

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 950 332**

51 Int. Cl.:

B64C 39/00

(2013.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **16.12.2016** **PCT/RO2016/000026**

87 Fecha y número de publicación internacional: **22.06.2017** **WO17105266**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **16.12.2016** **E 16831647 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.06.2023** **EP 3390224**

54 Título: **Aeronave con despegue y aterrizaje vertical y su proceso de operación**

30 Prioridad:

18.12.2015 RO 201501021

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

09.10.2023

73 Titular/es:

IOSIF, TAPOSU (50.0%)
18-22 Neagoe Voda Street, B1. VI/2, Sc. C, Et. 1,
Ap. 42, OP 18, District 1,
Bucharest 71544, RO y
RAZVAN, SABIE (50.0%)

72 Inventor/es:

RAZVAN, SABIE y
IOSIF, TAPOSU

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 950 332 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 con despegue y aterrizaje vertical y su proceso de operación

La divulgación se refiere a una aeronave con capacidad de despegue y aterrizaje vertical y a su método operativo.

Ya se conocen varios procedimientos y aeronaves con capacidad de despegue y aterrizaje vertical.

- 5 Se conoce, por ejemplo, el documento US 2003/0098388 A1, que describe un aparato de despegue y aterrizaje vertical que muestra los medios de accionamiento en dirección vertical y los medios de propulsión en dirección horizontal.

Los procesos y aeronaves conocidos con capacidad de despegue y aterrizaje vertical generalmente tienen las siguientes desventajas:

- alto consumo de energía o combustible durante el vuelo, lo que lleva a una autonomía limitada;
- 10 - dispositivos de rotores múltiples para helicópteros y vehículos aéreos no tripulados, el vuelo se realiza mediante una relación empuje/peso superior a uno;
- las velocidades de crucero son bajas;
- el margen de maniobra es limitado;
- las aeronaves con despegue vertical tienen capacidades de maniobra muy bajas durante el despegue y el aterrizaje;
- 15 - las aeronaves con despegue vertical logran la transición del vuelo vertical al horizontal con dificultad;
- las cargas son relativamente pequeñas.

El documento GB898358 se refiere a una aeronave de despegue vertical.

Los documentos US3752419 y DE2445495A1 se refieren a una aeronave.

El documento DE19630026 se refiere a objetos voladores para vuelos orbitales y terrestres.

- 20 También se conoce por la patente RO110221 un perfil aerodinámico portante que puede ser utilizado en la industria aeroespacial.

En el documento RO110221 se describe un perfil aerodinámico según las reivindicaciones 1-3 de dicha patente, perfil que está definido, en definitiva, por un armazón arbitrario $s(x)$ en una cuerda unitaria $[0,1]$ y una función diferenciable positiva $g(x)$ en dicho intervalo, que representa la mitad del espesor del perfil, cumpliendo el perfil aerodinámico en cualquier sección vertical las siguientes dos condiciones:

- 25
- i) el semiespesor es tangencial al esqueleto en los bordes de ataque y recorrido;
 - ii) el perfil es bidireccional, es decir, es simétrico con respecto al eje perpendicular al centro de la cuerda, es decir, $s(x) = s(1-x)$ y $g(x) = g(1-x)$.

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

- 30 La divulgación elimina muchos de los inconvenientes mencionados permitiendo la posibilidad de lograr una aeronave con capacidad de despegue y aterrizaje vertical, simple, económica, rápida y maniobrable, con una transición suave del vuelo vertical al horizontal y con mayor autonomía de vuelo.

La divulgación resuelve muchos de los inconvenientes de la técnica anterior al proporcionar una aeronave y un método para operarla de acuerdo con las reivindicaciones independientes y las reivindicaciones dependientes de las mismas.

- 35 Más concretamente, en un primer aspecto, la divulgación proporciona una aeronave con despegue y aterrizaje vertical según la reivindicación 1.

Un aspecto preferido de la presente divulgación está representado por una aeronave según la reivindicación 2.

La aeronave según la divulgación puede volar elevándose tres modos de elevación, a saber:

- 40
- el vuelo en modo de elevación producido por las hélices verticales entubadas, siendo este tipo de elevación característico de las fases de aterrizaje y despegue del aparato, y su relación empuje/peso es superior a uno;
 - el vuelo en modo elevación dinámica producido por hélices horizontales entubadas durante el cual la máquina se mantiene en el aire debido a la fuerza de sustentación resultante de sus movimientos en el aire y la relación empuje/peso es inferior a uno;

- volar bajo el modo de elevación conjunta obtenido utilizando tanto las hélices verticales entubadas como las hélices horizontales entubadas, siendo este régimen característico para la transición del despegue al crucero y de la etapa de crucero al aterrizaje, y la relación empuje/peso del aparato es variable, pasando de valores altos a valores bajos y viceversa.

- 5 En un segundo aspecto, la divulgación describe un método de operación de la aeronave según la divulgación que comprende la descripción de las etapas de despegue, aterrizaje y vuelo de crucero reservado, la descripción de las maniobras necesarias para realizar estas etapas y la descripción de otras maniobras de las que el aparato volador es capaz.

- 10 Otras características de la aeronave y su procedimiento operativo, de acuerdo con la presente divulgación, son objeto de las reivindicaciones dependientes adjuntas.

La aeronave con despegue y aterrizaje vertical según la divulgación tiene las siguientes ventajas:

despega y aterriza verticalmente;

en modo crucero, la aeronave vuela con una relación empuje/peso inferior a uno como los aviones;

- 15 presenta un bajo consumo de combustible gracias al accionamiento de propulsión híbrido (para versiones equipadas con este sistema);

tiene capacidades de maniobra superiores a las de todas las aeronaves conocidas;

tiene muy buenas características de vuelo en todos los modos de vuelo (subsónico, transónico y supersónico);

tiene bajos costos de fabricación debido al concepto de simetría;

es ligera y no necesita superficies de control ni control aerodinámico;

- 20 tiene una alta fiabilidad en la operación;

tiene una operación de seguridad elevada.

La aeronave puede tener múltiples usos en versiones pilotadas o no tripuladas (UAV, por sus siglas en inglés) unidad de vuelo de personal, transporte de pasajeros, viajes aéreos, taxi aéreo, vigilancia aérea, cartografía, entrega rápida de materiales, aplicaciones militares con aparatos pilotados o UAV, aeronaves para vuelo suborbital, etc.

- 25 Estas y otras características de la presente divulgación quedarán claras a partir de la siguiente descripción de algunos aspectos que no pretenden limitar la divulgación, en donde las Figuras 1-41 son:

la Figura 1 es una vista general del aparato según la divulgación en el aspecto con el sofito plano y los motores de propulsión horizontales exteriores;

la Figura 2 es conocida en la técnica (RO110221) y representa un perfil aerodinámico de dos vías/bidireccional;

- 30 la Figura 3 es una vista del aparato mostrado con la sección principal a lo largo del eje de vuelo y una segunda sección a través de uno de los propulsores horizontales;

la Figura 4 es una vista desde arriba de la disposición de las hélices entubadas en dirección vertical con respecto al eje de vuelo y transversal, y los sentidos de rotación de las mismas;

la Figura 5 es una sección a través de una hélice entubada vertical;

- 35 la Figura 6 es una vista del posicionamiento del eje de las hélices verticales con respecto al eje central de simetría del aparato;

la Figura 7 es una versión con ocho hélices de elevación verticales, divididas en cuatro pares;

la Figura 8 es una vista del sofito de la aeronave con la disposición de las hélices entubadas horizontales en la versión en la que éstas están situadas fuera del cuerpo portante;

- 40 la Figura 9 es una sección a través del cuerpo portante en su versión de sofito perfilado con las hélices entubadas horizontales situadas dentro del cuerpo;

la Figura 10 es un aspecto con los motores de las hélices entubadas horizontales situados cerca del eje de vuelo y las toberas vectoriales espaciadas;

- 45 la Figura 11 es una vista que muestra los conos en cuyo interior se puede orientar el chorro a través de las toberas vectoriales;

- la Figura 12 es una ilustración de un aspecto del módulo electrónico de control y gestión de vuelo con ambos componentes de la unidad piloto ubicados sobre un mismo soporte móvil que puede bascular a lo largo del eje de vuelo;
- la Figura 13 es una ilustración de la derivación del ángulo de incidencia del aparato;
- 5 la Figura 14 es otra ilustración de la derivación del ángulo de incidencia;
- la Figura 15 es una presentación esquemática de las principales fases del proceso de vuelo;
- la Figura 16 es una vista general de cómo obtener un movimiento de cabeceo utilizando las toberas vectoriales;
- la Figura 17 muestra un movimiento de guiñada a la izquierda utilizando toberas vectoriales;
- la Figura 18 muestra un movimiento de guiñada a la derecha utilizando toberas vectoriales;
- 10 la Figura 19 muestra un movimiento de balanceo a la derecha utilizando toberas vectoriales;
- la Figura 20 muestra un movimiento de balanceo a la izquierda con las toberas vectoriales;
- la Figura 21 es un aspecto de la aeronave en el que ésta está provista de hélice entubada transversal bidireccional posicionada dentro del cuerpo portante perpendicular al eje de vuelo;
- 15 la Figura 22 muestra un aspecto de la aeronave en el que ésta está provista de hélices entubadas transversales unidireccionales situadas fuera del cuerpo portante en sus costados;
- la Figura 23 muestra un aspecto de la aeronave en el que ésta está provista de motores cohete acoplados cada uno de ellos con una hélice entubada formando juntos pares mixtos de propulsores;
- 20 la Figura 24 muestra un aspecto de la aeronave en el que ésta está provista de las hélices de maniobra bidireccionales horizontales y verticales dispuestas dentro del cuerpo portante y las hélices entubadas verticales están cerradas con escotillas;
- la Figura 25 muestra la maniobra combinada de guiñada con traslación horizontal realizada utilizando hélices de maniobra horizontales;
- 25 la Figura 26 muestra un aspecto de la aeronave que está provista de hélices de maniobra bidireccionales horizontales y verticales, las hélices de maniobra verticales están situadas en X, y las del sistema de despegue y aterrizaje vertical están situadas en cruz;
- la Figura 27 muestra un aspecto de la aeronave en el que ésta está provista de las hélices de maniobra bidireccionales horizontales y verticales, estando situadas en X tanto las hélices de maniobra verticales como las de despegue y aterrizaje vertical;
- 30 la Figura 28 muestra un aspecto de la aeronave en el que ésta está provista de dos hélices de maniobra bidireccionales horizontales perpendiculares al eje de vuelo;
- la Figura 29 muestra un aspecto de la aeronave en el que ésta está provista de hélices verticales entubadas con hélices de maniobra bidireccionales únicamente;
- la Figura 30 muestra el aspecto de la aeronave en el que la propulsión horizontal se realiza con motores turbo reactores;
- 35 la Figura 31 muestra el aspecto de la aeronave en el que la propulsión horizontal se realiza con motores pulsorreactores;
- la Figura 32 muestra el aspecto de la aeronave con propulsión híbrida horizontal, donde el motor térmico es uno clásico de tipo pistón o un motor rotativo Wankel;
- 40 la Figura 33 muestra el aspecto de la aeronave con propulsión híbrida horizontal, donde el motor térmico es un turbo reactor en el aspecto de construcción de tipo turboeje;
- la Figura 34 muestra el aspecto de la aeronave para vuelo a altitudes muy grandes equipada con motor cohete de alcance y motores estatorreactores para propulsión horizontal y motores cohete con modo de re arranque frecuente para maniobras verticales y laterales;
- 45 la Figura 35 muestra una versión de aspecto de la aeronave para vuelo en altitudes suborbitales provista de un motor cohete de alcance para despegue y motores cohete para propulsión horizontal y motores cohete con modo de re arranque frecuente para maniobras verticales y laterales;

la Figura 36 muestra un ejemplo de perfil para aeronave suborbital con el sofito perfilado para reingreso a la atmósfera;

la Figura 37 ilustra las fases principales del proceso de vuelo suborbital;

la Figura 38 muestra el aspecto del aparato con amplificadores de aire (eyectores Coanda);

la Figura 39 es una ilustración de cómo funciona el equilibrio del aparato mediante un movimiento tridimensional de algunos componentes dentro del cuerpo portante;

la Figura 40 muestra un cuerpo de soporte con perfil variable;

la Figura 41 muestra un detalle de la unión del panel con una cubierta móvil.

Los aspectos de la divulgación se describirán más abajo con referencia a los dibujos.

La aeronave con despegue y aterrizaje según la divulgación se muestra en una vista general en la Figura 1. La Figura 2 muestra el perfil aerodinámico descrito en la patente RO110221 según el estado actual de la técnica.

En la Figura 3 se muestra una sección principal a lo largo del eje de vuelo y una sección secundaria en uno de los propulsores horizontales. La aeronave comprende un cuerpo portante circular 1 de perfil bidireccional aerodinámico, una plataforma interior 2 situada sobre la cuerda del perfil bidireccional, al menos cuatro hélices verticales entubadas ("ventiladores entubados"), tres dispuestas simétricamente desde el centro del cuerpo portante, desde el eje de vuelo de la aeronave y desde su eje transversal horizontal, 4 hélices entubadas horizontales, que están situadas horizontal y paralelamente simétricas al eje de vuelo del aparato; dos toberas vectoriales 5 orientables tridimensionalmente, una para cada una de las hélices entubadas horizontales, siendo accionadas cada una de las dos toberas por medio de dos accionadores y y z, uno de los cuales, y, realiza el movimiento horizontal, y el otro, z, el movimiento vertical de la tobera, un grupo de acumuladores eléctricos 6, un módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo, seis reguladores 8 de velocidad, cada de los cuales da servicio a una hélice entubada y un tren de aterrizaje 9. La aeronave con despegue y aterrizaje vertical, en su versión no tripulada, se puede controlar desde tierra mediante un radiocontrol remoto 10 o en su versión con piloto se puede pilotar con los medios de a bordo.

El cuerpo portante 1, que tiene función tanto de ala como de fuselaje, tiene una forma circular simétrica y tiene como objetivo principal, después de alcanzar una cierta velocidad horizontal de la aeronave, asegurar su capacidad de carga aerodinámica. El perfil del cuerpo portante de la Figura 2 pertenece a la familia de perfiles aerodinámicos descritos en la patente RO110221 y está definido por un armazón arbitrario $s(x)$ sobre una cuerda unitaria $[0,1]$ y una función positiva y diferenciable $g(x)$ sobre el intervalo mencionado, que es la mitad del espesor del perfil, cumpliendo las dos siguientes condiciones en cualquier sección vertical:

i) el semiespesor es tangencial al esqueleto en los bordes de ataque y recorrido:

ii) el perfil es bidireccional, es decir, simétrico con respecto al eje perpendicular al centro de la cuerda, es decir, $s(x) = s(1-x)$ y $g(x) = g(1-x)$.

El cuerpo portante 1 está provisto de aberturas perfiladas i , tanto en el exterior como en el interior, que proporcionan tanto la entrada de aire a las hélices entubadas verticales 3 como la eyección del mismo. En la parte inferior del cuerpo portante 1, las dos hélices entubadas horizontales 4 están situadas paralelas y simétricamente con respecto al eje de vuelo predeterminado, pero, según el perfil aerodinámico elegido, también pueden estar situadas dentro del cuerpo portante 1.

En el interior del cuerpo portante 1, sobre su cuerda, se encuentra la plataforma interior 2. Ésta está situada sobre la cuerda del perfil aerodinámico y está diseñada para proporcionar el soporte necesario para el montaje de los componentes de la unidad y conferirles rigidez. Así, en la plataforma interior 2 está situado el grupo de acumuladores eléctricos 6, el módulo electrónico 7 de vuelo, los reguladores 8 de velocidad así como fijaciones para hélices entubadas verticales 3. Para el buen equilibrio de la aeronave, el módulo electrónico 7 de vuelo y el grupo de acumuladores eléctricos 6 estarán situados y agrupados simétricamente alrededor del eje vertical del aparato, en concreto en la plataforma interior 2. Si el perfil de la parte inferior del cuerpo portante es plano, el interior del sofito constituye la plataforma interior 2.

Las hélices entubadas verticales 3, conocidas como hélices aerodinámicas o "ventiladores entubados", están dispuestas simétricamente con respecto al eje central vertical del cuerpo portante 1 y simétricamente con respecto al eje de vuelo y al eje transversal, perpendicular al vuelo y a través del centro del cuerpo portante 1 - Figura 4.

Los sentidos de rotación de las hélices verticales entubadas 3 y su ubicación son similares a los de los cuadricópteros "X", siendo el sentido de rotación de las hélices a y c el mismo, opuesto al de las hélices 3b y 3d; y las líneas que unen las hélices entubadas a y c, o b y d respectivamente se cortan en el centro de simetría del cuerpo portante 1. Las hélices entubadas verticales 3 están formadas por un tubo que aerodinamiza el conjunto formado por la propia hélice y el motor eléctrico que acciona la hélice - Figura 5. Las hélices entubadas verticales 3 están situadas lo más lejos posible de los ejes del cuerpo portante 1 y lo más cerca posible de sus bordes, pero de manera que siguen siendo totalmente aerodinámicas dentro de la estructura del cuerpo 1 para no generar turbulencias significativas y así afectar

menos al área disponible para generar flotabilidad. Las hélices verticales 3 son accionadas por motores eléctricos, pero en ciertos aspectos también se pueden utilizar los motores térmicos con pistón o los motores de tipo Wankel, o en algunos aspectos incluso se pueden utilizar turborreactores para anular la unidad de motor eléctrico-hélice.

Las hélices entubadas verticales 3 están diseñadas para garantizar el despegue y el aterrizaje vertical de la aeronave, para mantener su sustentación cuando el cuerpo de la aeronave no genera suficiente desplazamiento de fuerza de carga para garantizar el funcionamiento del aparato en este modo de elevación, pero también para proporcionar determinadas maniobras en el modo de crucero de la aeronave. Los motores eléctricos de los motores de hélices entubadas son alimentados por el grupo de acumuladores eléctricos 6. La potencia de los motores de hélices entubadas verticales 3 debe proporcionar una relación empuje/peso superior a uno para que la aeronave pueda despegar y aterrizar verticalmente. El mando de las hélices entubadas verticales 3 es realizado por el módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo y por los reguladores 8 de velocidad. Como estas hélices entubadas deben proporcionar una fuerza de tracción suficiente para el despegue, con el fin de aumentar su eficiencia ("carga de disco") unos labios de las entradas y salidas, m y n - Figura 5 - estarían conformados de tal manera que mediante el efecto Coanda aumenten la capacidad de aspiración de aire en la superficie de la superficie superior y al mismo tiempo la corriente evacuada para tener una mayor área de dispersión. Además, para aumentar la estabilidad del aparato, el eje de las hélices entubadas verticales 3 puede estar inclinado en un ángulo que se corresponda uniformemente con el eje central vertical del cuerpo portante 1 - Figura 6.

