyección 31. Los dos cámaras de presión 26 y 28 tienen dimensiones idénticas, teniendo forma troncocónica, y tienen secciones transversales máximas en las áreas centrales de las alas y sus secciones se reducen hasta las extremidades de las alas con el fin de mantener una presión lo más uniforme posible dentro de las mismas.

Los dos rendijas de eyección 30 y 31 son paralelas entre sí y el ancho de su abertura se mantiene constante a lo largo de ellas, consiguiendo así una eyección relativamente uniforme de un extremo al otro de las alas. A lo largo del eyector, la curvatura del ala lateral superior es idéntica al perfil interior del ala pequeña 27. El perfil aerodinámico del ala pequeña 27 debe redondearse en el borde de ataque, generando así una depresión de aire y aspirando una gran masa de aire. El flujo de aire en el modo de despegue es sugerido por las flechas representadas en la Figura 10. También se debe tener en cuenta que la rendija de eyección 30 así como el perfil curvo de la parte superior del ala contribuyen a través del efecto Coanda a mantener una capa límite uniforme a lo largo de la parte superior del ala. En variantes constructivas más complejas, el ala pequeña 27 puede rotar en un cierto ángulo para que disminuya el área de admisión de eyector A1 y aumente el área de eyección A2 y de esta manera se puede controlar la presión en la parte superior, por lo que se puede modificar la fuerza de sustentación de las alas sin variar la velocidad de vuelo del aparato de vuelo o el ángulo de incidencia de las alas.

Para tener una circulación de aire eficiente durante el vuelo de crucero, el suministro de aire comprimido a través del tubo 23 hacia las rendijas 11 podrá ser interrumpido mediante las válvulas 32 y el suministro de aire comprimido a la rendija 28 puede ser interrumpido mediante la válvula 33 y el aire comprimido se distribuye sólo a la rendija 30. Así, mediante esta operación, la zona de admisión de aire disminuye, el empuje dinámico de la hélice aumenta y la presión de aire en la cámara 26, y las masas de aire se aceleran sinérgicamente, y el aire eyectado bajo presión a través de la rendija 30 contribuye a lograr una capa límite uniforme en la parte superior del ala. En la variante constructiva en donde el ala pequeña 27 es móvil, rota conforme el área de eyección A2 disminuye y en consecuencia, el aire se acelera dentro del eyector contribuyendo al empuje. La circulación del aire durante el vuelo de crucero se muestra mediante las flechas en la Figura 11.

Para distancias de vuelo más largas, los motores eléctricos 20 se pueden sustituir por motores térmicos. Es preferible que estos motores sean rotativos Wankel, que tienen una alta relación potencia/peso y por su baja sección y bajas vibraciones son aptos para ser carenados. Cuando se utilizan motores térmicos, uno de los principales inconvenientes es el elevado nivel de ruido. Para reducir el nivel de ruido y al mismo tiempo obtener una mayor eficiencia en el modo de despegue, es posible lograr una hélice en conducto de doble flujo - Figura 12. En este caso, el conducto 10 se dobla hacia fuera por otro conducto 35, que comprende una cámara anular 36 y una rendija de eyección 37. El aire comprimido necesario lo proporciona una extensión del tubo 23 a la cámara anular 36. El interior del conducto 35 junto con la parte exterior del conducto 10 forma el perfil requerido para un eyector Coanda a través del que el aire es impulsado y acelerado hacia dentro mediante la rendija de eyección 37.

Para tener un despegue y aterrizaje energéticamente eficiente, el motor de hélice debe impulsar grandes masas de aire a una velocidad relativamente lenta, lo que implica la necesidad de una hélice de gran diámetro (como en el caso del helicóptero). Una solución que conduce a una sección inferior de la unidad de propulsión, pero que tiene una buena eficiencia de despegue/aterrizaje se muestra en la Figura 13 que ilustra una hélice de conducto de doble flujo que tiene ambas rendijas de eyección para admisión 11 y 37 así como para la evacuación, las rendijas 38 y 39. La acción corroborada de las rendijas de eyección 38 y 39, así como los perfiles redondeados de las partes traseras 40 de los conductos, se produce una eyección de aire también en los lados laterales, aumentando así el cono de área de evacuación. Así, una gran masa de aire es impulsada de forma similar a una hélice de un diámetro mucho mayor. Este concepto, que implica la existencia de un eyector tipo Coanda que rodea al motor principal, se puede extender a los motores turborreactores, y en el caso de que un eyector Coanda rodee a un turboventilador se puede conseguir incluso un motor a reacción de triple flujo - figura 14. En este caso, el tubo 23 toma el aire comprimido necesario de una etapa del compresor 41 y suministra con él a las rendijas 11 y 37. En caso necesario, el motor a reacción de triple flujo también puede proveerse de rendijas de eyección de evacuación. Las ventajas de un motor a reacción de triple flujo son las siguientes: tiene una mayor eficiencia para despegues verticales o fases de despegue clásicas, un ruido más reducido y una huella térmica reducida.

La figura 15 muestra una vista trasera del aparato de vuelo en vuelo de crucero, donde podemos ver la disposición de las baterías debajo del asiento del piloto, lo que conlleva un centro de gravedad más bajo y una mejor estabilidad del aparato de vuelo. También en el mismo lugar podrán disponerse los reguladores de velocidad de los motores eléctricos.

Para la variante constructiva del aparato de vuelo que utiliza motores térmicos, en lugar de baterías se puede colocar un depósito de combustible.

La Figura 16 muestra un aparato de vuelo más simple y menos costoso que no es según la invención reivindicada, con hélices simples y sin eyectores.

En caso de que se produzca una avería que imposibilite la continuación del vuelo, el aparato de vuelo se provee del paracaídas de rescate 18 que se encuentra en el ala superior del aparato de vuelo. Se posiciona de manera que cuando esté abierto, mantendrá las alas del aparato de vuelo en un ángulo de incidencia óptimo para un aterrizaje de esta manera. Es preferible que el paracaídas sea del tipo ala rectangular, porque después de la apertura, el piloto puede acceder a los controles del paracaídas y de esta manera puede maniobrar el aparato de vuelo en un área adecuada para el aterrizaje. Además, como medida de seguridad adicional, el piloto puede equiparse con un paracaídas individual. En caso de aterrizaje forzoso, la forma redondeada de las extremidades de la cabina favorece el balanceo del aparato de vuelo, lo que ayuda a disipar la energía cinética en el momento del impacto contra el suelo. En el caso de romper uno de los articulaciones 3, los bastidores laterales de la cabina 1 se unen por cables 19 hacia soportes verticales centrales 7 del conjunto de alas.