Además, con el fin de lograr grandes corrientes de aspiración más eficientes en el sofíto del cuerpo de vuelo para generar una mejor distribución de la baja presión en su superficie, se pueden utilizar ocho hélices entubadas verticales 3 dispuestas en cuatro pares simétricamente alrededor de los ejes de la máquina, las hélices componentes de un par tienen sentidos de rotación idénticos, los pares opuestos tienen el mismo sentido y los incluidos sentidos opuestos - Figura 7. Lograrán una absorción más eficaz del aire desde el lado superior de la aeronave y aumentarán notablemente la potencia de tracción vertical de la máquina, sin añadir demasiado peso extra. Las hélices componentes de un par tienen un orden común, funcionan a la misma velocidad y, de esta manera, la aeronave conserva las mismas características de vuelo que con las cuatro hélices.

Además se ha de señalar que la aeronave también puede volar con un mayor número de hélices entubadas verticales que pueden funcionar de forma agrupada tal como se ha descrito más arriba. Utilizando un mayor número de hélices entubadas verticales 3 se producirá una elevación distributiva estática.

Para algunas versiones de la aeronave se pueden utilizar hélices bidireccionales accionadas por motores eléctricos reversibles. De este modo, las hélices entubadas verticales 3 pueden dirigir el chorro tanto hacia abajo como hacia arriba, aumentando así las capacidades de maniobra de la aeronave. Por lo tanto, la máquina puede girar alrededor de su eje de vuelo y realizar un vuelo invertido utilizando las hélices bidireccionales entubadas verticales 3, que invierten su sentido de rotación mientras giran la aeronave alrededor del eje de vuelo, después de que su ángulo de giro supere los 90 grados con respecto al plano horizontal. Además, de la misma manera, la aeronave también puede girar alrededor del eje transversal. En la técnica se sabe que dichas maniobras son características de un cuadricóptero equipado con motores reversibles y hélices bidireccionales.

Las hélices entubadas horizontales 4 están dispuestas horizontalmente simétricas a ambos lados del eje de vuelo predeterminado y paralelas al mismo - Figura 8. Las hélices entubadas horizontales 4 sirven para propulsar la aeronave horizontalmente. Estas hélices entubadas proporcionan tracción horizontal a la aeronave con el fin de obtener una fuerza de elevación que permita establecer una sustentación dinámica durante su movimiento horizontal con una velocidad correspondiente. Las hélices entubadas horizontales 4 pueden estar ubicadas fuera del cuerpo portante montadas sobre el sofíto de la aeronave cuando es plano, pueden estar situadas completamente dentro del cuerpo portante, con la tobera vectorial 5 fuera del mismo cuando el sofíto está perfilado tal como se muestra en la Figura 9, o pueden estar ubicadas en parte dentro y en parte fuera del cuerpo que las soporta. En caso de que las hélices entubadas horizontales 4 estén situadas fuera del cuerpo portante 1, pueden estar montadas paralelas a la plataforma interior 2, cuya parte exterior constituye el sofíto del cuerpo portante 1, o pueden estar montadas inclinadas en un ángulo tal que, durante el vuelo en modo de crucero, la aeronave puede tener un ángulo de incidencia óptimo y la orientación del eje de las hélices entubadas horizontales 4 coincide con la dirección de vuelo de la aeronave.

Las hélices entubadas horizontales 4 tienen una estructura similar a las verticales, pero con las siguientes diferencias: los tubos son más largos, las entradas son perfiladas para la entrada de aire a alta velocidad y en la parte trasera están provistas de toberas vectoriales convergentes para la eyección 5.

Los sentidos de rotación de las hélices horizontales 4 son opuestos para cancelar cualquier punto espurio. Dado que las hélices entubadas 4 se utilizan en vuelo de crucero, su empuje se elegirá en función de las prestaciones deseadas. Si la aeronave es pequeña y está destinada a vuelos de corta distancia, las hélices horizontales 4 pueden ser accionadas por motores eléctricos, y para largas distancias los motores eléctricos pueden ser reemplazados por motores térmicos de pistón o motores de tipo Wankel 11 o sistemas de accionamiento híbridos 12. Para alta velocidad, las hélices entubadas horizontales 4 pueden ser reemplazadas por motores turborreactores 13 o incluso motores estatorreactores o motores cohete. Una versión de motor alternativa para velocidades de crucero medias es el motor pulsorreactor -14. Estas versiones se describirán por separado.

Para un mejor equilibrio de la aeronave, los motores de las hélices entubadas horizontales pueden estar dispuestos, como se muestra en la Figura 10, en la proximidad del eje vertical central de la aeronave, y las toberas vectoriales estarán dispuestas a mayor distancia entre sí, con el fin de generar de manera más eficiente los momentos requeridos para el manejo de la aeronave y, por lo tanto, los tubos de las hélices entubadas tendrán una forma curva. Este aspecto es más adecuado cuando las hélices entubadas están ubicadas dentro del cuerpo portante.

La Figura 11 presenta un aspecto de la aeronave en el que las toberas vectoriales 5 muestran una forma convergente y pueden moverse simultáneamente tanto vertical como horizontalmente y pueden guiar el chorro en cualquier dirección incluida dentro de unos conos p , cuyos generadores se encuentran en los ejes de las hélices entubadas 4. El ángulo del generador de estos conos está tecnológicamente limitado por el tipo y el método de construcción de las respectivas toberas vectoriales. La longitud de las hélices entubadas 4 será lo suficientemente grande para que la corriente que discurre a través de las toberas vectoriales 5 no interactúe con el borde del cuerpo portante 1. Las toberas se mueven horizontal y verticalmente mediante dos accionadores y y z , que mueven la tobera en planos verticales y horizontales con palancas. Este aspecto de la realización de toberas vectoriales es conocido en la técnica actual, pero también pueden usarse toberas vectoriales más complejas como las que usan las aeronaves a reacción con este tipo de tracción.

Las toberas vectoriales 5 están diseñadas para asegurar las principales maniobras de la aeronave en modo de vuelo en elevación dinámica producida por hélices entubadas horizontales 4.

El grupo de acumuladores eléctricos 6 tiene la función de garantizar la electricidad necesaria para hacer funcionar todos los motores y dispositivos eléctricos y electrónicos de a bordo. El grupo de acumuladores eléctricos 6 puede funcionar como una sola fuente para todas las unidades de motores, o cada motor como fuente de energía puede tener un acumulador separado o un grupo de acumuladores separado. La potencia total de los acumuladores eléctricos debe ser suficiente para proporcionar energía para hacer funcionar los dispositivos eléctricos y electrónicos de a bordo con el fin de proporcionar la potencia necesaria para el despegue a los motores de las hélices verticales simultáneamente con la potencia necesaria para los motores de las hélices horizontales para la propulsión hasta alcanzar la velocidad de crucero después de ello, la electricidad que ha de ser consumida solo para mantener la velocidad de crucero, para maniobrar el vuelo y operar dispositivos eléctricos y electrónicos, conservación marcada de energía eléctrica almacenada suficiente para volver al modo de elevación y realizar maniobras de aterrizaje. Dado que la aeronave requiere una mayor potencia para la fase de despegue, esto implica una rápida tasa de descarga de los acumuladores y, para satisfacer esta necesidad, de forma concomitante con acumuladores eléctricos también se pueden utilizar supercondensadores. Éstos son ligeros y tienen una energía de alta densidad y proporcionan a corto plazo la energía eléctrica requerida durante el despegue y hasta alcanzar la velocidad de crucero. Los acumuladores eléctricos pueden ser sustituidos por cualquier fuente que pueda proporcionar electricidad y sea apta para dicho uso. Un ejemplo son las pilas de combustible ligeras.

La función del módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo consiste en recibir las órdenes de a bordo o de tierra a través de una interfaz de receptor/transmisor, interpretarlas y luego ordenar electrónicamente los conjuntos y los dispositivos de la aeronave para que puedan cumplir fielmente las órdenes del piloto. El módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo puede construirse para este fin o puede consistir en unidades piloto con plataformas de código abierto que ya están en el mercado, como Arduino/Ardupilot, OpenPilot, Paparazzi, Pixhawk, Aeroquad, Mikrokopter, KKMulticopter, etc. Básicamente, el módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo consiste en una plataforma electrónica que contiene un microprocesador electrónico, memoria electrónica e interfaces para datos de entrada/salida que juntos forman un complejo programable, es decir, un denominado ordenador de a bordo. Además de este ordenador de a bordo, el módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo también contiene los siguientes dispositivos electrónicos básicos: giroscopio, acelerómetro, magnetómetro, barómetro. A través de otras interfaces y puertos de entrada/salida, el módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo también se puede conectar a otros dispositivos adicionales, como dispositivos ultrasónicos para medir la distancia desde el suelo, dispositivos GPS, Bluetooth, WiFi, cámaras de video, etc. y también puede recibir datos de monitoreo sobre la velocidad del motor, los sensores de temperatura, sensores de carga de la batería, etc. A través de las interfaces de salida, el módulo electrónico 7 de vuelo transmite comandos a los reguladores 8 de velocidad y por defecto al motor de las hélices entubadas 3 y 4 y las toberas 5 según las órdenes recibidas del piloto y también puede recibir información de retroalimentación de los mismos a través de los puertos de entrada/salida.

Generalmente, las unidades piloto existentes en el mercado ya están equipadas con varias funciones de autoestabilizador del aparato y mantienen automáticamente ciertas características de vuelo, como por ejemplo la estabilización giroscópica o el mantenimiento automático de la altitud de viaje o la distancia desde el suelo, la velocidad de viaje, etc.

Para facilitar la unidad de operación y su construcción y para utilizar las unidades piloto ya existentes en el mercado, el módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo puede estar compuesto principalmente por dos unidades piloto tal como se han descrito más arriba, la primera de ellas 15 gestionará la sustentación de la aeronave en modo cuadricóptero que ordena las hélices entubadas verticales 3, y la segunda unidad piloto 16 se utilizará para controlar la propulsión horizontal, es decir, las hélices entubadas horizontales 4 y las toberas 5. Las dos unidades piloto pueden ser ordenadas de forma independiente por el piloto u operar de forma unitaria a través de una interfaz que transmite datos entre las dos unidades y que integra y coordina las instalaciones.

Las dos unidades piloto estarán situadas en el centro de simetría de la aeronave, orientadas a lo largo del eje de vuelo de la aeronave según las indicaciones del fabricante, y dispuestas conjuntamente una sobre otra. Dichas unidades piloto irán montadas sobre un soporte móvil 17 que puede bascular hacia el eje horizontal de la aeronave en la dirección del eje de vuelo con un ángulo modificable mediante un servomotor 18 - Figura 12. Se puede realizar un aspecto mediante el cual el soporte móvil 17 puede inclinarse en cualquier dirección, estando el soporte situado sobre un sistema de cardanes pivotantes en tres ejes.

Dado que las dos unidades están dispuestas en planos paralelos y montadas conjuntamente, los sensores de las respectivas unidades tienen los mismos valores y, por lo tanto, la aeronave mantendrá su trayectoria y posición cuando se produzca el intercambio de gestión de vuelo entre las dos unidades.

El módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo se comunica con el piloto bien por medios directos, si el piloto está a bordo, bien a través de una interfaz de receptor/transmisor (radio/GSM/etc.) que se comunica con la estación de control ubicada en tierra.

La aeronave puede realizar vuelos autónomos preprogramados sin necesidad de intervención humana durante el vuelo.

El módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo estará programado para que, al disminuir la velocidad horizontal a la que la fuerza electromagnética se vuelve inferior al peso, dicho módulo ordene automáticamente la entrada en funcionamiento de hélices entubadas verticales 3 para complementar la fuerza de elevación o para transición total al régimen de vuelo de elevación producido por las hélices entubadas verticales 3. Esta orden se activará cuando los sensores del módulo noten un descenso de la altitud que no se deba a órdenes del piloto. Además, el módulo de vuelo electrónico estará programado para que, durante el vuelo de crucero, avise al piloto (ya sea en tierra o a bordo) si accidentalmente la cantidad de electricidad a bordo se vuelve insuficiente para cumplir con el vuelo y, si el piloto ignora estas advertencias, el módulo de vuelo iniciará automáticamente el procedimiento de aterrizaje independientemente de las órdenes del piloto.

Como medida de seguridad adicional de la aeronave, ésta también puede estar provista de un paracaídas de aterrizaje que se activa automáticamente en caso de problemas debido a los cuales ya no se pueda realizar un aterrizaje seguro con los medios de a bordo.

Los reguladores 8 de velocidad están diseñados para asegurar el funcionamiento de los motores eléctricos de las hélices entubadas de acuerdo a las órdenes transmitidas por el piloto a través del módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo. Dado que nos referimos a una aeronave, estos reguladores de velocidad serán seleccionados o contruidos teniendo en cuenta tener en cuenta los coeficientes de seguridad necesarios para el funcionamiento seguro de los motores.

El tren de aterrizaje 9 es para promover el contacto entre la aeronave y el suelo. Será lo suficientemente alto para evitar la formación de turbulencias no deseadas en el sofíto de la aeronave durante la fase de despegue. Preferiblemente, será retráctil en su totalidad. Además, puede estar provisto de ruedas.

El radiocontrol remoto 10 está diseñado para transmitir a través de ondas de radio los comandos del piloto con base en tierra (en el aspecto en el que la aeronave es operada desde tierra).

El procedimiento de vuelo es el siguiente:

La primera fase del vuelo es el despegue vertical de la aeronave. Por orden del piloto en tierra o a bordo se inicia la fase de despegue apagando las hélices entubadas verticales 3, sin encender las horizontales 4. En esta fase del vuelo, la aeronave despegue y se maneja básicamente como un cuadricóptero/multicóptero clásico volando en régimen de elevación utilizando las hélices verticales. La forma de obtener las maniobras en este régimen de vuelo es conocida en el estado actual de la técnica y, por lo tanto, los movimientos de cabeceo, balanceo, guiñada y las traslaciones horizontales pueden obtenerse como en cualquier cuadricóptero cambiando asimétricamente las velocidades de las hélices entubadas verticales 3 y obteniendo traslación vertical mediante el aumento o disminución simultáneos de las velocidades de las hélices verticales entubadas 3. Esta fase de vuelo se gestiona a través de la unidad piloto 15 del módulo 7.

La segunda fase del vuelo es la transición del modo de elevación obtenido utilizando hélices entubadas verticales, al modo de elevación dinámico obtenido al alcanzar una fuerza de sustentación resultante de mover la aeronave por el aire utilizando las hélices entubadas horizontales. Para una entrada rápida en el modo de elevación dinámica es necesario obtener el ángulo de incidencia adecuado. Este cambio del ángulo de incidencia se puede lograr de tres formas:

- La primera forma de cambiar el ángulo de incidencia se obtiene inclinando el módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo, que comprende dos unidades piloto 15 y 16, con un ángulo deseado a con respecto a la plataforma interior 2 a la dirección de vuelo predeterminada, cambiando así el punto de referencia de horizontalidad de las unidades piloto. Dado que las unidades piloto en el mercado están programadas de fábrica para mantener la horizontalidad del suelo, la unidad piloto 15 ordenará i aumentar la velocidad de las hélices a y b ,

simultáneamente con la disminución de la velocidad de las hélices *c* y *d*, lo que conducirá a la inclinación de la aeronave con el mismo ángulo α y un movimiento hacia atrás de la aeronave. Para compensar este movimiento hacia atrás de la máquina, mientras se inclina la unidad piloto 15, las hélices entubadas horizontales 4, cuyas toberas vectoriales permanecen en una posición neutra, aumentan su velocidad a un valor en el que la componente horizontal de la fuerza táctil supera a la componente horizontal de la fuerza de tracción que resulta de la velocidad asimétrica de las hélices verticales que mueven la aeronave hacia atrás, lo que da como resultado un movimiento hacia adelante de la aeronave con el ángulo de incidencia deseado como se muestra en la Figura 13. Si la unidad piloto 15 tiene la función de mantenimiento de altitud activa, se puede lograr una compensación de todas las fuerzas de tracción desarrolladas por las hélices de la aeronave y su peso logrando así un vuelo estacionario ordenado con un ángulo de inclinación α (alfa).

- la segunda forma de obtener el ángulo de incidencia es similar a la primera, solo que, simultáneamente con la inclinación del módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo, se orienta hacia arriba con el mismo ángulo y las dos toberas vectoriales 5 - Figura 14.

En esta fase de vuelo, la gestión de vuelo se transfiere de la unidad piloto 15 a la unidad piloto 16. Dado que la unidad piloto 15 y la unidad piloto 16 tienen el mismo ángulo de inclinación, en la transferencia de la gestión de vuelo entre las dos unidades piloto se mantendrán la trayectoria y la posición de la aeronave.

La tercera fase del vuelo es la del vuelo en modo de elevación dinámica. En esta fase, las hélices entubadas horizontales 4 impulsarán la aeronave con una velocidad mayor o igual que la velocidad a la que se obtiene la sustentación dinámica y, al conseguir esta velocidad, la velocidad de las hélices entubadas verticales 4 se reducirá a cero, dado que ya no se requieren para lograr la sustentación.

Las maniobras principales de la aeronave se realizarán mediante toberas vectoriales 5 y sólo para algunas maniobras adicionales se podrán utilizar también las hélices verticales 3. En esta etapa del vuelo, la gestión del vuelo se hará a través de la unidad piloto 16.

La cuarta fase de vuelo es la transición del vuelo en modo de elevación dinámica al modo de vuelo de elevación producido por las hélices verticales. Después de disminuir la velocidad de la aeronave al valor en el que disminuye la sustentación dinámica, la aeronave cambia automáticamente mediante el módulo electrónico 7 de control y gestión de vuelo al otro modo de elevación que es el que se obtiene al encender las hélices entubadas verticales 3. Las hélices verticales funcionarán simultáneamente con las horizontales 4 durante un período de tiempo hasta que finalmente reduzcan su empuje a cero. Durante este tiempo, el módulo 7 se encuentra en un plano paralelo a la plataforma interior 2 para obtener un ángulo de incidencia cero de la aeronave, orientándose la aeronave paralelamente al suelo. En esta fase de vuelo, la gestión de vuelo se transfiere de unidad de la unidad piloto 16 a la unidad piloto 15.

La quinta fase de vuelo es la de aterrizaje vertical, el dispositivo aterrizará de la forma ya conocida de cualquier cuadricóptero/multicóptero utilizando únicamente las hélices entubadas verticales 3. Esta fase de vuelo se gestiona a través de la unidad piloto 15. Las cinco fases principales del procedimiento de vuelo se ilustran en la Figura 15.

Adicionalmente se señala que, si la aeronave está equipada con un tren de aterrizaje provisto de ruedas, puede despegar y aterrizar como un avión clásico.

Durante el vuelo en modo de elevación dinámica, las maniobras principales de la aeronave se realizarán utilizando las toberas vectoriales 5. Por lo tanto, por medio de su orientación simultánea en la misma dirección verticalmente hacia arriba o hacia abajo, se obtiene el movimiento de cabeceo - Figura 16. Dirigiendo las toberas vectoriales horizontalmente a la izquierda se obtiene el movimiento de giro a la izquierda de la aeronave - Figura 17, y orientando las toberas horizontalmente a la derecha se obtiene el movimiento de giro a la derecha de la aeronave - Figura 18. Al orientar las toberas vectoriales simultáneamente en direcciones opuestas verticalmente se logra el movimiento de balanceo de la aeronave. Por lo tanto, al orientar hacia arriba la tobera vectorial derecha, mientras que la izquierda se orienta hacia abajo, se obtiene el movimiento de balanceo hacia la derecha, como se muestra en la Figura 19, y al orientar la tobera derecha hacia abajo mientras se dirige la izquierda hacia arriba, se obtiene el movimiento de balanceo de la aeronave hacia la izquierda, como se muestra en la Figura 20. A través de la orientación simultánea de las toberas vectoriales en cualquier dirección dentro del cono ρ se obtienen movimientos combinados tal como se ha descrito más arriba.

El giro de la aeronave también puede lograrse mediante la tracción asimétrica de las hélices entubadas horizontales, pero esta maniobra se utilizará únicamente en casos de emergencia, cuando el giro no pueda lograrse por los medios arriba descritos. En caso de fallo del motor de hélice horizontal, la tracción asimétrica resultante del mismo se puede compensar mediante toberas vectoriales orientadas hacia el lado opuesto de la parte en la que se encuentra el motor específico dañado de manera similar, maniobra similar a la maniobra de compensación de los aviones clásicos que utilizan dirección de deriva.

Durante el régimen de vuelo de elevación dinámica, la maniobrabilidad de la aeronave puede ser complementada por las hélices entubadas verticales 3, que pueden realizar maniobras de traslación vertical u oblicua con respecto a la dirección de vuelo, sin que se modifique el ángulo de incidencia de la aeronave. Además, tres hélices entubadas verticales pueden ejecutar otros comandos durante el vuelo de crucero, lo que, combinado con las maniobras

generadas por las toberas 5, puede proporcionar una maniobrabilidad de la aeronave superior a la de las aeronaves existentes. Por lo tanto, el uso de hélices entubadas verticales bidireccionales 3 puede mejorar la maniobrabilidad de la aeronave, puede ejecutar más rápidamente maniobras tales como vuelo en bucle e invertido y trasladarse rápidamente a altitudes más bajas sin cambiar el ángulo de incidencia.

- 5 Simultáneamente con capacidades de maniobra superiores, aún puede generar capacidad de maniobra aérea adicional, inexistente en las aeronaves actuales, a saber, traslación horizontal durante el vuelo de crucero sin cambiar el ángulo de incidencia.

Mediante la disposición de una hélice bidireccional entubada transversal 19 en el plano horizontal perpendicular al eje de vuelo y pasando por el eje de simetría vertical de la aeronave, posicionada dentro del cuerpo portante 1 - Figura 21, la aeronave puede ser capaz de traslación horizontal que, en combinación con las capacidades de maniobra arriba descritas obtenidas utilizando hélices entubadas verticales 3 y los movimientos de cabeceo, balanceo y guiñada que pueden ser generados por las hélices entubadas horizontales 4 por medio de toberas vectoriales 5, puede garantizar capacidades de maniobra de la aeronave superiores a las de todas las aeronaves conocidas. Y, para poder aumentar aún más la capacidad de maniobra lateral de la aeronave, los extremos de los tubos de la hélice entubada bidireccional transversal 19 estarán provistos de toberas vectoriales tridimensionales 20 y 21 que pueden guiar en el interior de un cono z , y esta maniobra lateral completa será controlada bien independientemente de otros dispositivos de maniobra de la aeronave, bien vinculada a los mismos. Para asegurar la entrada de una cantidad suficiente de aire necesario, el tubo de la hélice entubada transversal 19 está provisto en cada extremo, en la proximidad de las toberas vectoriales, de válvulas o escotillas q y r que son accionadas por depresión hacia el interior del tubo para asegurar la entrada de una cantidad suficiente de aire que será eyectado por el otro extremo del tubo.

El tubo de la hélice transversal entubada 19, que está dispuesto perpendicular al eje de vuelo en el interior de la carcasa 1, tendrá una forma curva hacia la parte posterior exterior y el sofíto para evitar el centro de la carcasa, pero para preservar la simetría con respecto al eje de vuelo.

La hélice entubada bidireccional 19 puede ser reemplazada por dos hélices laterales entubadas unidireccionales 22 y 23 individuales ubicadas fuera del cuerpo portante 1 a ambos lados del mismo, posiblemente en algunos huecos aerodinámicos - Figura 22, que son dirigibles tridimensionalmente montándolos en dispositivos de tipo cardán. Pueden operarse individualmente o en combinación entre sí, o en combinación individual o simultáneamente con otros dispositivos de maniobra de la aeronave. Además de los movimientos de traslación lateral, estas hélices individuales entubadas pueden contribuir a otras maniobras complejas de la aeronave: traslaciones verticales o traslaciones con componentes verticales, movimientos con el componente de guiñada, movimientos de balanceo o componentes de balanceo, y también pueden ayudar a complementar la tracción o el frenado de la aeronave, etc.

Para que el dispositivo pueda realizar maniobras bruscas o incluso acelerar o frenar bruscamente, las dos hélices individuales entubadas unidireccionales transversales 22 y 23 situadas en el exterior del cuerpo portante 1 pueden ser sustituidas por dos motores cohete de re arranque, uno para cada panel lateral provisto de toberas vectoriales o con motores cohete completamente montados en un mecanismo de tipo cardán.

Si la aeronave deseada tiene que tener capacidades de despegue rápido y la capacidad de realizar maniobras repentinas, se pueden agregar motores cohete. Debido a que los motores cohete tienen un período de servicio corto, si bien pueden desarrollar una tracción muy alta, se montarán en pareja con una hélice formando prácticamente un par mixto de propulsores, por lo que en las maniobras de vuelo normal se utilizarán hélices entubadas, y si hay necesidad de despegues muy rápidos y/o ejecución de maniobras repentinas, se utilizan motores cohete r por separado o en pareja junto con hélices entubadas. Dichos motores cohete pueden proporcionar un sistema de control y reacción paralelo similar al de las naves espaciales (sistema de control de reacción - RCS, por sus siglas en inglés), que puede operar de forma independiente o conjuntamente con los otros dispositivos de maniobra de la aeronave - Figura 23.

Se pueden utilizar varios tipos de motores, tales como motores cohete monopropulsores r (por ejemplo, con hidracina o peróxido de hidrógeno), bipropulsores o de tipo de gas frío.

El frenado de la aeronave se puede realizar de tres formas:

- disminuyendo la tracción de las hélices entubadas horizontales 4 o incluso invirtiendo su rotación para las versiones de hélices bidireccionales de la aeronave utilizando toberas vectoriales 5;

50 - apuntando hacia adelante las toberas vectoriales 20 y 21, la hélice entubada bidireccional transversal 19 o las hélices entubadas unidireccionales individuales laterales 22 y 23 dependiendo del diseño de la aeronave.

Si las cuatro hélices entubadas horizontales son activadas por motores eléctricos reversibles, pueden equiparse con reguladores 8 de velocidad que pueden operar los motores en marcha atrás, generando un empuje inverso que desacelera la aeronave rápidamente. Además, la capacidad de frenado de la aeronave puede complementarse con las clásicas superficies de frenado aerodinámicas accionadas por tornillo.

En la Figura 24 se muestra un aspecto de la aeronave que permite una mayor maniobrabilidad y también permite el

cierre de las hélices entubadas verticales 3 con escotillas t durante el vuelo de crucero. Esta versión cuenta con unas hélices entubadas bidireccionales horizontales denominadas hélices 24 de maniobra horizontales que están dispuestas horizontalmente perpendiculares y simétricas en el eje de la aeronave hacia sus extremos, las hélices 24a son perpendiculares al eje de vuelo y las hélices 24b son paralelas al eje de vuelo, y cada una de estas hélices de maniobra horizontales se empareja con una hélice entubada bidireccional vertical denominada hélice 25 de maniobra vertical y que está dispuesta verticalmente en la proximidad de las hélices de maniobra horizontales y que, por lo tanto, también es perpendicular a los ejes de la aeronave. Todas estas hélices se encuentran en el interior de la carcasa de la aeronave 1. Las hélices de maniobra verticales son de menor diámetro y menor potencia que las hélices entubadas verticales 3, ya que su función principal consiste en proporcionar maniobras de traslación vertical, cabeceo o balanceo del aparato durante el modo de vuelo de elevación dinámica. Las hélices 25 de maniobra verticales están dispuestas en el denominado sistema cruzado, que está ubicado en el eje de vuelo perpendicular a éste y que está ubicado en el eje transversal y perpendicular al mismo, a diferencia de las hélices entubadas verticales 3, que están dispuestas en el sistema X. Las hélices de maniobra verticales pueden proporcionar potencia extra durante el despegue operando con las hélices verticales 3, estas últimas se cerrarán con escotillas al alcanzar la velocidad de crucero para garantizar una mejor aerodinámica de la aeronave. Dado que este aspecto permite el cierre con escotillas de las hélices verticales 3, se pueden diseñar con mayor diámetro para tener mayor eficiencia, en este caso también se pueden mejorar por medio de motores térmicos o sustituir por turborreactores, pero las hélices de maniobra serán accionadas por motores eléctricos. Las hélices 24 de maniobra horizontales proporcionarán las traslaciones horizontales de la aeronave así como sus maniobras de guiñada. Cabe señalar que las hélices 24 de maniobra horizontales pueden cambiar muy rápidamente la dirección de vuelo de la aeronave mediante una combinación de maniobra de las mismas, después de lo cual un par de hélices opuestas ejecutan una maniobra de traslación, con la misma dirección de eyección, y el otro par ejecuta un movimiento de guiñada, teniendo direcciones de eyección opuestas - Figura 25. Sin embargo, las hélices 24b de maniobra horizontales paralelas al eje de vuelo de la aeronave pueden proporcionar tracción extra cuando sea necesario para el movimiento horizontal.

En otro aspecto, la aeronave también puede tener una forma de aeronave similar al patrón que tienen las hélices de maniobra horizontales y verticales, que se puede lograr mediante la permutación de la posición de las hélices entubadas verticales 3 con la hélice 25 de maniobra vertical y las hélices 24 de maniobra bidireccionales horizontales conservan su posición como en la versión arriba descrita. Por lo tanto, las hélices entubadas verticales 3 estarán dispuestas en sistema en cruz, es decir situadas en el eje de vuelo perpendicular a éste y ubicadas en el eje transversal y perpendicular al mismo, y las hélices 25 de maniobra verticales estarán dispuestas en sistema X - Figura 26. Se ha de considerar que las hélices verticales 3 se cerrarán durante el vuelo de crucero con las escotillas t , obteniendo así una menor perturbación aerodinámica a lo largo del eje de vuelo.

Otro aspecto es la disposición tanto de las hélices entubadas verticales 3 como de las hélices 25 de maniobra en un mismo sistema en X con la colocación de las hélices 25 de maniobra bidireccionales verticales en los bordes del cuerpo portante. Así se puede lograr una mayor superficie portante y una menor turbulencia durante el vuelo de crucero - Figura 27.

Un aspecto relativamente sencillo, que dota a la aeronave de una mayor maniobrabilidad, es uno en el que las hélices entubadas verticales 3 y las hélices horizontales 4 están provistas de toberas vectoriales 5, con el añadido de sólo un par de hélices de maniobra transversales bidireccionales horizontales, concretamente las que están dispuestas perpendiculares al eje de vuelo 24a - Figura 28.

Un aspecto muy sencillo concebido para aeronaves de bajo coste de producción o para versiones radiocontroladas a baja escala, pero que aún conservan una buena capacidad de maniobra, puede obtenerse mediante la configuración del sistema de propulsión y maniobra únicamente a partir de las hélices verticales 3 que se encuentran en el aspecto bidireccional, las hélices bidireccionales transversales horizontales 24a y las hélices entubadas horizontales 4, que tienen las mismas dimensiones y características estructurales que las hélices 24a. Al renunciar a las toberas vectoriales 5 se produce una aeronave con una notable simetría y características aerodinámicas prácticamente idénticas independientemente de la dirección horizontal de viaje - Figura 29.

La aeronave se puede declinar en diversas variantes con usos muy diferentes.

En primer lugar, para aumentar la autonomía de la aeronave en los propulsores horizontales de la técnica anterior es necesario sustituir los trenes de potencia eléctrica horizontales por motores térmicos. Por lo tanto, los motores eléctricos de las hélices entubadas horizontales se sustituirán por motores térmicos convencionales de pistón o por motores tipo Wankel, o con propulsión híbrida termoelectrónica, o las hélices entubadas horizontales se sustituirán en su totalidad por motores turborreactores - Figura 30.

Por lo tanto, el número de acumuladores a bordo disminuye sustancialmente, dejando espacio para el almacenamiento de combustible líquido. Aunque se pueden utilizar motores térmicos para las hélices entubadas verticales 3, es preferible que sus motores sean eléctricos, ya que tienen una masa pequeña, un tiempo de respuesta muy corto y una alta fiabilidad. Dado que las hélices entubadas verticales 3 se utilizan al máximo solo durante un período de tiempo limitado para las fases de despegue y aterrizaje, es preferible la versión de realización eléctrica.

En cambio, para impulsar las hélices horizontales 4 es preferible utilizar motores térmicos, ya que el combustible

líquido tiene un valor mucho más alto de energía almacenada por unidad de masa (W/kg), y durante el vuelo el combustible se consume, lo que aligera la aeronave y tiene también en cuenta el hecho de que el vuelo de crucero se realiza bajo subunidad empuje/peso, de esta manera se logra un aumento sustancial de la autonomía de la aeronave. Además, los tipos de motores térmicos y, sobre todo, el uso de motores a reacción, pueden proporcionar altas velocidades de desplazamiento, incluso supersónicas.

Para aeronaves con menor velocidad, los motores térmicos pueden ser convencionales con pistón, pero especialmente rotativos de tipo Wankel, que son especialmente adecuados por su bajo peso y baja vibración. En este momento existe una gama suficientemente amplia de motores Wankel que se utilizan normalmente en el sector de los aparatos UAV.

Una variante particular del motor a reacción es el motor pulsorreactor - Figura 31. Proporciona un consumo de combustible específico bajo y ligero y una alta fiabilidad. Esta variante de motor podría utilizarse principalmente para velocidades de desplazamiento medias.

Un motor excelente adecuado para las necesidades de una aeronave de velocidad media es el híbrido termoeléctrico 11. De este modo, cada uno de los motores térmicos 10 de las hélices entubadas horizontales estará acoplado en el mismo eje de la hélice 26 con un generador-motor eléctrico 27, realizando así un conjunto de tren de potencia híbrido - Figura 32. El generador-motor eléctrico estará conectado a la hélice a través de un embrague 28, y el motor térmico a su vez estará acoplado a la hélice a través de otro embrague 29. Por lo tanto, la hélice entubada podrá ser puesta en movimiento por el motor térmico o por el eléctrico, o por ambos a la vez según el modo de vuelo. Durante el funcionamiento del motor térmico 10, cuando ambos embragues están acoplados, éste mueve simultáneamente el eje del motor-generador eléctrico 27, que puede funcionar en la primera parte del vuelo como un generador, recargando los acumuladores eléctricos 6 de a bordo. Cuando abunda la electricidad, el generador pasa a través de un dispositivo 30 de control como un motor que implica la hélice, ayudando así a aliviar la carga del motor térmico o ayudando con ello a aumentar la tracción. Cuando la cantidad de electricidad cae a un umbral predeterminado que garantizaría simultáneamente tanto la energía requerida para la maniobrabilidad del vuelo como para aterrizar la máquina desde esa altitud de vuelo, el motor volverá a cambiar a un modo generador recargando las baterías a plena capacidad. Así, durante el vuelo habrá suficiente electricidad a bordo para asegurar todas las maniobras de vuelo que requieran el aporte de motores eléctricos y también la maniobra de aterrizaje en todas las condiciones, incluyendo una emergencia. Para ello, el módulo 7 de control y gestión de vuelo se programará para gestionar el modo de funcionamiento del motor-generador de forma que garantice estos requisitos. Los dos embragues ofrecen la posibilidad de que la aeronave sea propulsada en algunos casos bien solo por el motor térmico, bien solo por el motor eléctrico. Para aeronaves más pequeñas se puede prescindir de los dos embragues, funcionando el conjunto de motor térmico/motor generador eléctrico permanentemente de forma conjunta.