El modo de funcionamiento del aparato de vuelo es muy sencillo, vuela en modo cuadricóptero tanto en el modo de despegue como en el aterrizaje, pero también en la transición y durante el vuelo de crucero, y las maniobras y el modo de estabilización son conocidos y conformes. Con este concepto de vuelo ya no es necesaria la existencia de otras superficies y medios adicionales para controlar y estabilizar el aparato.

REIVINDICACIONES

1. Aparato de vuelo con despegue y aterrizaje verticales, de tipo biplano, que tiene de dos partes principales diferenciadas que se articulan entre sí, constituida una primera parte diferenciada por una cabina de pilotaje (1) articulada a la segunda parte diferenciada que es un conjunto de alas (6) que comprende dos alas (a, b) en configuración biplano y soportes verticales centrales (7) que unen las alas (a, b); estando unida la cabina (1) al conjunto de alas (6) mediante dos bisagras (3) fijadas en los soportes verticales centrales (7) y configuradas para permitir que la cabina (1) rote con respecto al conjunto de alas (6) alrededor de un eje de bisagra transversal limitando al mismo tiempo el arco de rotación de la cabina (1)
5 en donde las alas (a, b) se proveen de cuatro hélices (9) cada una de ellas accionada por un motor eléctrico (20), estando dispuestas dos de ellas en el ala superior (a) y dos en el ala inferior (b), las cuatro hélices (9) forman así una disposición de cuadricóptero;
10 en donde las baterías (14) transmiten la energía eléctrica a los motores a través de reguladores de velocidad; en donde todo el funcionamiento del aparato se gestiona mediante un ordenador de vuelo (17);
en donde el despegue se ejecuta con las alas (a, b) y los motores orientados verticalmente;
15 en donde el aparato de vuelo se adapta para soportarse en el suelo mediante un tren de aterrizaje (15) fijado en las extremidades de ala;
en donde el aparato de vuelo despegue como un cuadricóptero y la transición al vuelo de crucero se realiza reduciendo el ángulo de incidencia de las alas (a, b), dicho ángulo de incidencia disminuye naturalmente debido al aumento de la resistencia de las alas, simultáneamente con el aumento de la velocidad de traslación del aparato de vuelo, mientras tanto, permaneciendo la cabina (1) en posición vertical debido a su centro de gravedad más bajo y debido a las bisagras (3);
20 y en donde el aterrizaje se ejecuta de forma similar a un cuadricóptero, disminuyendo la velocidad para provocar el aumento del ángulo de incidencia de las alas (a, b) hasta que vuelvan naturalmente a la posición vertical requerida para el aterrizaje, caracterizado por que la cabina (1) rota dentro de los soportes verticales centrales (7) a través de un área abierta del ala inferior (b), cada hélice (9) tiene un primer conducto (10) provisto en el labio de entrada de una rendija anular de eyección (11), las baterías (14) se colocan debajo del asiento del piloto y el ordenador de vuelo (17) se dispone en la parte central del ala superior (a).
25 2. Aparato de vuelo con despegue y aterrizaje verticales según la reivindicación 1, caracterizado por que las hélices (9) tienen doble conducto, estando provistas de un segundo conducto (35), estando ambos conductos primero y segundo (10, 35) provistos en su lado delantero de rendijas de eyección (11 y 37 respectivamente), formando así una hélice en conducto de doble flujo, y en donde el exterior del primer conducto y el lado interior del segundo conducto forman juntos un eyector anular de Coanda.
30 3. Aparato de vuelo con despegue y aterrizaje verticales según las reivindicaciones 1 a 2, caracterizado en que los conductos primero y segundo (10, 35) también se proveen en su lado trasero de rendijas de eyección (38 y 39 respectivamente).
35 4. Aparato de vuelo según las reivindicaciones 1 a 2, caracterizado por que la parte delantera del primer conducto (10) se provee de una cámara anular (24) desde la que se eyecta aire comprimido a través de la rendija (11) y por que el árbol de los motores eléctricos (20) acciona, directamente o mediante un multiplicador de velocidad, un compresor de aire (22) que suministra aire comprimido a través de tubos (23) a la cámara anular (24).
40 5. Aparato de vuelo según las reivindicaciones 1 a 3, caracterizado por que la parte interior del segundo conducto (35) junto con la parte exterior del primer conducto (10) forman un eyector anular del tipo Coanda que tiene rendijas de eyección.
6. Aparato de vuelo con despegue y aterrizaje verticales, de tipo biplano, que tiene dos partes principales diferenciadas que se articulan entre sí, constituida una primera parte diferenciada por una cabina (1) articulada a la segunda parte diferenciada que es un conjunto de alas (6) que comprende dos alas (a, b) en configuración biplano y soportes verticales centrales (7) que unen las alas (a, b); estando unida la cabina (1) al conjunto de alas (6) mediante dos bisagras (3) fijadas en los soportes verticales centrales (7) y configuradas para permitir que la cabina (1) rote con respecto al conjunto de alas (6) alrededor de un eje de bisagra transversal limitando al mismo tiempo el arco de rotación de la cabina (1), las alas (a, b) se proveen de cuatro motores a reacción de triple flujo que se componen cada uno de ellos por un clásico motor de turboventilador de doble flujo cuyo conducto de entrada del ventilador constituye un conducto (10) que se proporciona en el labio de entrada de una rendija de eyección anular (11), en donde para cada motor el primer conducto se rodea por un segundo conducto (35) que se provee en el labio de entrada de una rendija de eyección anular (37) y en donde la parte interior del segundo conducto (35), junto con la parte exterior del conducto (10), forma un eyector Coanda anular y en donde el aire comprimido necesario para el funcionamiento de las rendijas de eyección (11, 37) se suministra a través de tubos (23) desde una etapa del compresor (41) del motor de turboventilador, estando dichos motores dispuestos dos en el ala superior (a) y dos en el ala inferior (b), formando
55

así los cuatro motores una disposición de cuadricóptero; en donde todo el funcionamiento del aparato se gestiona mediante un ordenador de vuelo (17); en donde el despegue se ejecuta con las alas (a, b) y los motores orientados verticalmente; en donde el aparato de vuelo se adapta para soportarse en el suelo mediante un tren de aterrizaje (15) fijado en las extremidades de ala;