Para dispositivos híbridos destinados a mayores velocidades, los motores térmicos de pistón o motores tipo Wankel podrán ser reemplazados por turborreactores 31 de tipo turboeje, husillo acoplado con motor eléctrico/generadores que operen en regímenes de altas velocidades 32 - Figura 33. El eje de los motores puede ser compartido o los dos ejes del motor térmico y el eléctrico se pueden acoplar a través de un embrague 33.

Para las aeronaves destinadas a altas velocidades y altitudes también se pueden utilizar motores cohete 34 de alcance (aceleradores) para la fase de despegue y aceleración, y en lugar de estatorreactores de hélices entubadas horizontales 4 o estatorreactores 35 de combustión supersónica - Figura 34. Además, para movimientos de traslación y otras maniobras de la aeronave, las hélices entubadas verticales 3 y la transversal 19 serán sustituidas por motores cohete 36b y 36c de re arranque, respectivamente. Los motores cohete 34 de alcance están diseñados para llevar la aeronave a la velocidad y altitud requeridas para poner en marcha los estatorreactores, y después de que estos últimos se hagan cargo de la tarea de propulsión, los motores cohete adicionales (aceleradores) se extenderán. Para maniobrar, los estatorreactores 35 están provistos de toberas vectoriales con aletas típicas de los motores cohete.

Para vuelos suborbitales, se puede usar una variante equipada solo con motores cohete. En este caso, los estatorreactores 35 también serán reemplazados por motores cohete 36a de re arranque con toberas vectoriales. Por lo tanto, para la propulsión y las maniobras durante el vuelo de crucero, la aeronave utilizará motores cohete 36a con chorro orientable y, para las maniobras que modifican la trayectoria, utilizará motores cohete verticales 36b y los horizontales transversales 36c - Figura 35. En esta configuración, la aeronave puede ser utilizada para vuelos suborbitales, ya que puede tener una forma discoide adecuada - Figura 36. Para el frenado y el posicionamiento preciso de la aeronave se pueden utilizar sistemas de respuesta y control típicos del sistema de control de reacción - RCS, por sus siglas en inglés, de naves espaciales.

Para lograr un vuelo suborbital, la aeronave estará provista de cohetes 34 para el rango de fase de despegue y aceleración y será lanzada bien directamente desde una posición vertical como las naves espaciales convencionales, bien horizontalmente utilizando una rampa inclinada que puede además estar provista de un carro de transporte electromagnético o utilizando una aeronave de transporte a mayor altitud.

La etapa de vuelo suborbital se logrará cambiando periódicamente el ángulo de incidencia, rebotando la aeronave de vez en cuando en la atmósfera superior más densa, realizando así una navegación suborbital en saltos a una altitud de unos 100 km. El cambio del ángulo de incidencia puede realizarse con cohetes de re arranque verticales 36b o

utilizando las toberas de los cohetes de reenganque horizontales con toberas vectoriales 36a. Para que los gases calientes no afecten a la carcasa de la aeronave se pueden utilizar motores cohete con toberas orientables tipo criotécnico (*aerospike*) rectas o cónicas.

5 El frenado para reingresar a la atmósfera densa de una aeronave en versión suborbital se realizará utilizando el sofite y los cohetes verticales 36b. El sofite logrará por su forma el frenado aerodinámico y la disipación del calor resultante del rozamiento con el aire y los motores cohete verticales 36b ralentizarán la aeronave y controlarán el ángulo y la posición de la aeronave en su entrada a la atmósfera. Después de reducir la velocidad de la aeronave a una velocidad correspondiente a la última etapa de la fase de aterrizaje, se utilizarán paracaídas.

10 En la Figura 37 se ilustra la secuencia de vuelo en la versión con el lanzamiento de la aeronave desde la rampa inclinada.

15 Un aspecto particular es el que se puede obtener reemplazando todas las hélices entubadas y otros dispositivos de maniobra con eyectores Coanda alimentados por un compresor de aire de a bordo - Figura 38. De este modo habrá un motor que opera el compresor, que a su vez alimenta los eyectores Coanda de la aeronave por medio de un recipiente a presión controlable. Por lo tanto, el sistema de elevación, propulsión y maniobra de la aeronave estará compuesto por los siguientes componentes:

- compresor 37 de aire;
- recipiente a presión 38;
- válvulas ajustables 39;
- eyectores verticales 40;
- 20 - eyectores 41 de propulsión horizontales;
- toberas vectoriales de los eyectores horizontales 42;
- tomas 43 de aire;
- opcionalmente - eyectores transversales orientables en tres dimensiones o provistos de toberas vectoriales.

25 La funcionalidad de este aspecto es la siguiente: el compresor 37 de aire es alimentado por tomas 43 de aire y comprime el aire que entra en el recipiente a presión 38 que lo alimenta si es necesario para que la presión de aire comprimido no caiga por debajo de lo necesario para habilitar los eyectores. La gestión 7 de control y vuelo ordena la distribución de aire comprimido a través de paletas regulables 39 a los eyectores Coanda verticales 40 y a los horizontales 41. Las válvulas regulables 39 están diseñadas para proporcionar aire a presión a los eyectores según la orden recibida del módulo 7, cumpliendo las válvulas un papel similar al de los reguladores 8 de velocidad para los
30 motores de las hélices entubadas de los aspectos provistos de motores eléctricos.

El procedimiento de vuelo es el mismo que el de los aspectos con hélice entubada o reactor.

35 Durante el vuelo, la aeronave puede mantener o alterar el centro de gravedad por el movimiento vertical de algunos componentes de mayor masa que están situados en el eje vertical de la aeronave o en sus proximidades, como por ejemplo el grupo de acumuladores eléctricos 6. Este conjunto se puede lograr colocando el peso respectivo sobre un soporte móvil 44 accionado en sentido vertical por medio de un dispositivo que ya existe en el mercado (por ejemplo, eje sin fin, accionadores, etc.). Al mismo tiempo, el transportador móvil 44 es deslizable horizontalmente en las direcciones longitudinal o transversal, de modo que el centro de gravedad se puede mover tridimensionalmente dependiendo de las necesidades de equilibrio del aparato - Figura 39.

40 La forma simétrica de la aeronave también permite la posibilidad de construir un cuerpo portante con forma modificable. Esto permitiría una adaptación óptima de la aeronave a diferentes modos de velocidad y altitud. A este respecto, el cuerpo portante modificable está formado por su panel fijo 45, la superficie superior de la cubierta esférica 46, la cubierta esférica del sofite 47 y el mecanismo de accionamiento de las dos cubiertas 48. El mecanismo de accionamiento de las cubiertas 48 está fijado a la plataforma interior 2, y puede subir o bajar las dos cubiertas de forma simultánea o independiente, cambiando así la forma del lado exterior o del sofite - Figura 40. Para obtener una
45 curvatura adecuada, las cubiertas se deslizarán por debajo de los dos planos del panel. Para conseguir una transición suave desde la superficie de las cubiertas a la del panel, éste estará hecho de un material elásticamente deformable con una forma como la de la Figura 41 con los extremos cortados en zigzag. Las cubiertas estarán hechas de materiales rígidos y se deslizarán sobre los bordes rebajados del tablero de control. Para mantener un perfil de forma fina, la unión (k) del panel y las cubiertas estará cubierto con material expandible 49 de tipo poliéster - poliuretano,
50 copolímero de tipo Spandex, Lycra, Elastan o Darlexx u otros materiales con propiedades similares.

Como seguridad añadida, la aeronave estará equipada con un paracaídas de aterrizaje que se activará automáticamente en caso de problemas por los que el aterrizaje con los medios de a bordo ya no pueda realizarse con seguridad.

REIVINDICACIONES

1. Aeronave de tipo aerodino con despegue y aterrizaje vertical, que tiene un cuerpo portante (1) circular simétrico aerodinámico que tiene un perfil aerodinámico; cuatro hélices entubadas verticales (3a), (3b), (3c), (3d) dispuestas simétricamente con respecto al eje vertical central del cuerpo portante (1) y también con respecto al eje de vuelo predeterminado y al eje transversal del cuerpo portante (1), un primer juego de dos hélices (3a,3c) de las cuatro hélices entubadas verticales que tienen el mismo sentido de rotación, y un segundo juego de dos hélices (3b,3d) de las cuatro hélices entubadas verticales que tienen el mismo sentido de rotación opuesto al sentido de rotación del primer juego de hélices (3a, 3c), con una línea que une el primer juego de hélices y una línea que une el segundo juego de hélices que se cruzan en el centro de simetría del cuerpo portante (1); dos hélices entubadas horizontales (4) con sentidos de rotación opuestos, dispuestas simétricamente paralelas al eje de vuelo predeterminado a cada lado del eje de vuelo predeterminado; un tren de aterrizaje (9) cuyo objetivo consiste en promover el contacto entre la aeronave y el suelo; estando provisto el cuerpo portante (1) circular simétrico aerodinámico de una plataforma interior (2) de refuerzo que soporta los componentes de la aeronave y que está ubicada sobre una cuerda del perfil aerodinámico; siendo dichas hélices entubadas horizontales y verticales (3a, 3b, 3c, 3d, 4) bidireccionales y teniendo las mismas la posibilidad de rotar en ambos sentidos, siendo accionadas las hélices entubadas (3a, 3b, 3c, 3d, 4) por motores eléctricos, motores térmicos de pistón o motores térmicos rotativos, o una combinación de los mismos; toberas vectoriales (5), una para cada hélice entubada horizontal (4), proporcionando dichas toberas vectoriales (5) la orientación vectorial de los chorros de las hélices entubadas horizontales (4); medios (6) de suministro de energía que consisten en acumuladores eléctricos o en una o más pilas de combustible, estando diseñados dichos medios para proporcionar la electricidad necesaria para operar todos los motores y dispositivos eléctricos y electrónicos de a bordo; un módulo electrónico (7) de control y gestión de vuelo; pudiendo ser pilotada la aeronave por un piloto a bordo de la aeronave o por un piloto sentado en tierra por medio de un radiocontrol remoto (10).
2. Aeronave según la reivindicación 1, caracterizada por que dicho cuerpo portante (1) tiene un perfil aerodinámico definido por la línea de curvatura $s(x)$ sobre un intervalo de cuerda $[0,1]$ de unidad y una función positiva y diferenciable $g(x)$ sobre el intervalo $[0,1]$ arriba mencionado, que es la mitad del espesor del perfil aerodinámico, cumpliendo el perfil aerodinámico en cualquier sección vertical las dos condiciones siguientes:
 - i) una distribución de semiespesor de la superficie aerodinámica es tangencial a la línea de curvatura en un borde de ataque y un borde de salida del perfil aerodinámico;
 - ii) el perfil aerodinámico es bidireccional, es decir, simétrico con respecto al eje perpendicular al centro de la cuerda, es decir, $s(x) = s(1-x)$ y $g(x) = g(1-x)$.
3. Aeronave según la reivindicación 1, caracterizada por que adicionalmente está provista de una hélice entubada transversal bidireccional (19) posicionada dentro del cuerpo portante (1), situada en un plano horizontal perpendicular al eje de vuelo que pasa por el eje de simetría de la aeronave y está provista de toberas vectoriales tridimensionales (20) y (21) en cada extremo del tubo de la hélice entubada transversal bidireccional, estando provisto el tubo, en cada extremo antes de las toberas vectoriales, de válvulas o escotillas (q) que se abren por depresión hacia el interior del tubo para proporcionar una cantidad suficiente de aire de admisión que será eyectado por el otro extremo del tubo.
4. Aeronave según la reivindicación 1, caracterizada por que además está provista de dos hélices individuales entubadas dirigibles tridimensionalmente (22) y (23), o motores cohete, dispuestos simétricamente en un plano horizontal del cuerpo portante (1) sobre su eje transversal y perpendicular al eje de vuelo y situado fuera del cuerpo portante (1) en sus extremos laterales.
5. Aeronave según la reivindicación 1, caracterizada por que comprende un sistema de maniobra adicional que consta de dos hélices horizontales bidireccionales (24a) situadas en el plano horizontal, dispuestas simétricamente a ambos lados del eje transversal de la aeronave, paralelas a dicho eje transversal y a los extremos del cuerpo portante (1).
6. Aeronave según reivindicación 1, caracterizada por que la totalidad o parte de las hélices entubadas de la aeronave son reemplazadas por eyectores (amplificadores de aire) de tipo Coanda.
7. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, caracterizada por que está provista de motores cohete (r) rearrancables que están montados emparejados con todos los motores de las hélices entubadas que equipan la aeronave, formando así pares mixtos de motores.
8. Aeronave según la reivindicación 1, caracterizada por que el módulo electrónico (7) de control y gestión de vuelo consta de dos unidades piloto, una primera unidad piloto (15) que gestiona la sustentación de la aeronave en modo cuadricóptero obtenida mediante el uso de las hélices entubadas verticales (3), y una segunda unidad piloto (16) que sirve para gestionar el mando de la propulsión horizontal, es decir, las hélices entubadas horizontales (4) y las toberas (5), estando ambas unidades piloto situadas en el centro de simetría de la aeronave y dirigidas a lo largo del eje de vuelo de la aeronave y montadas conjuntamente unas sobre otras sobre un soporte móvil (17) que puede inclinarse con respecto a la plataforma interior (2) de refuerzo en la dirección del eje de vuelo o en cualquier otra dirección con un ángulo variable.
9. Aeronave según la reivindicación 4, caracterizada por que está diseñada para velocidades y altitudes elevadas,

siendo reemplazadas las hélices entubadas horizontales (4) por motores estatorreactores (35) y motores cohete (36a) provistos de toberas vectoriales, siendo reemplazadas las hélices entubadas verticales (3) por motores cohete (36b) y siendo reemplazadas las hélices entubadas dirigibles (22) y (23) por motores cohete (36c), estando la aeronave provista adicionalmente de motores cohete aceleradores (34) para el despegue.

- 5 10. Aeronave según reivindicaciones 1 a 2, caracterizada por que el cuerpo portante (1) tiene una forma variable, que consiste en un panel fijo (45), una cubierta esférica (47) del sofito, una cubierta esférica (46) de la superficie superior y un accionador (48) de las dos cubiertas, que está fijado a la plataforma interior (2) y puede mover simultánea o independientemente las dos cubiertas hacia arriba y hacia abajo, cambiando así la forma de la superficie superior y del sofito, deslizándose las cubiertas por debajo de dicho panel fijo (45), en donde, para obtener una transición suave de la superficie de las cubiertas al panel, este último está hecho de un material elásticamente deformable con bordes cortados en zigzag, y la parte de contacto del panel y la cubierta está cubierta por fuera con material expandible.
- 10 11. Método de operación de una aeronave según la reivindicación 8, siendo programadas las unidades piloto (15, 16) para mantener la horizontalidad del suelo, comprendiendo el método:
 - pasar del modo cuadricóptero al modo de elevación dinámica inclinando el módulo (7) de control y gestión de vuelo hacia la dirección de vuelo con un ángulo α deseado en relación con la plataforma interior (2) de refuerzo de la aeronave para lograr un ángulo de incidencia de la aeronave, y aumentando el empuje de las hélices entubadas horizontales (4) hasta que el cuerpo portante (1) genere una fuerza de elevación mayor que el peso de la aeronave;
 - orientar una pluralidad de toberas vectoriales (5) en una misma dirección horizontal para lograr un movimiento de guiñada durante el vuelo;
- 20 - orientar la pluralidad de toberas vectoriales (5) verticalmente en direcciones opuestas para lograr un movimiento de balanceo;
 - orientar la pluralidad de toberas vectoriales (5) en una misma dirección vertical para lograr un movimiento de cabeceo.
12. Método de operación de una aeronave según las reivindicaciones 1 o 2, que comprende frenar la aeronave mediante
- 25 - inversión del sentido de rotación de las hélices entubadas horizontales (4).
13. Método de operación de una aeronave según la reivindicación 3, que comprende:
 - accionar la hélice bidireccional (19) en un primer sentido o en un segundo sentido opuesto manteniendo las toberas (20, 21) en posición neutra para conseguir un movimiento de traslación en un plano horizontal;
 - operar la hélice bidireccional (19) en la primera dirección o en la segunda dirección y orientar las toberas (20, 21) verticalmente en ángulos iguales, pero orientadas en direcciones opuestas, para lograr el movimiento de balanceo;
 - operar la hélice bidireccional (19) en la primera dirección o en la segunda dirección y orientar las toberas (20, 21) horizontalmente en ángulos iguales, pero orientadas en direcciones opuestas, para lograr el movimiento de guiñada.
- 30 14. Método de operación de una aeronave según la reivindicación 4, comprendiendo el método:
 - accionar una de las dos hélices individuales entubadas orientables tridimensionalmente (22, 23) manteniéndolas en una posición neutra para lograr un movimiento de traslación en un plano horizontal;
 - operar simultáneamente las dos hélices entubadas dirigibles tridimensionalmente individualmente (22, 23) orientadas en un plano vertical y en una dirección opuesta para lograr un movimiento de balanceo;
 - orientar las dos hélices entubadas dirigibles tridimensionalmente (22, 23) individuales verticalmente en una misma dirección y con un mismo ángulo para lograr un movimiento de traslación vertical; u
- 40 - orientar las dos hélices entubadas dirigibles tridimensionalmente (22, 23) individuales en un mismo plano y con el mismo ángulo opuesto a la dirección de vuelo para lograr una maniobra de frenado.

Fig. 1

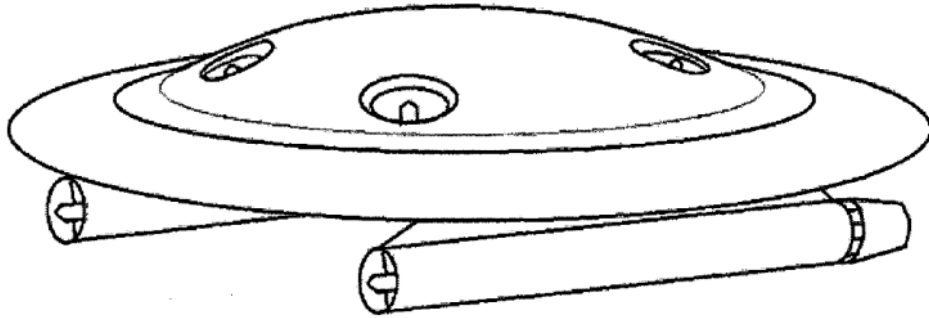


Fig. 2

Perfil aerodinámico – estado actual de la técnica

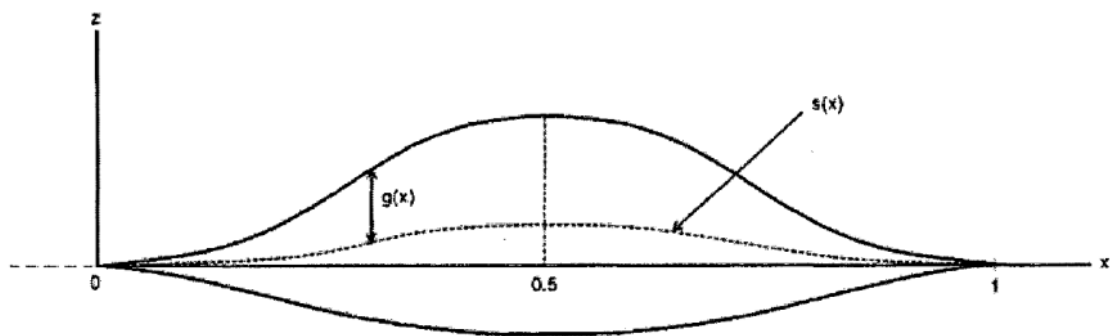


Fig. 3

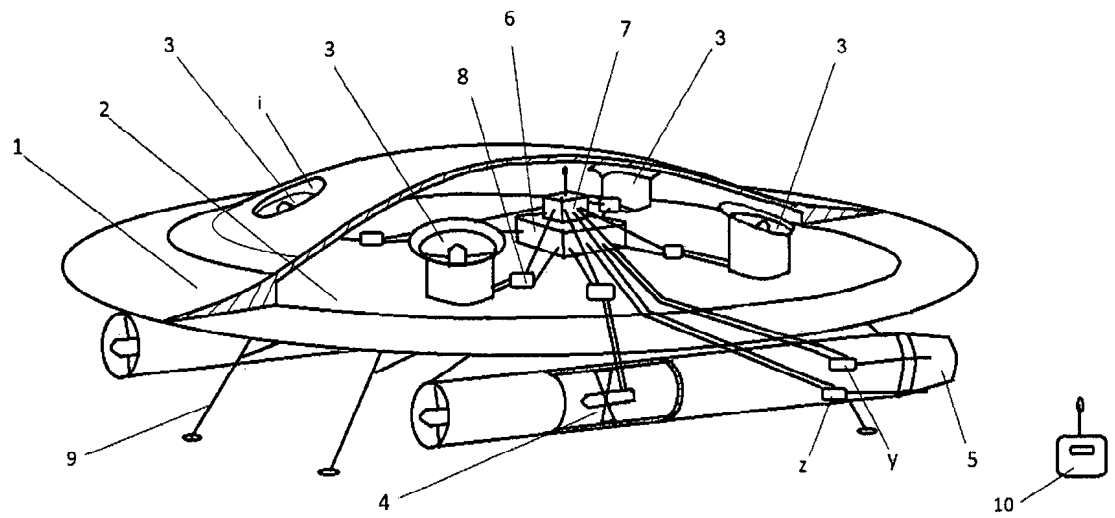


Fig. 21

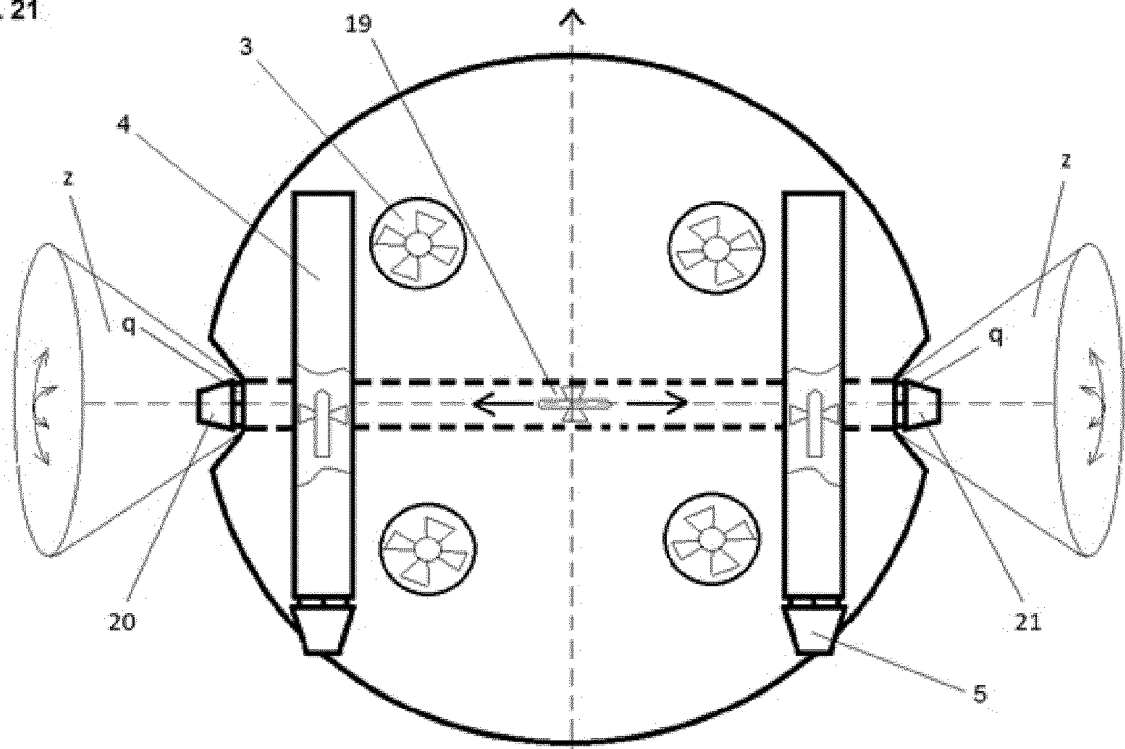


Fig. 5

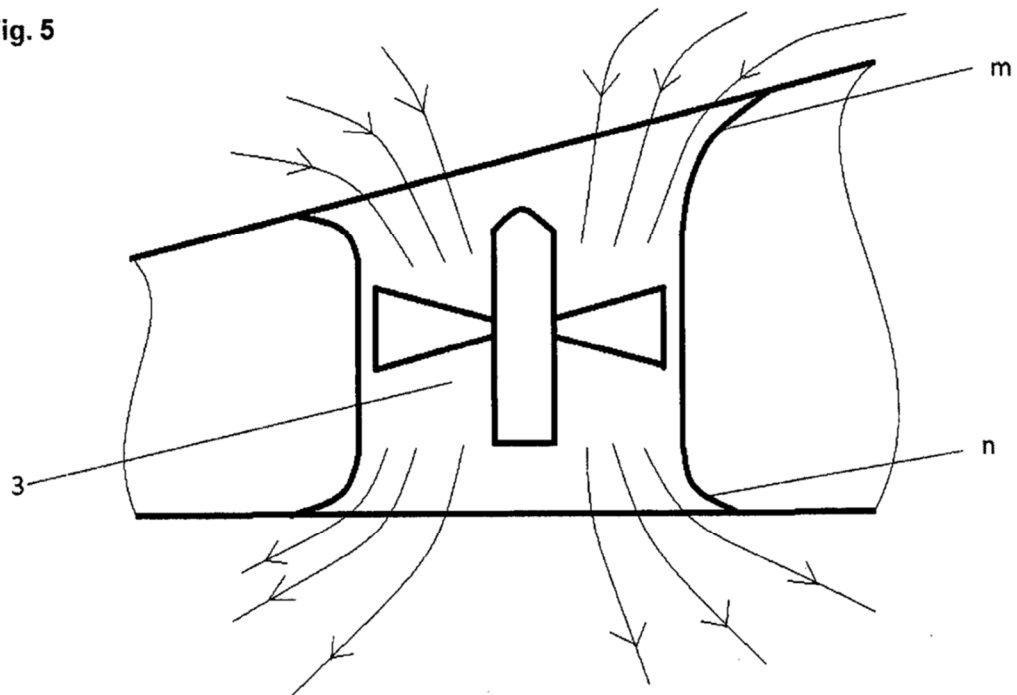


Fig. 6

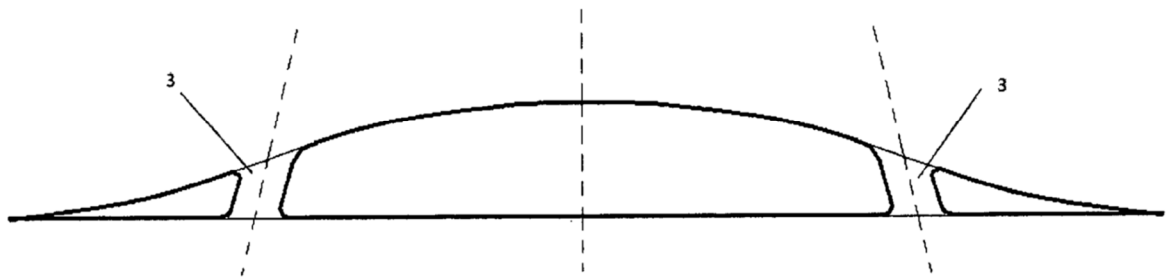


Fig. 7

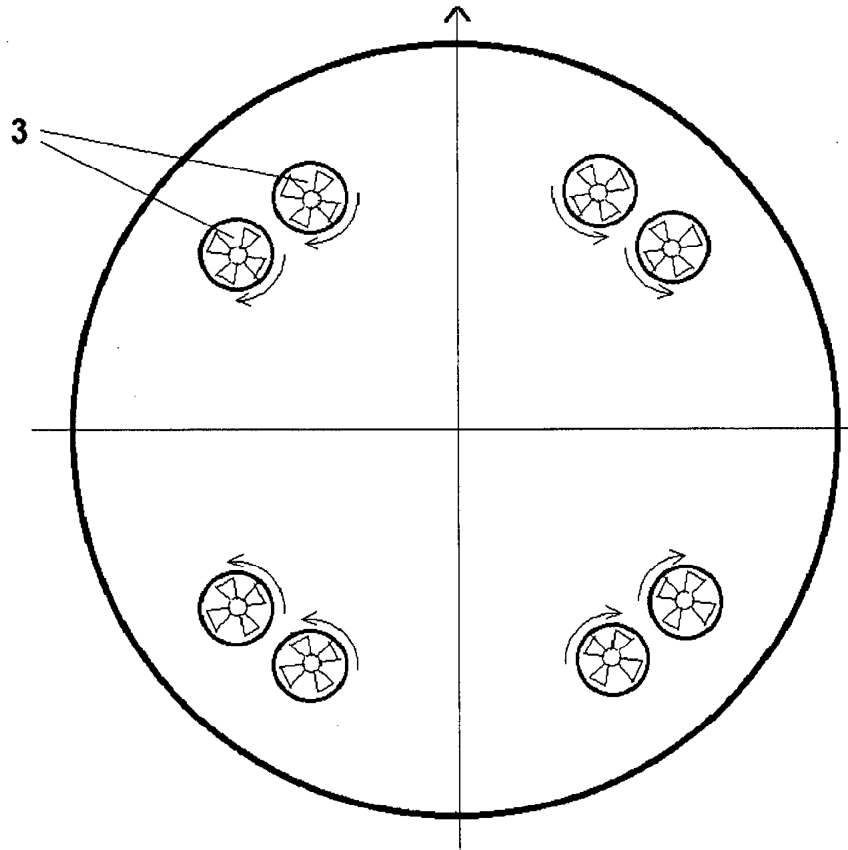


Fig. 8

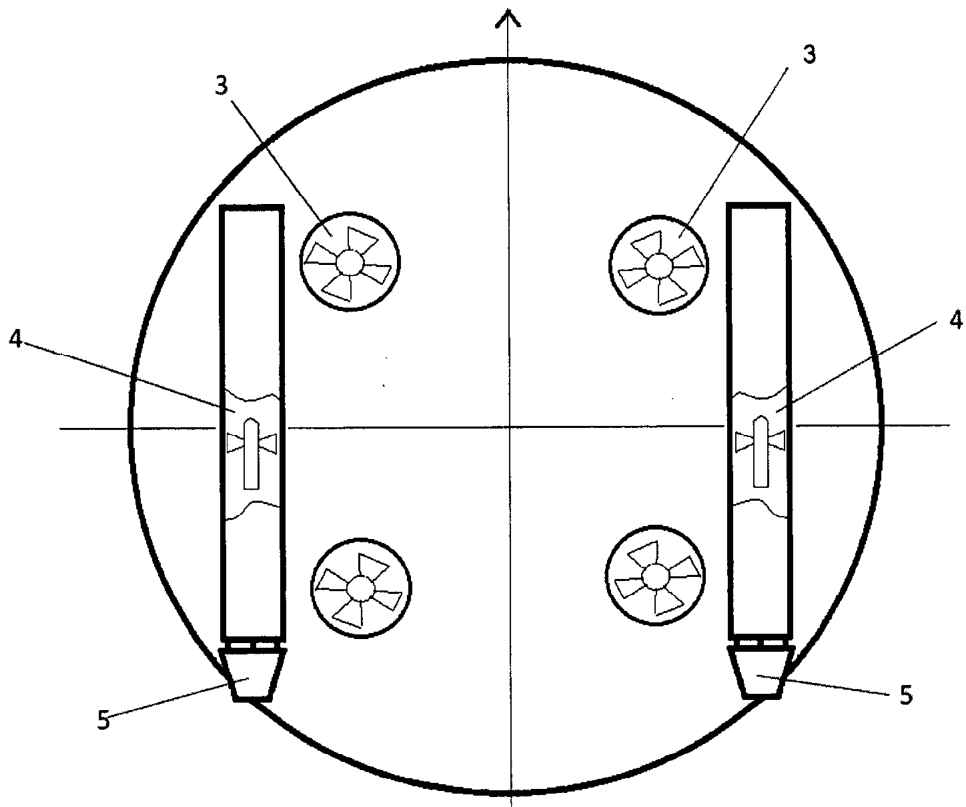


Fig. 9

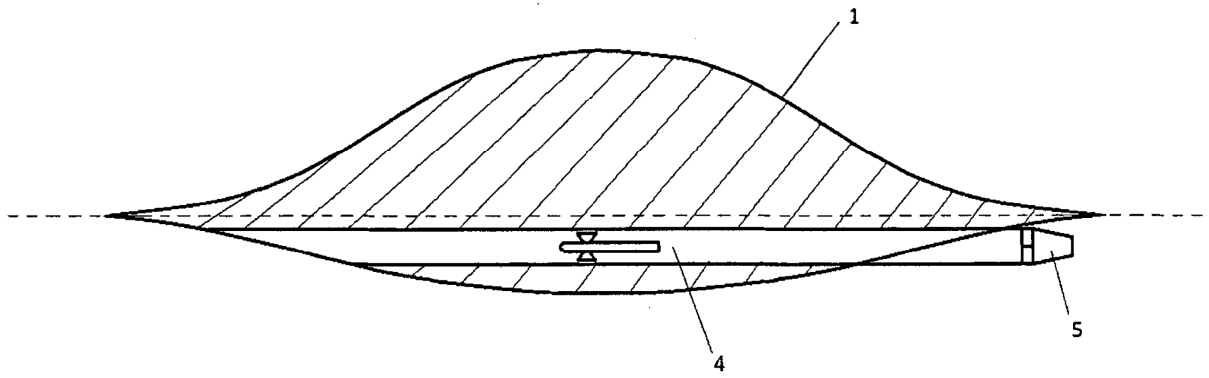