- 5 en donde el aparato de vuelo despegue como un cuadricóptero y la transición al vuelo de crucero se realiza reduciendo el ángulo de incidencia de las alas (a, b), cuyo ángulo de incidencia disminuye naturalmente debido al aumento de la resistencia de las alas, simultáneamente con el aumento de la velocidad de traslación del aparato de vuelo, mientras tanto, permaneciendo la cabina (1) en posición vertical debido a su centro de gravedad inferior y debido a las bisagras (3); y en donde el aterrizaje se ejecuta de forma similar a un cuadricóptero, disminuyendo la velocidad para llevar a
- 10 aumentar el ángulo de incidencia de las alas (a, b) hasta que vuelvan naturalmente a la posición vertical requerida para el aterrizaje, donde la cabina (1) rota dentro de los soportes verticales centrales (7) a través de un área abierta del ala inferior (b), y el ordenador de vuelo (17) se dispone en la parte central del ala superior (a).

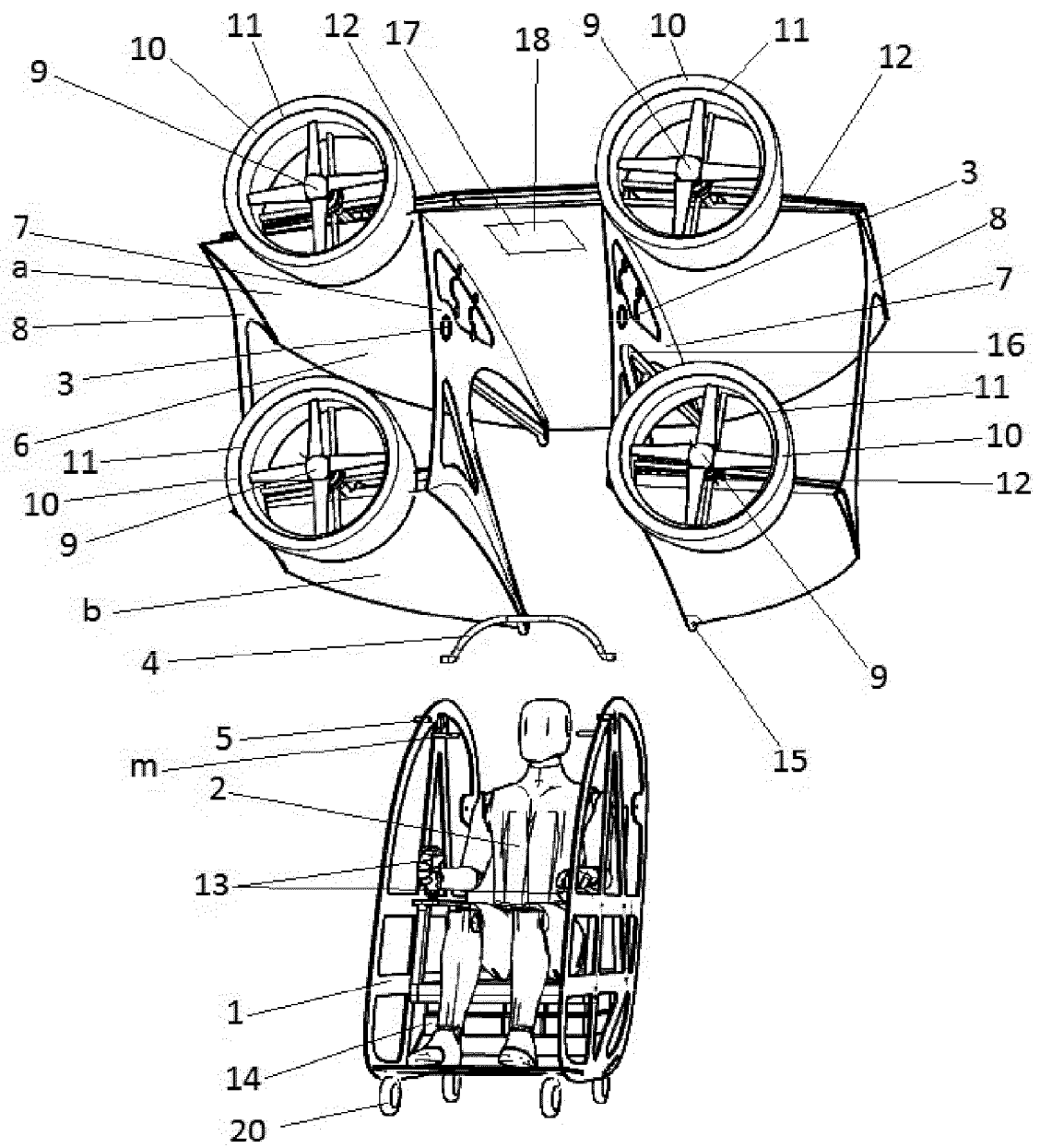


Fig.1

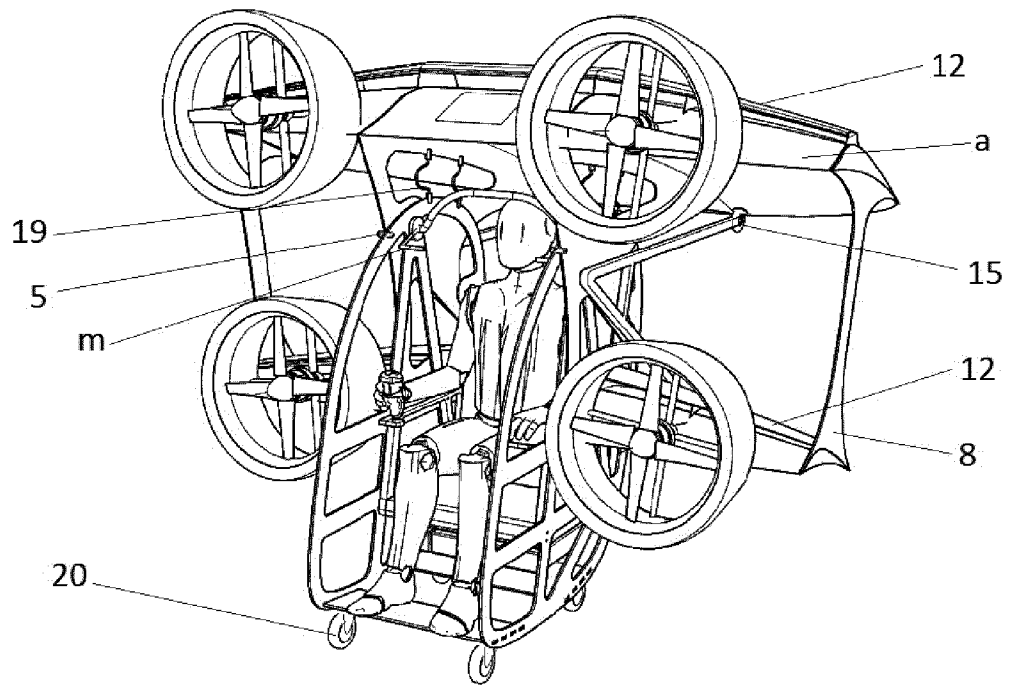


Fig. 2

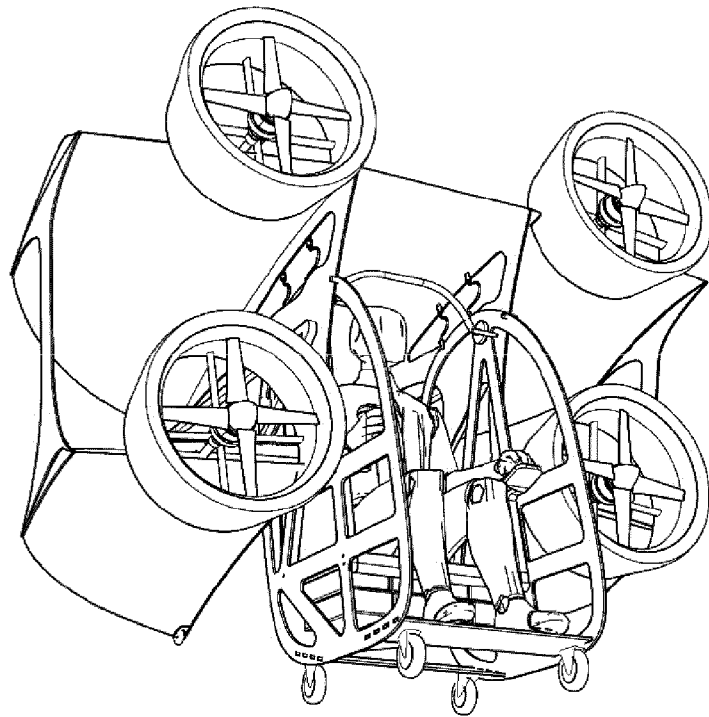


Fig. 3

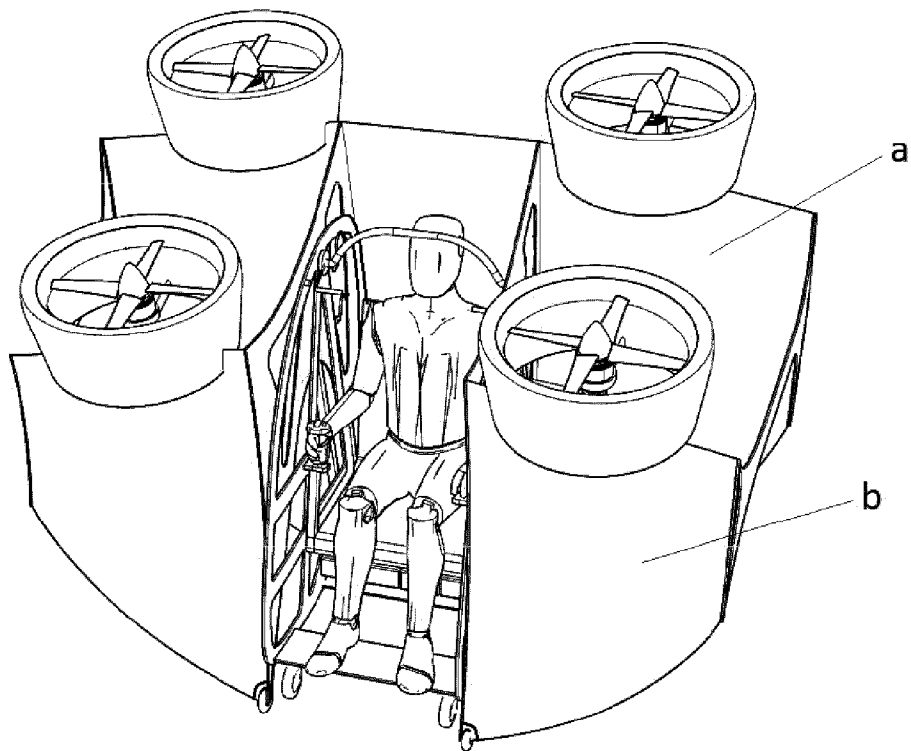


Fig. 4

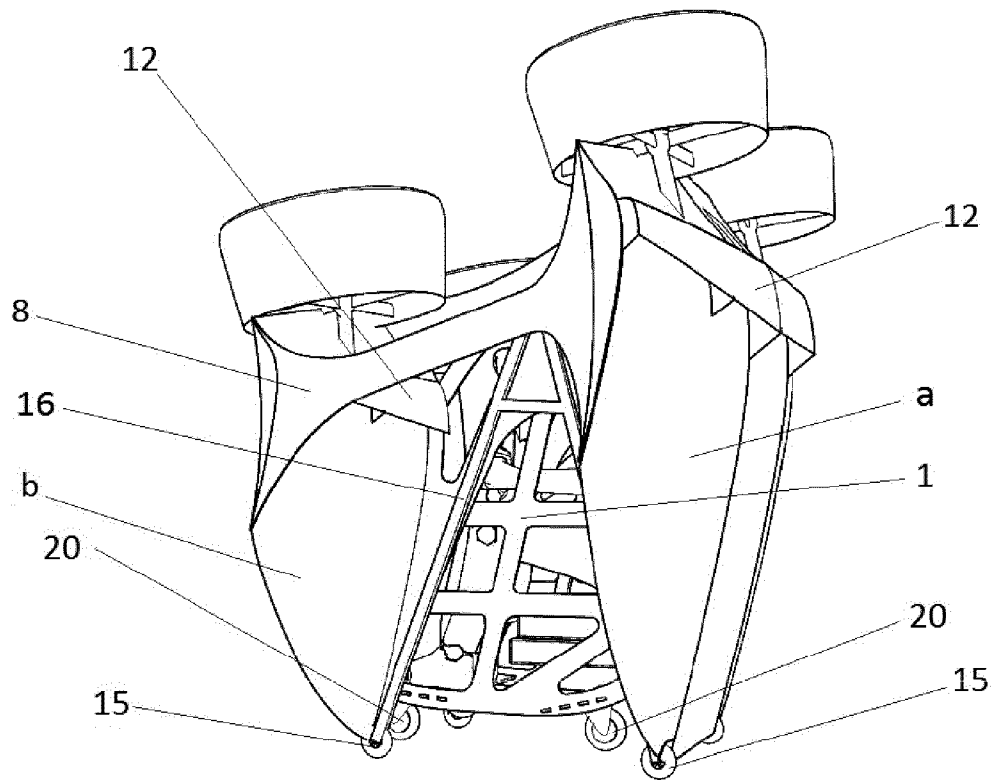


Fig. 5