Fig. 10

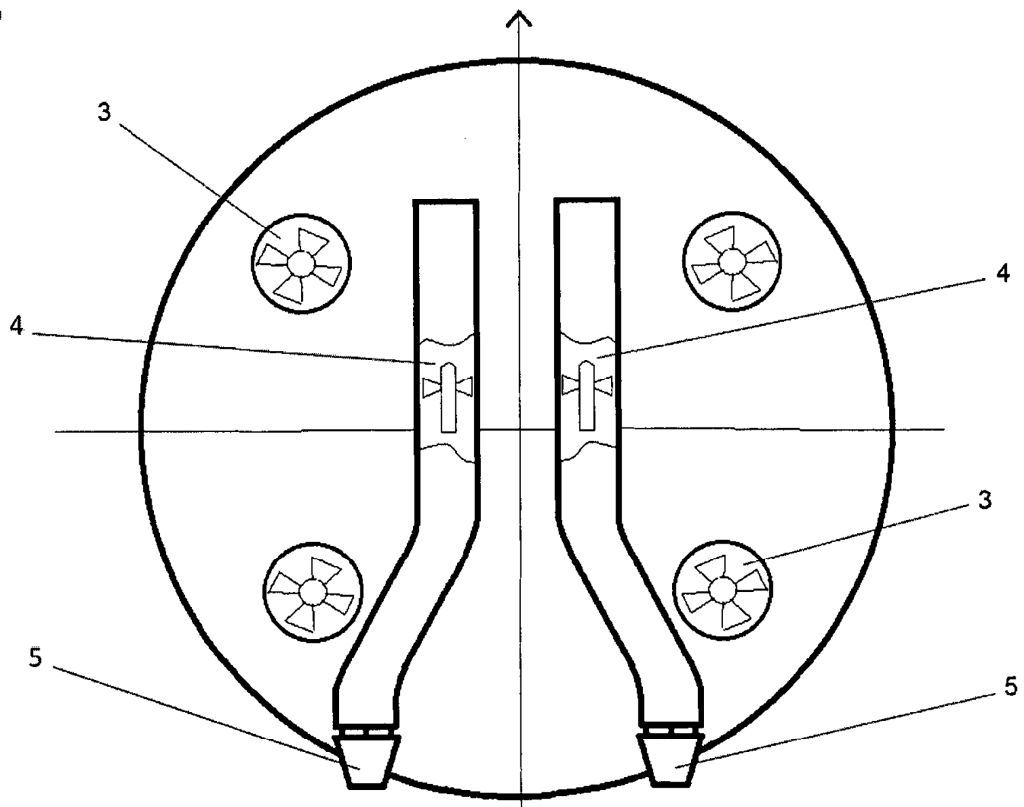


Fig. 11

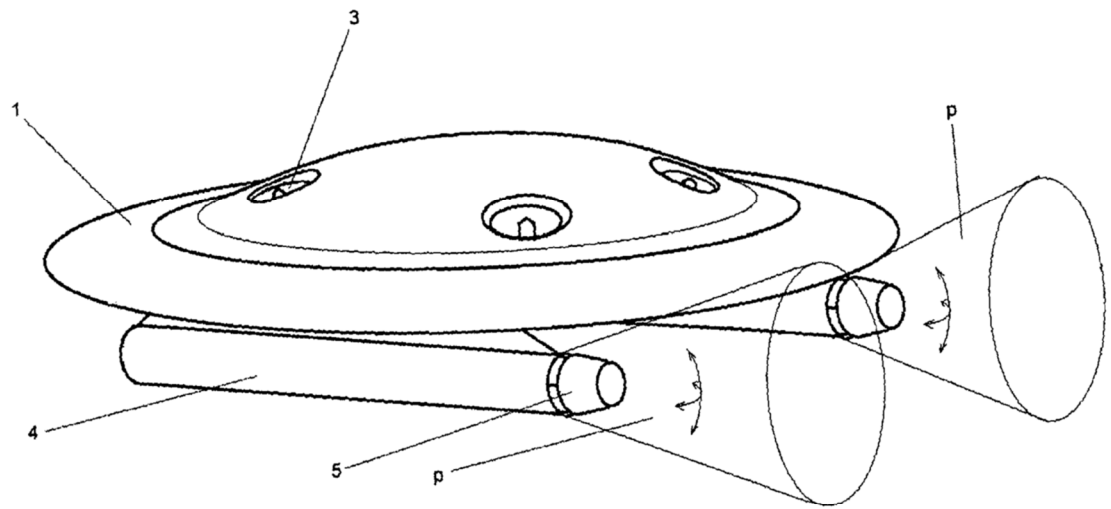


Fig. 12

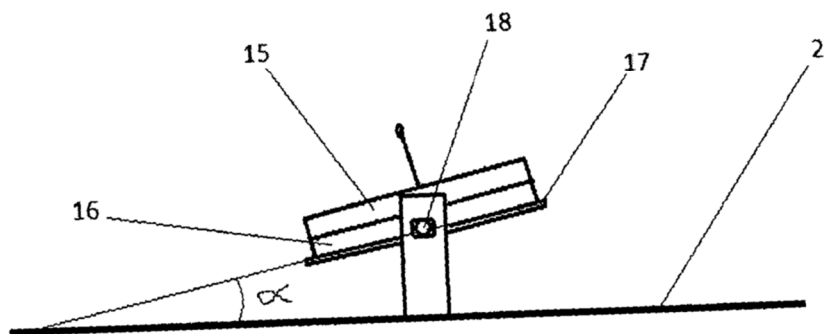


Fig. 13

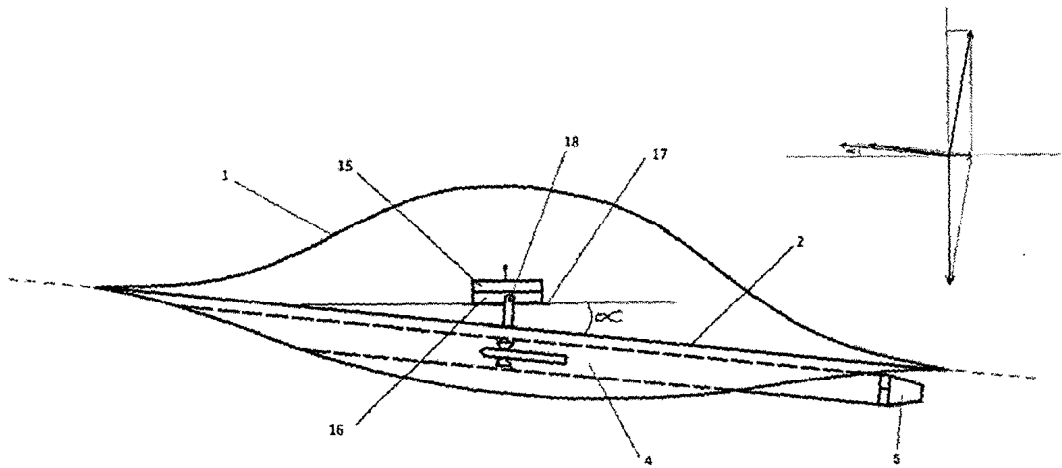


Fig. 14

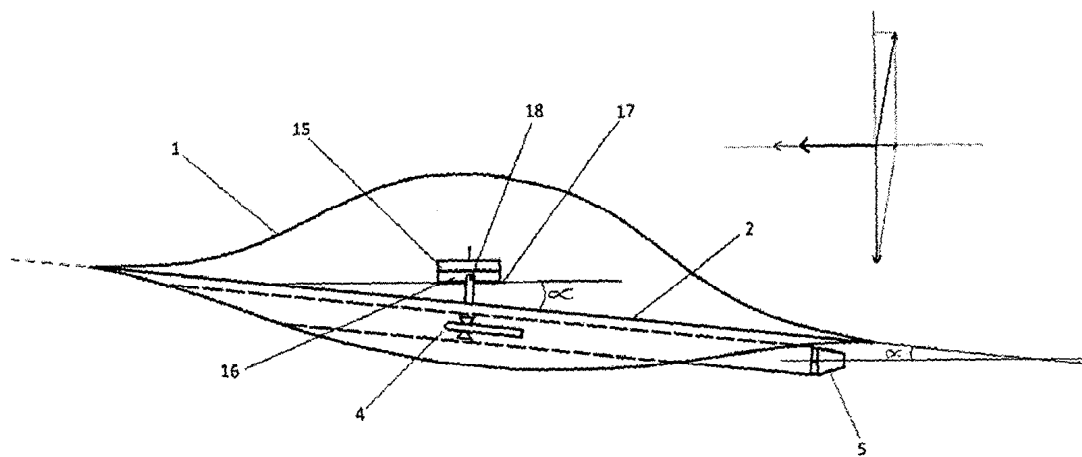


Fig. 15

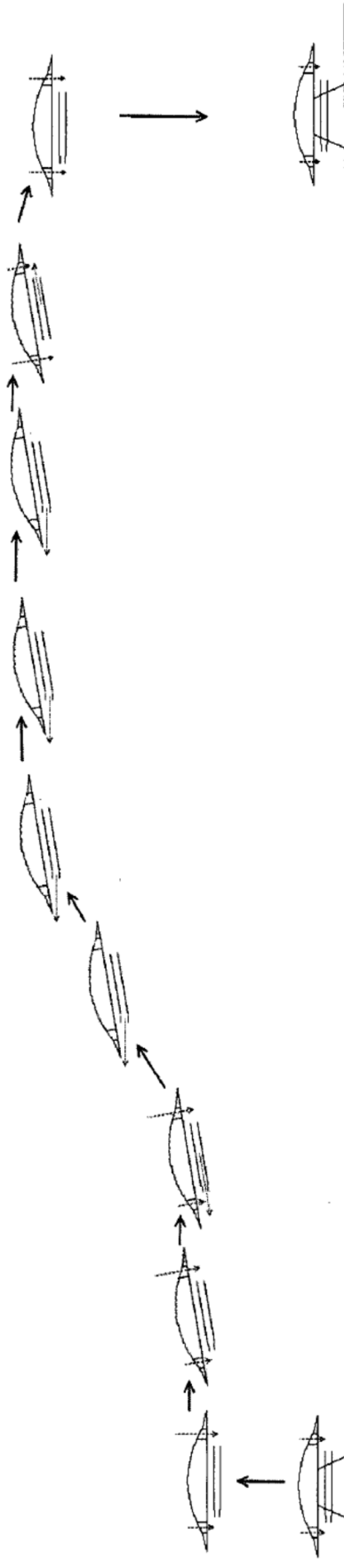


Fig. 16

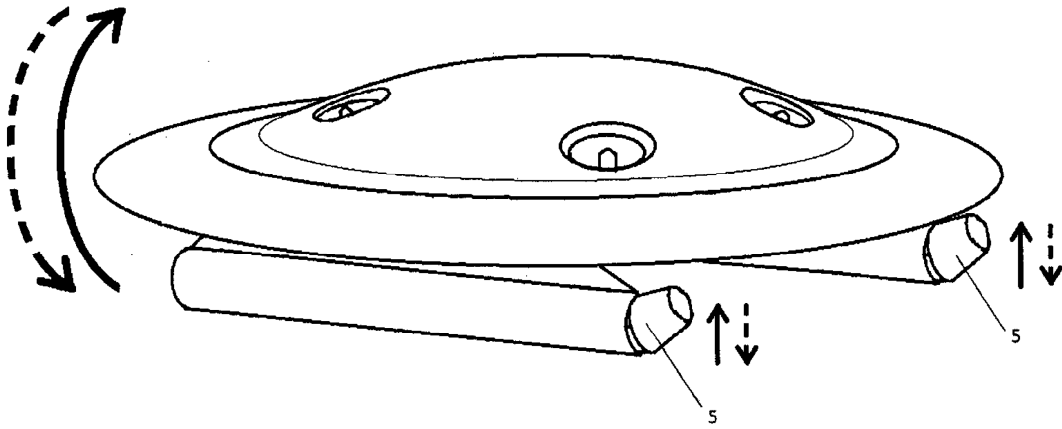


Fig. 17

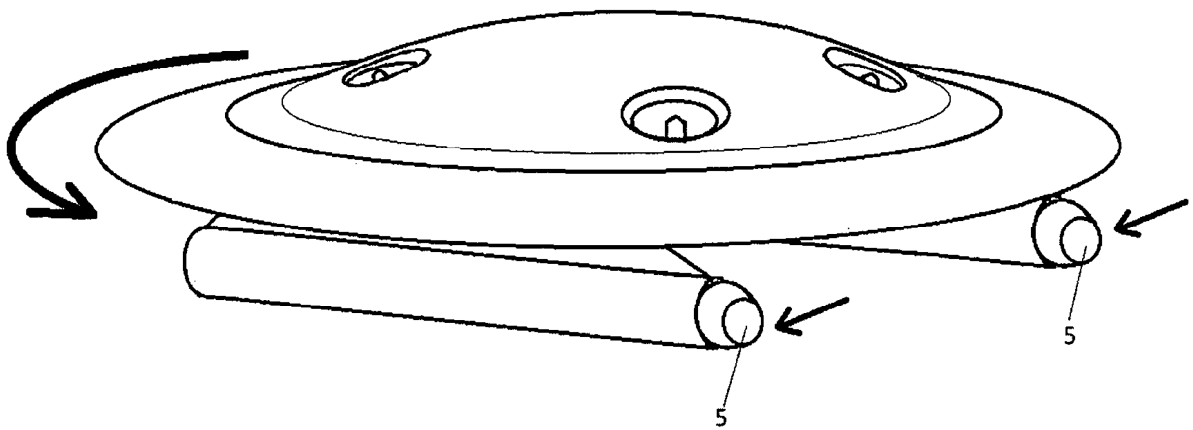


Fig. 18

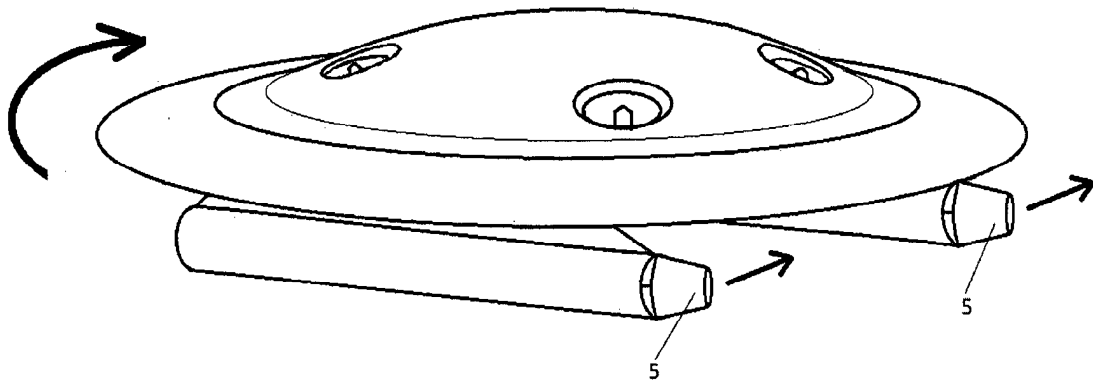


Fig. 19

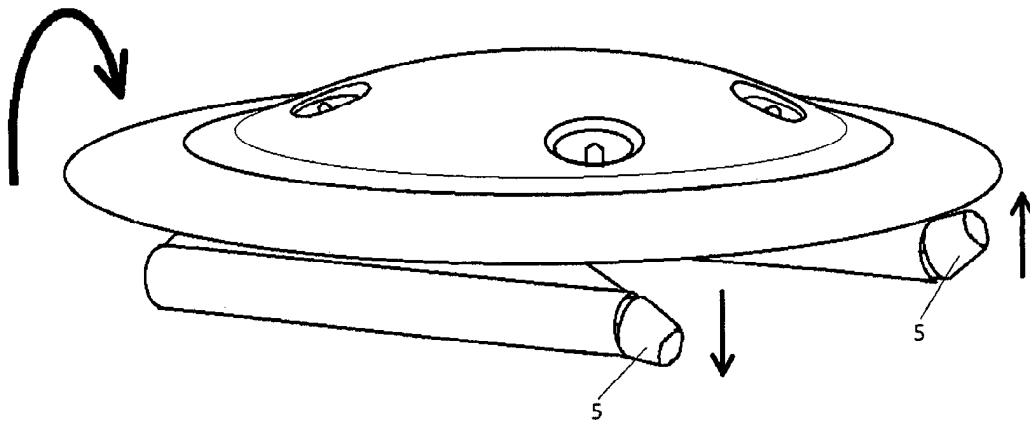


Fig. 20

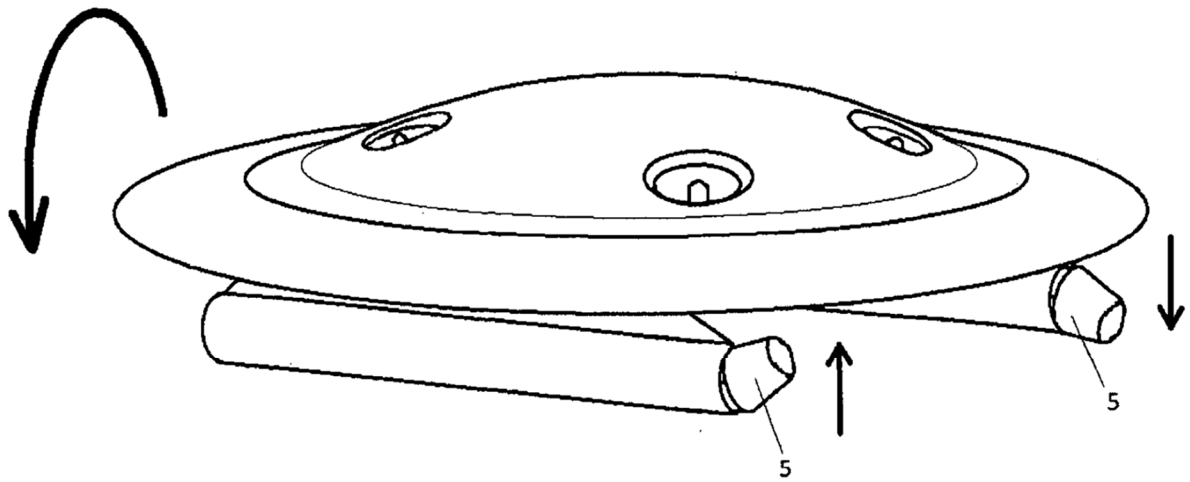


Fig. 4

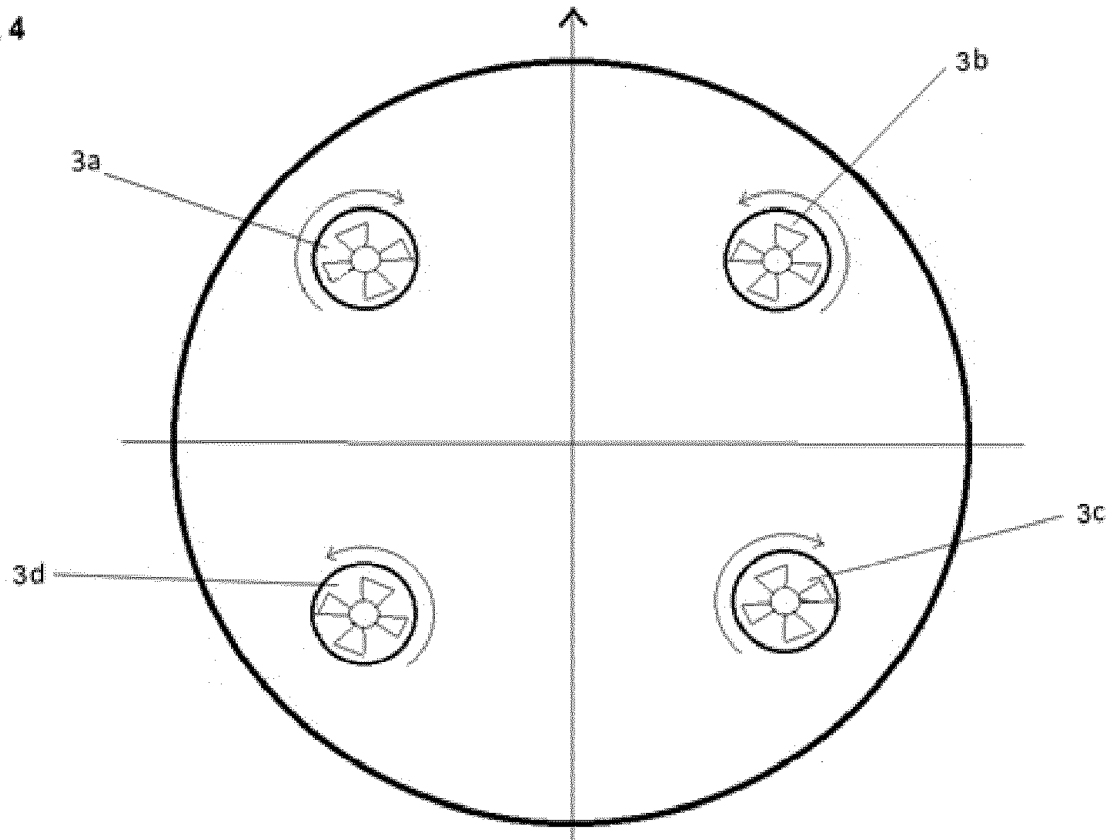


Fig. 22

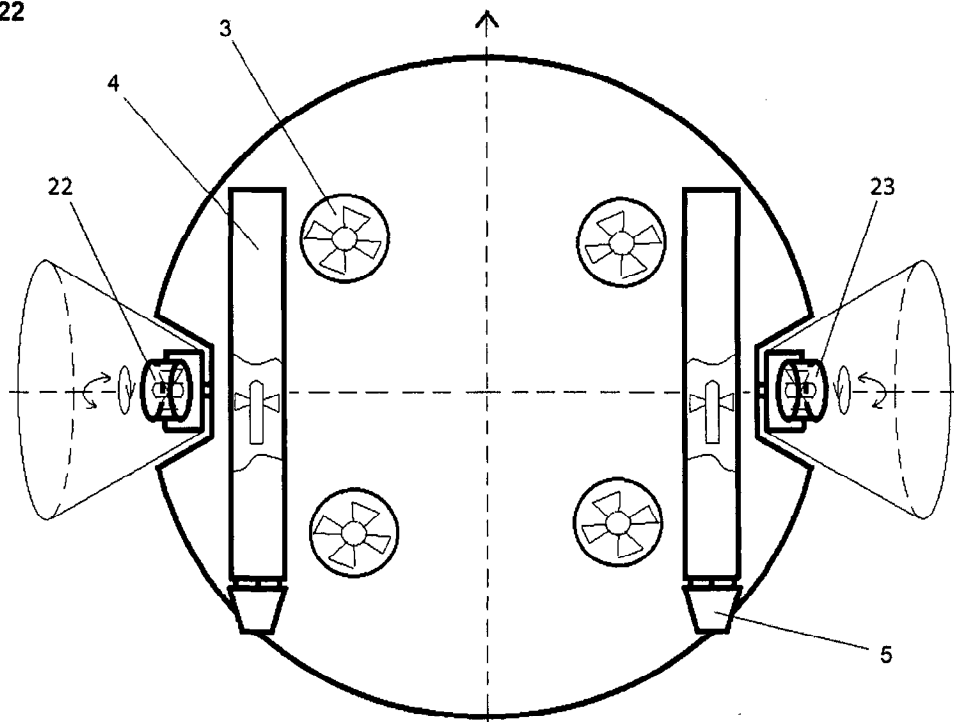


Fig. 23

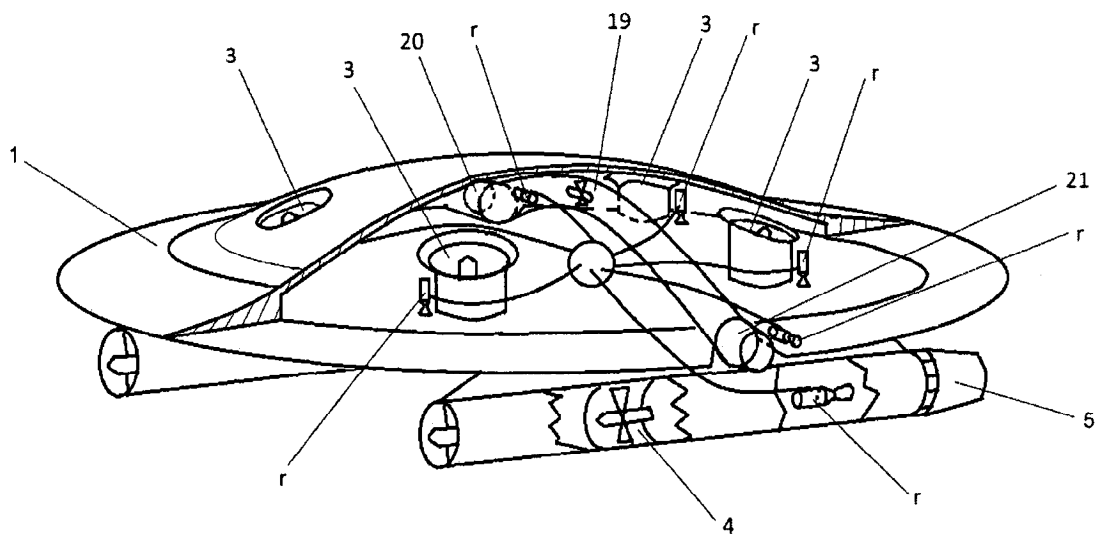


Fig. 24

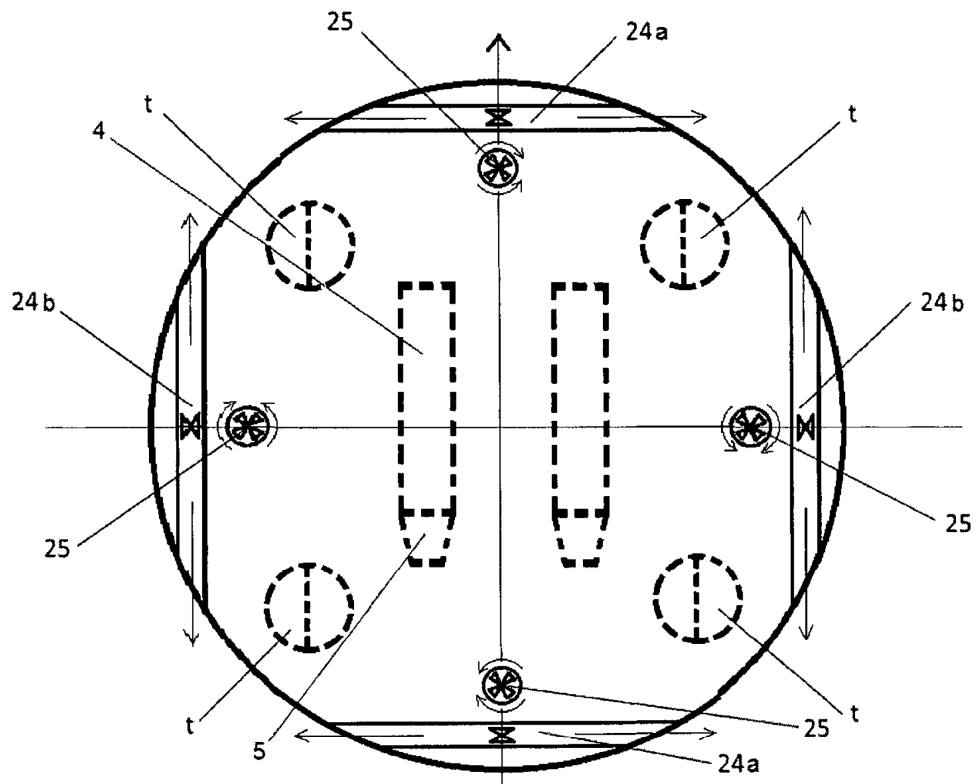


Fig. 25

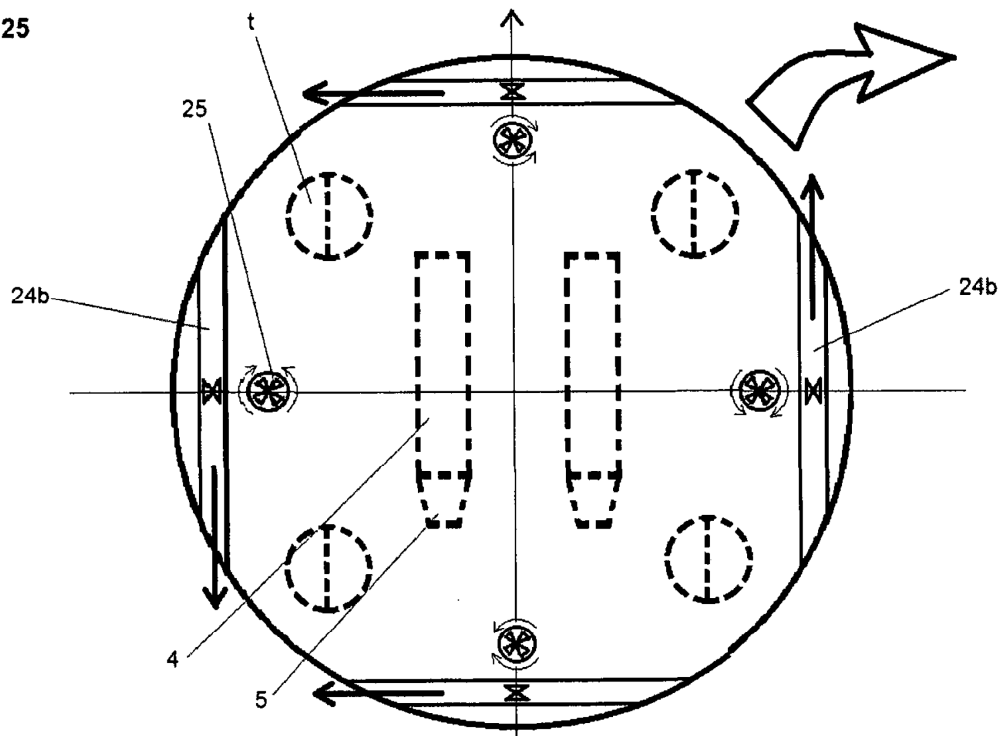


Fig. 26

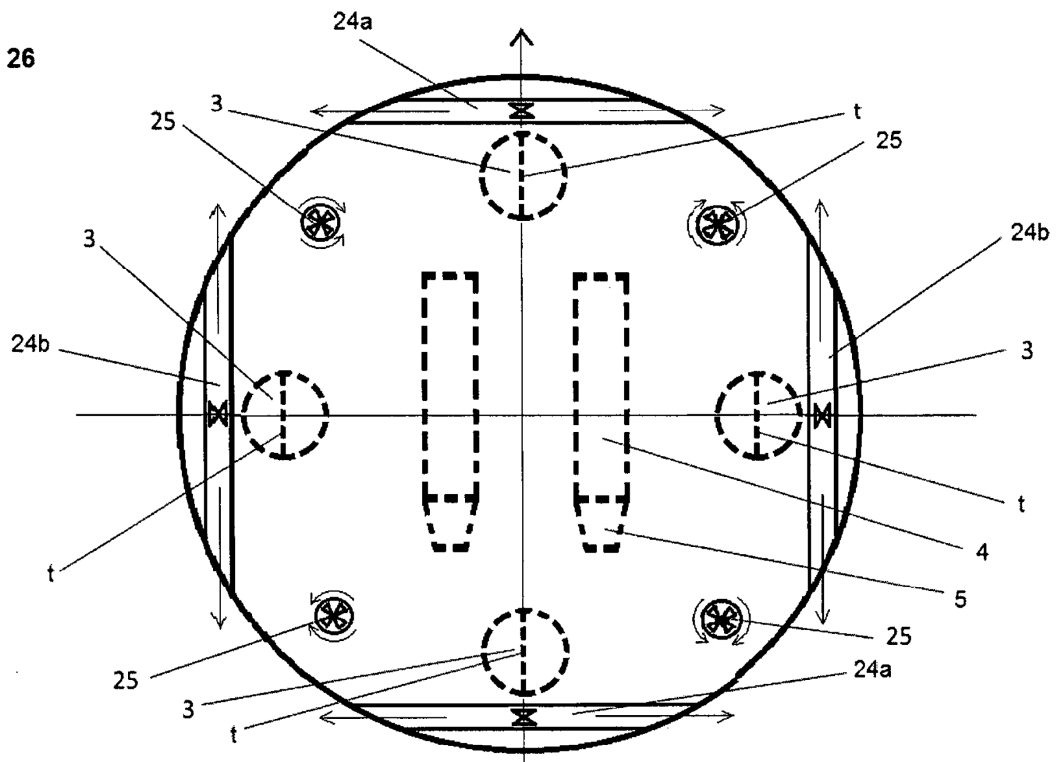


Fig. 27

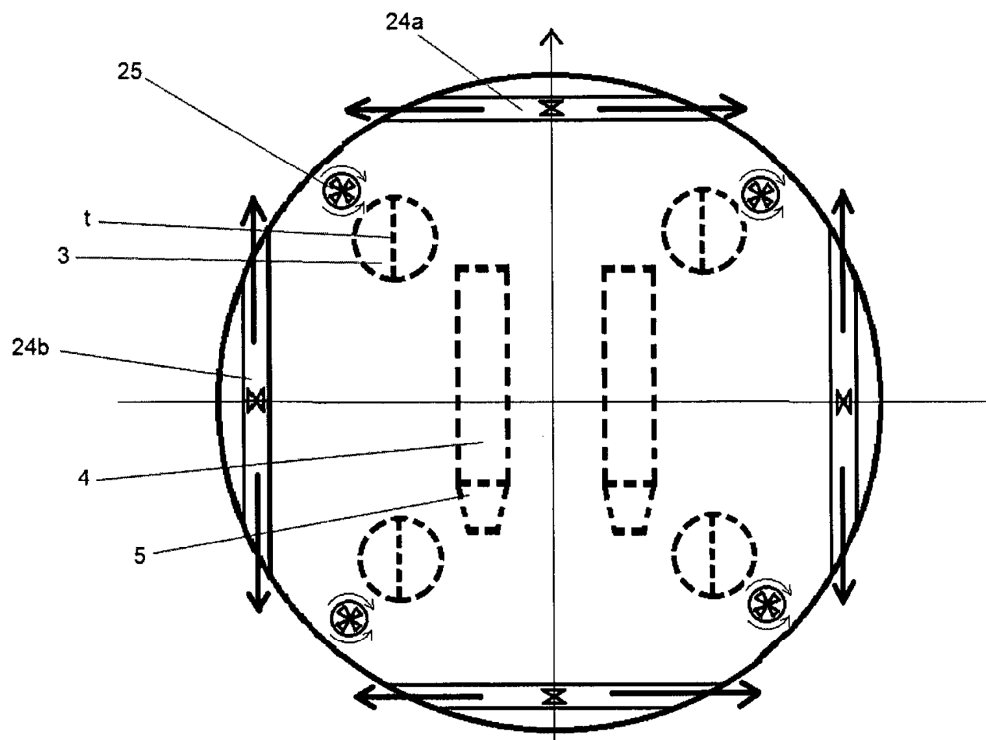


Fig. 28

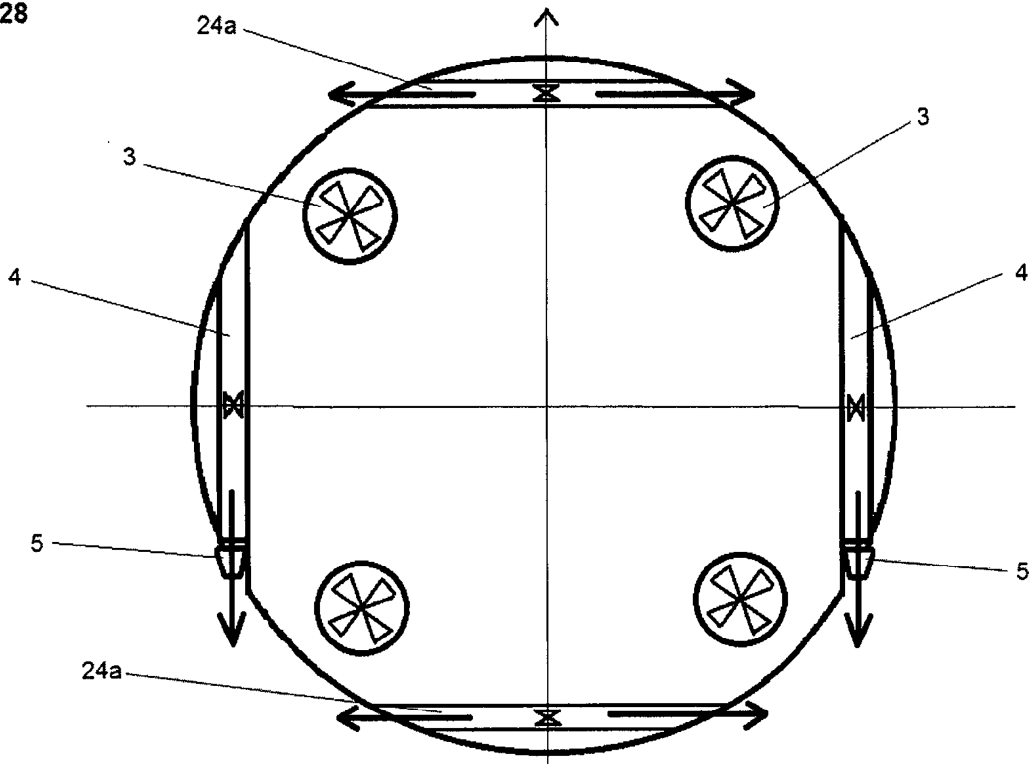