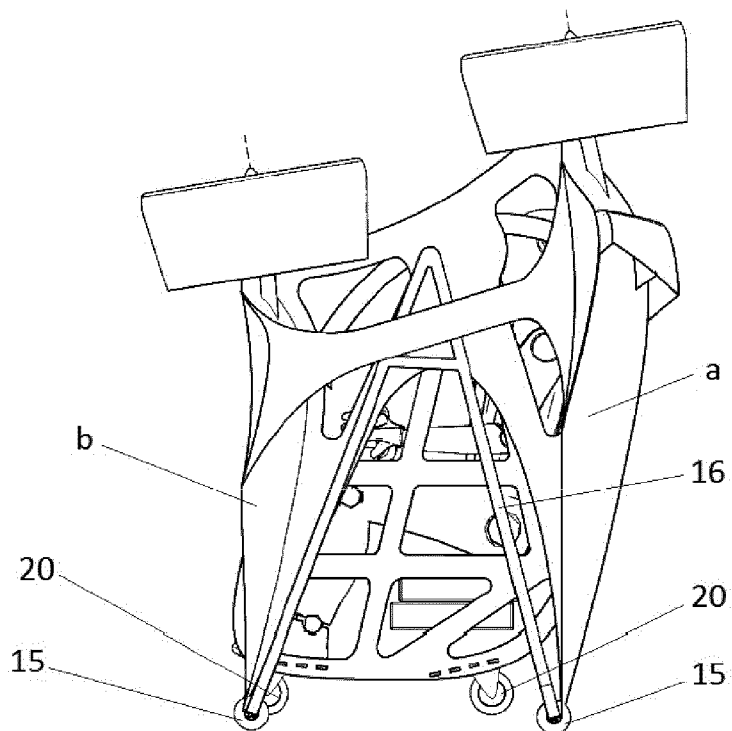


Fig.6

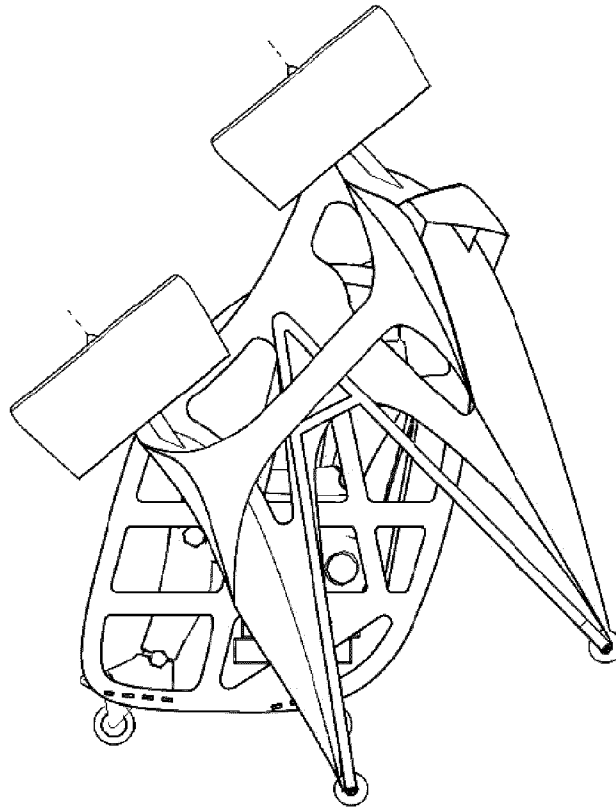


Fig.7

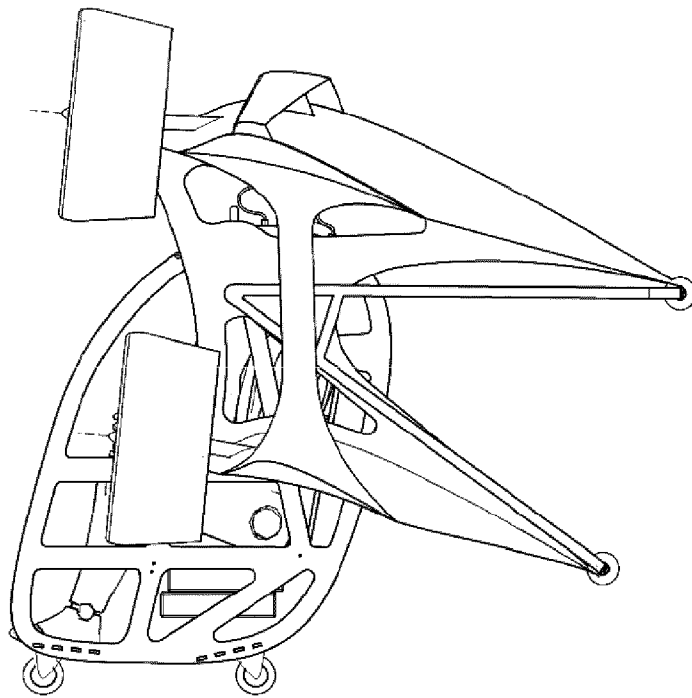


Fig.8

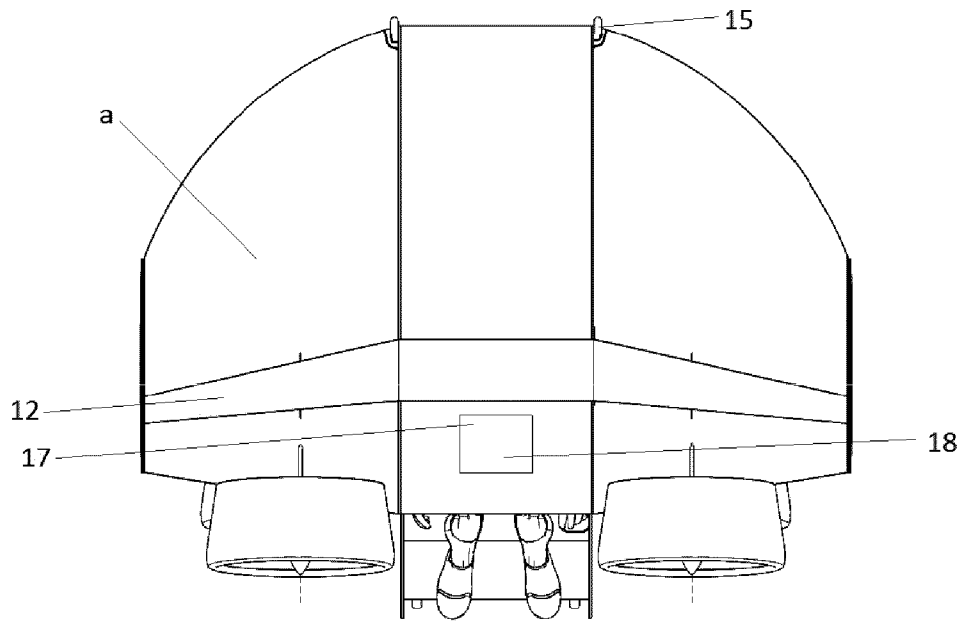


Fig.9

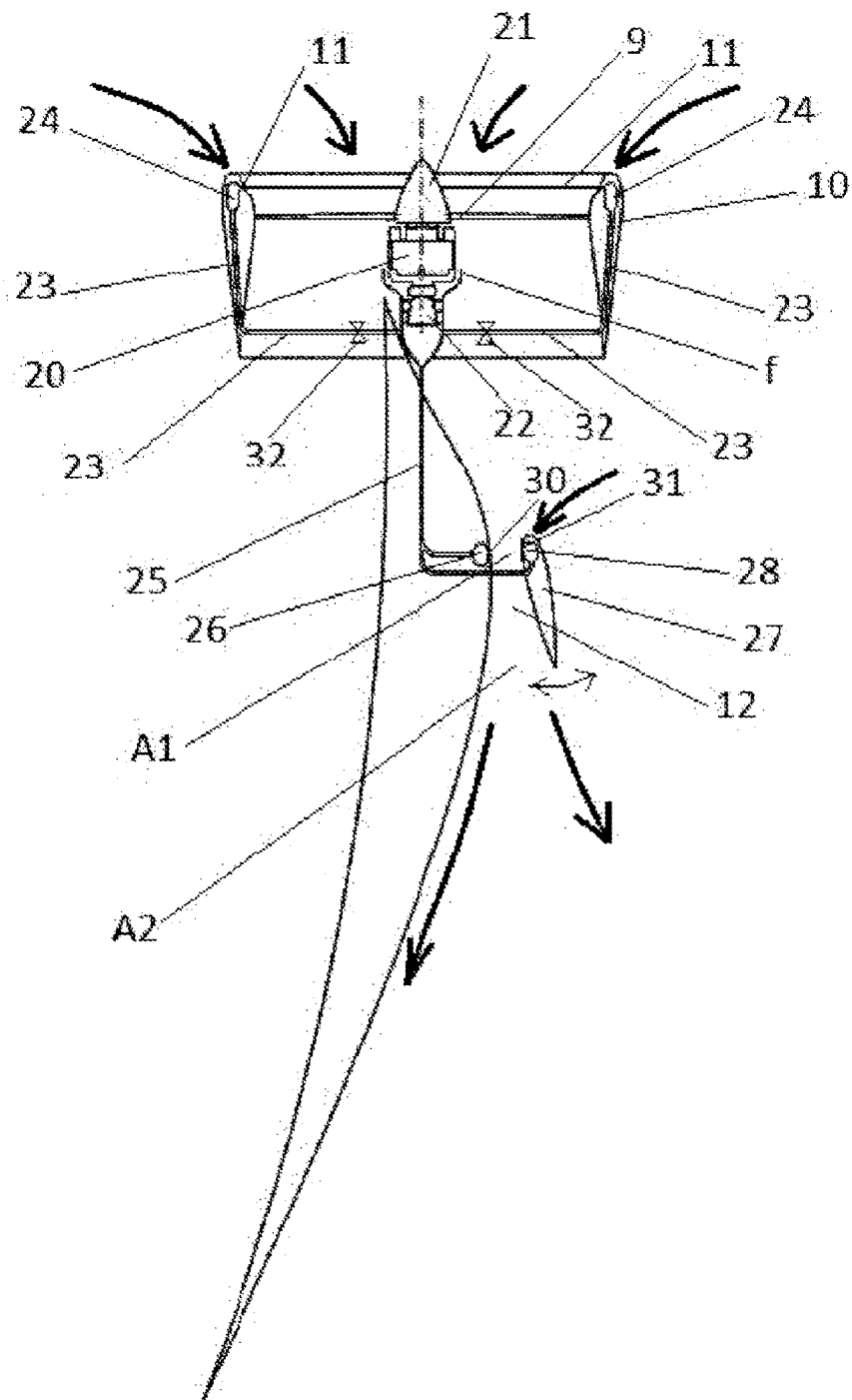


Fig.10

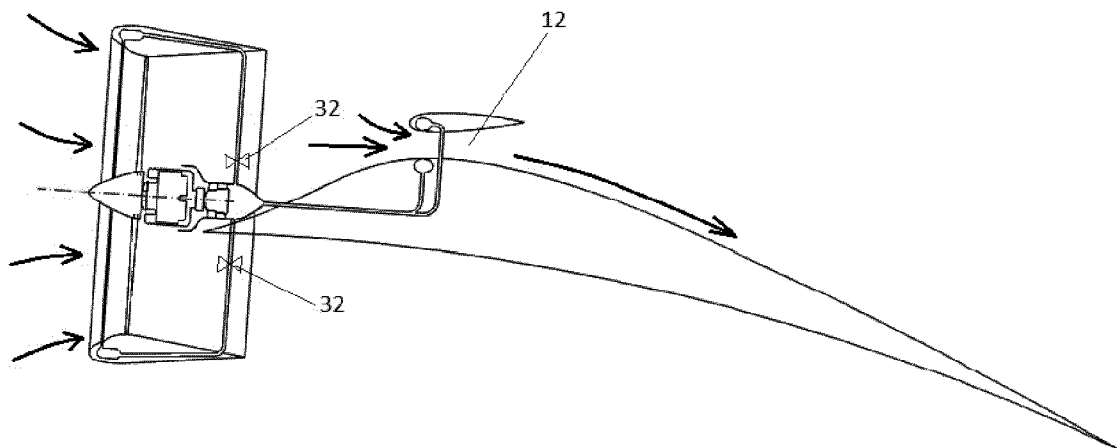


Fig.11

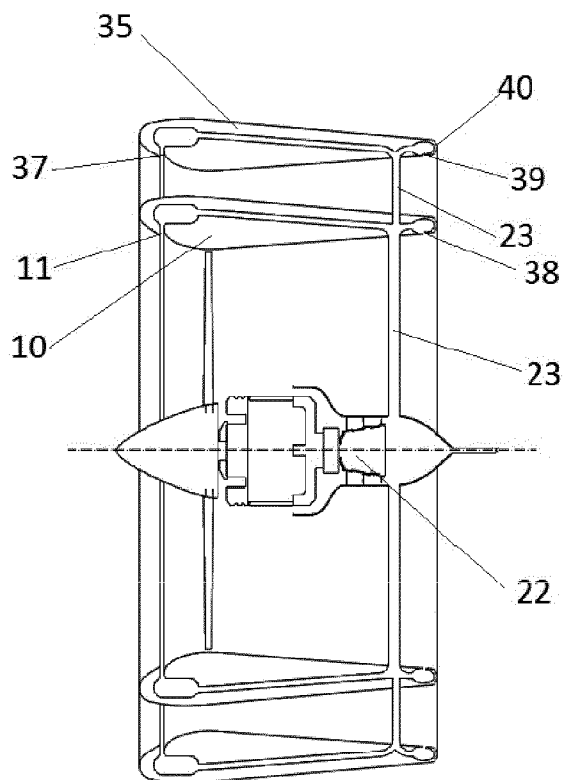


Fig.12

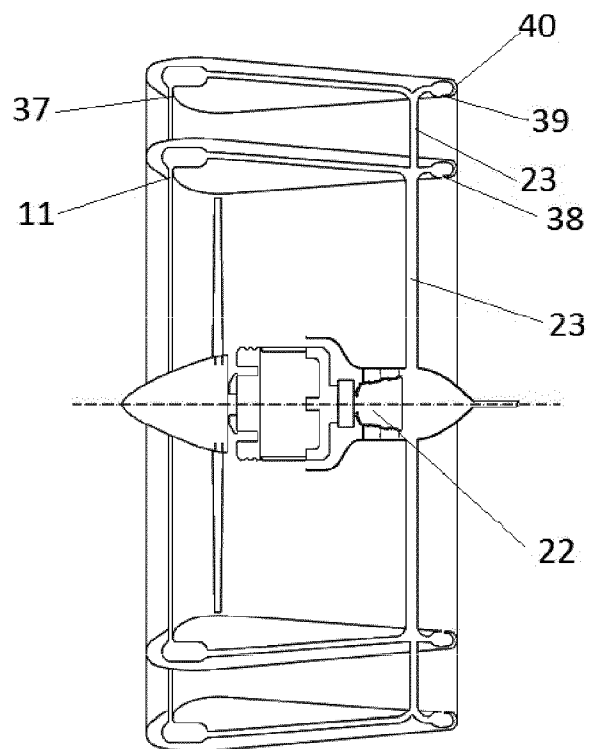


Fig.13

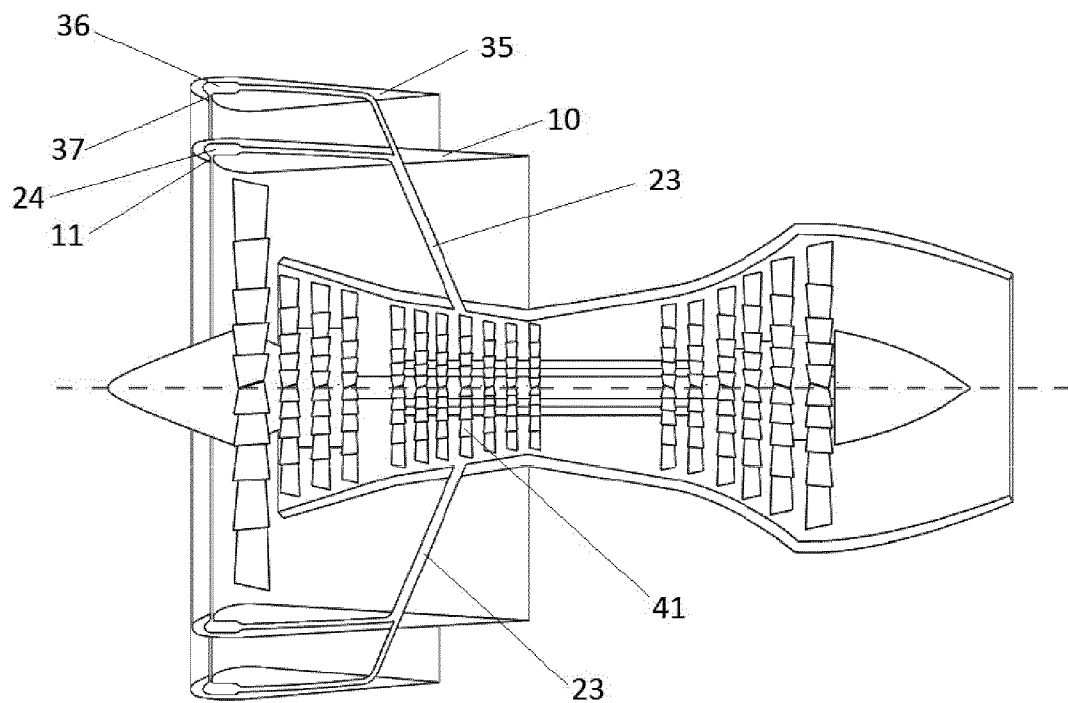


Fig.14

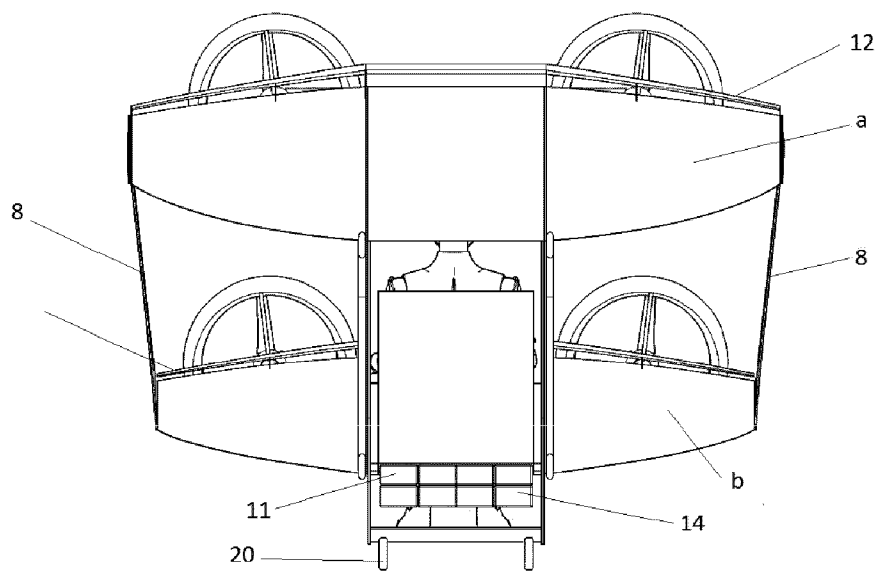


Fig.15

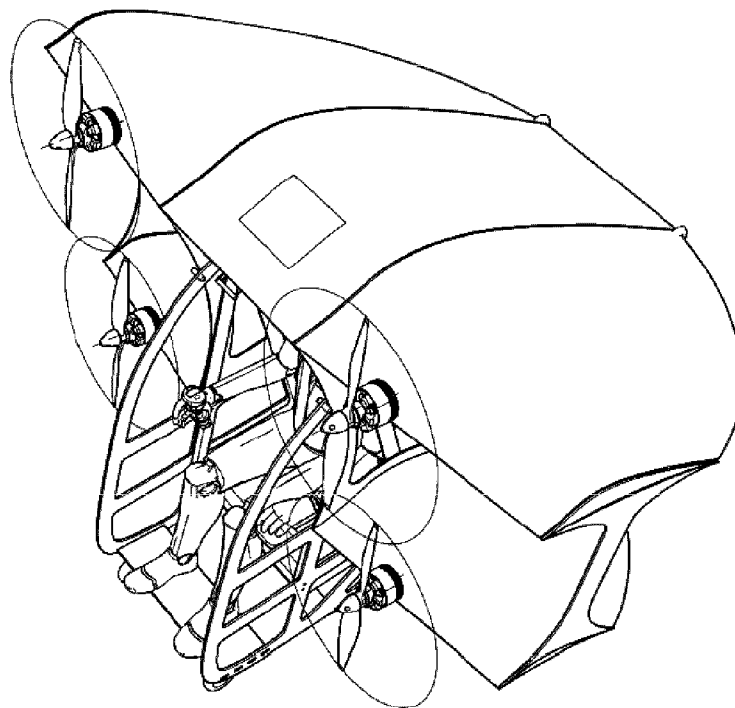


Fig.16

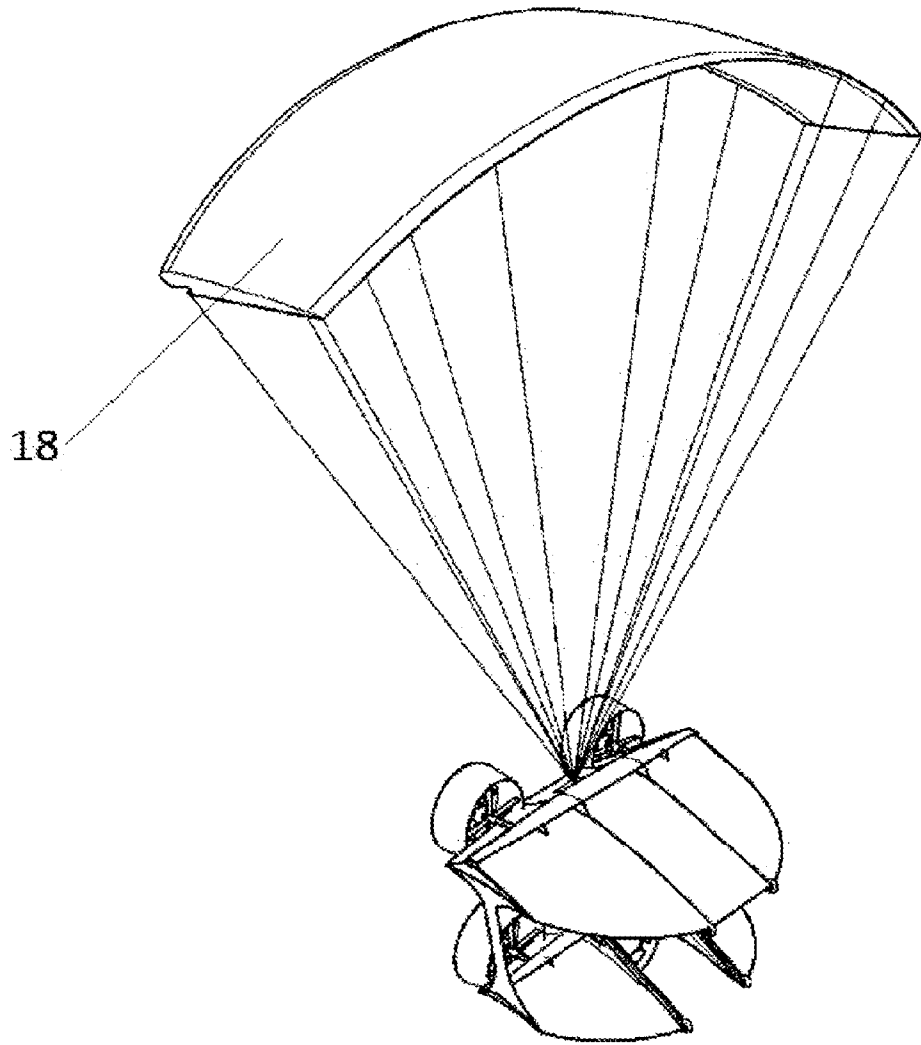


Fig.17