Fig. 29

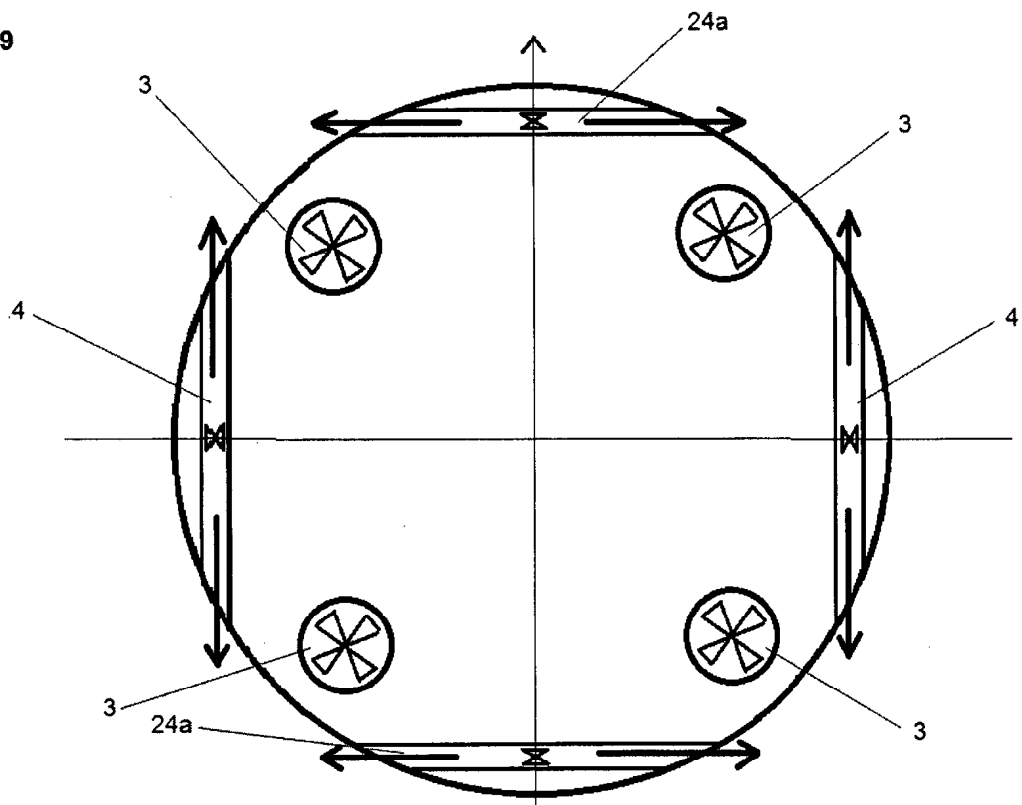


Fig. 30

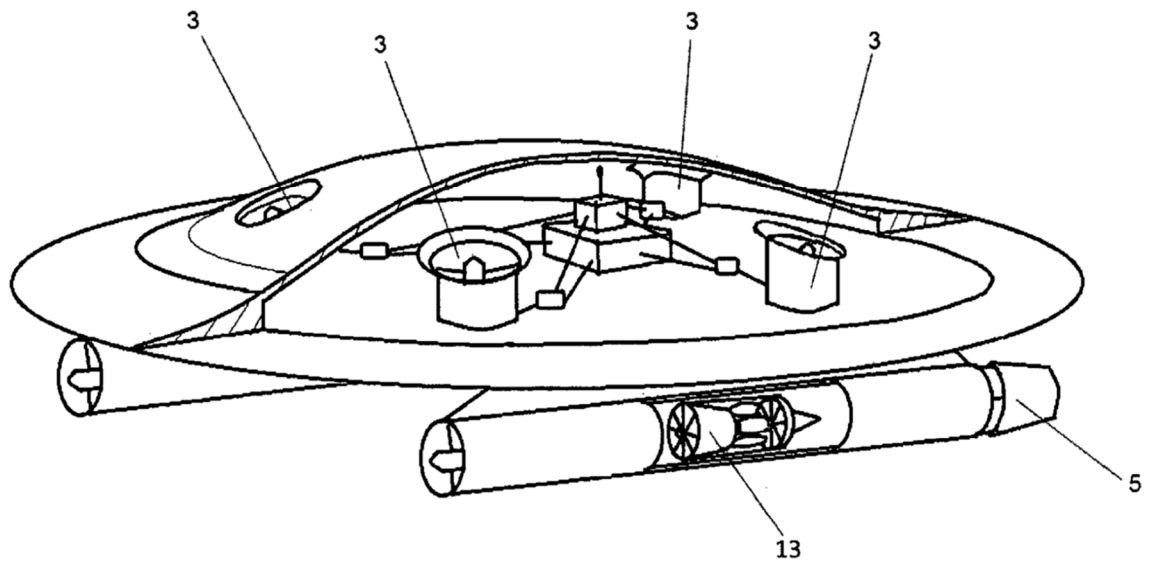


Fig. 31

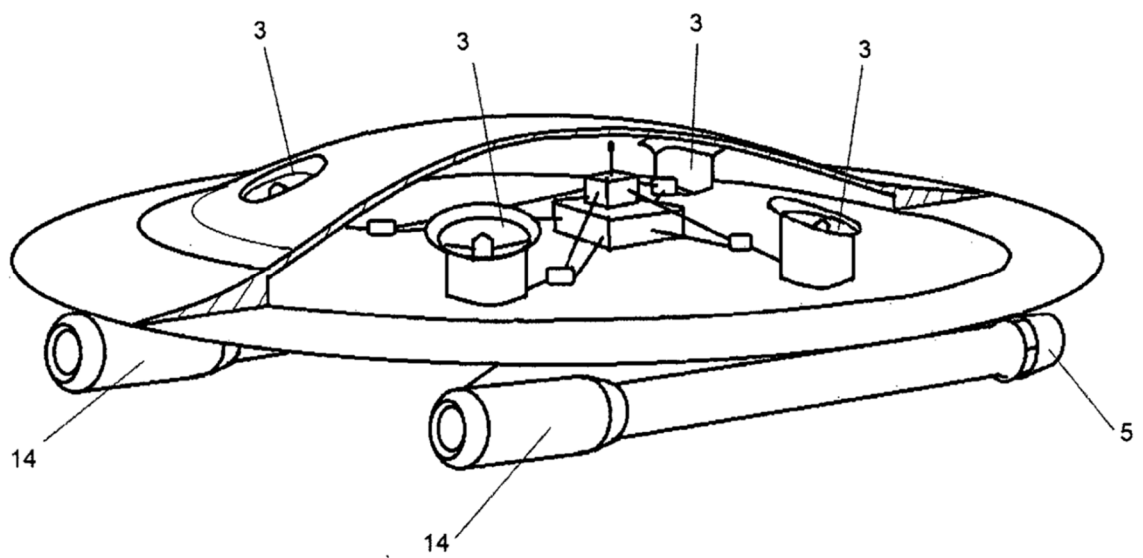


Fig. 32

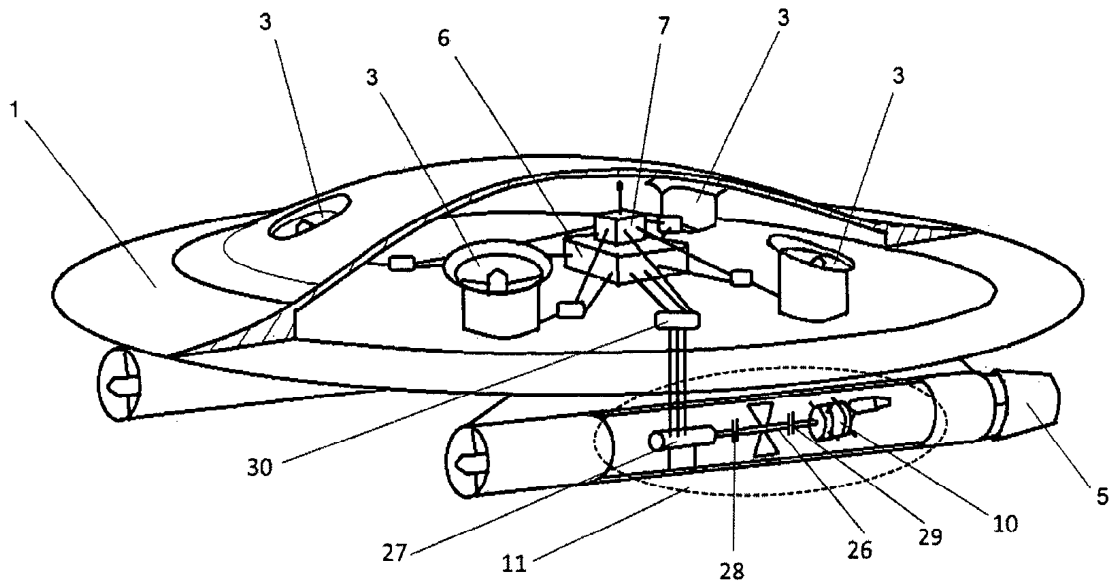


Fig. 33

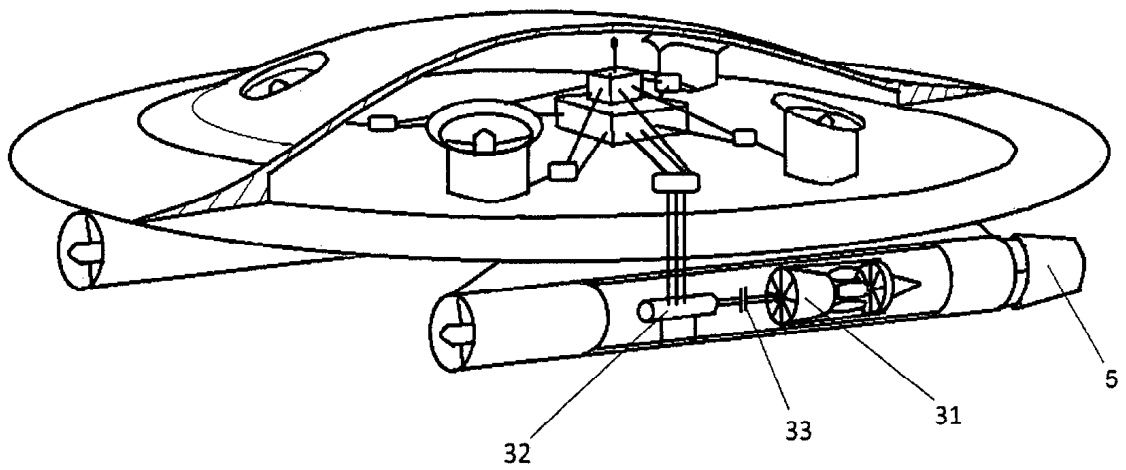


Fig. 34

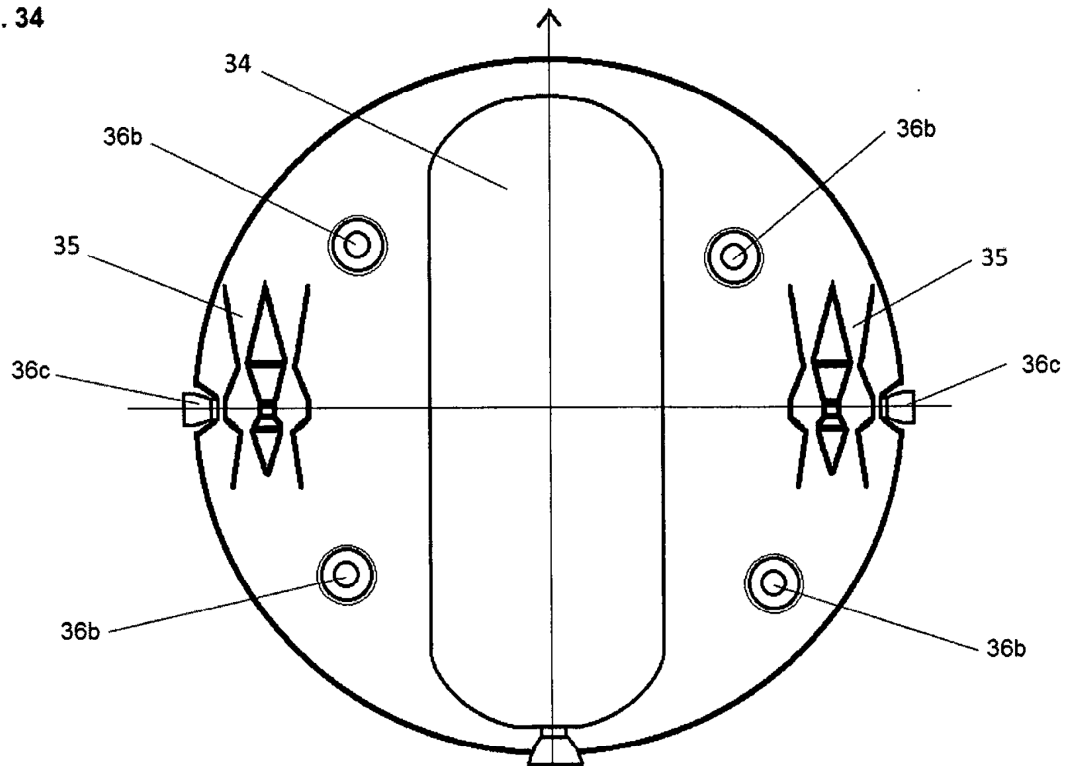


Fig. 35

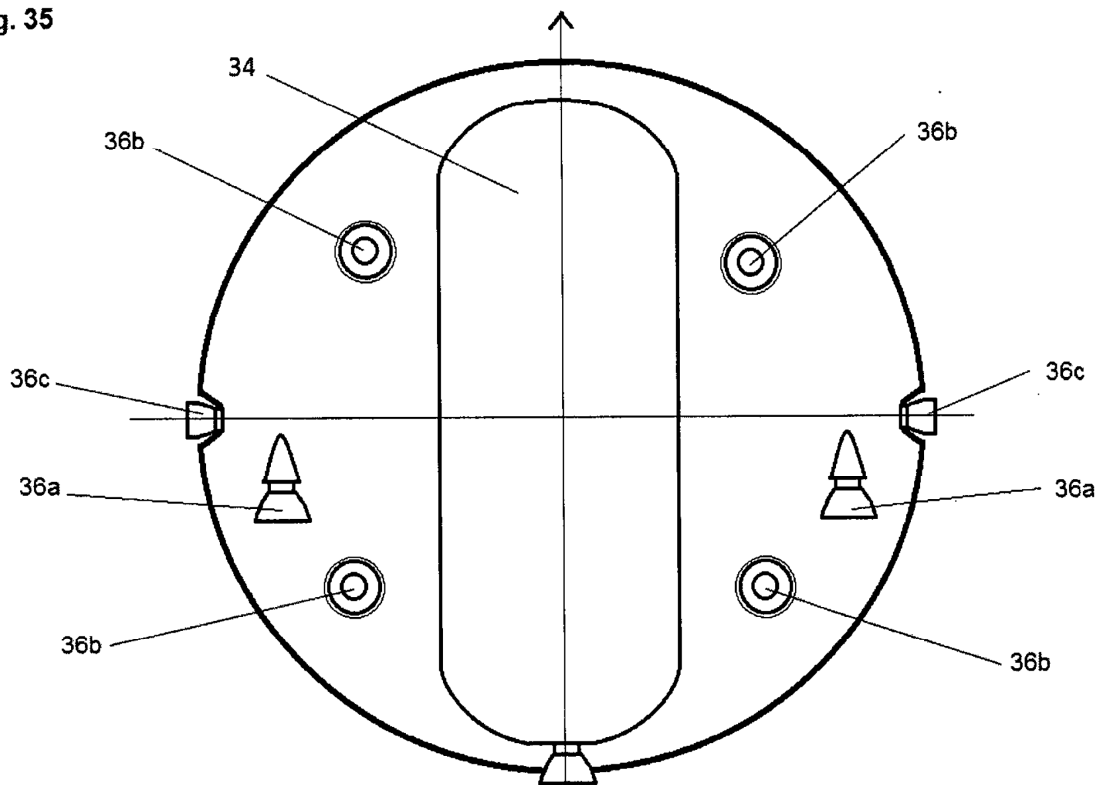


Fig. 36

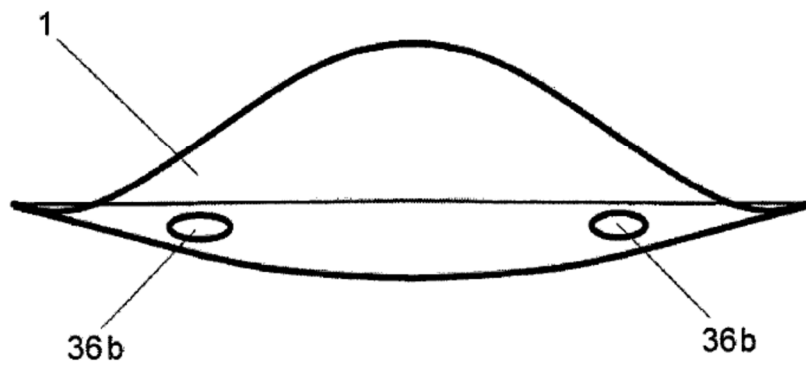


Fig. 37

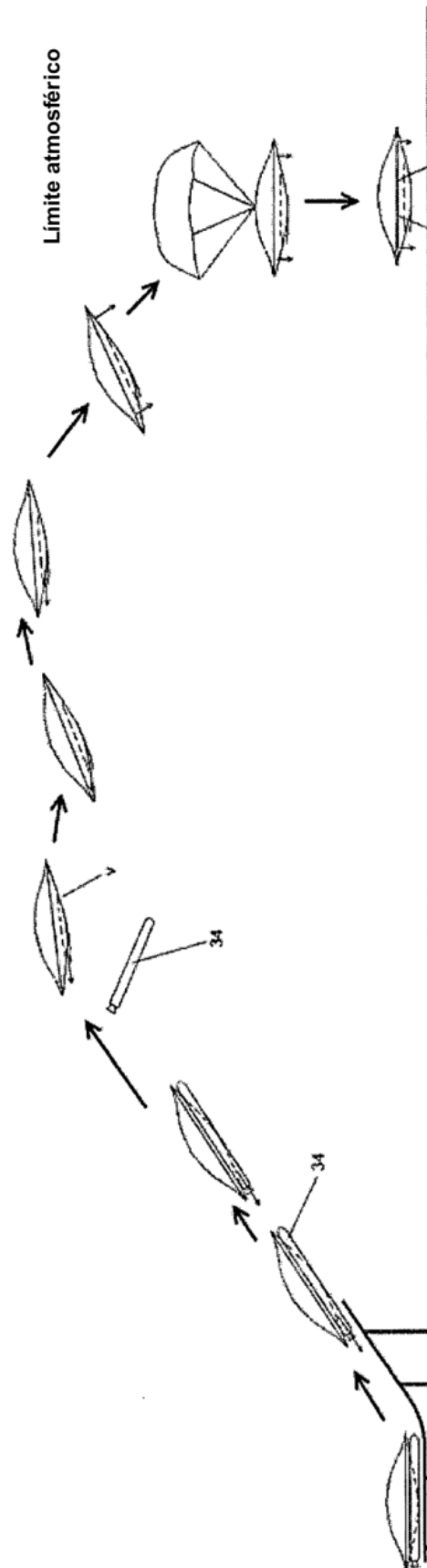


Fig. 38

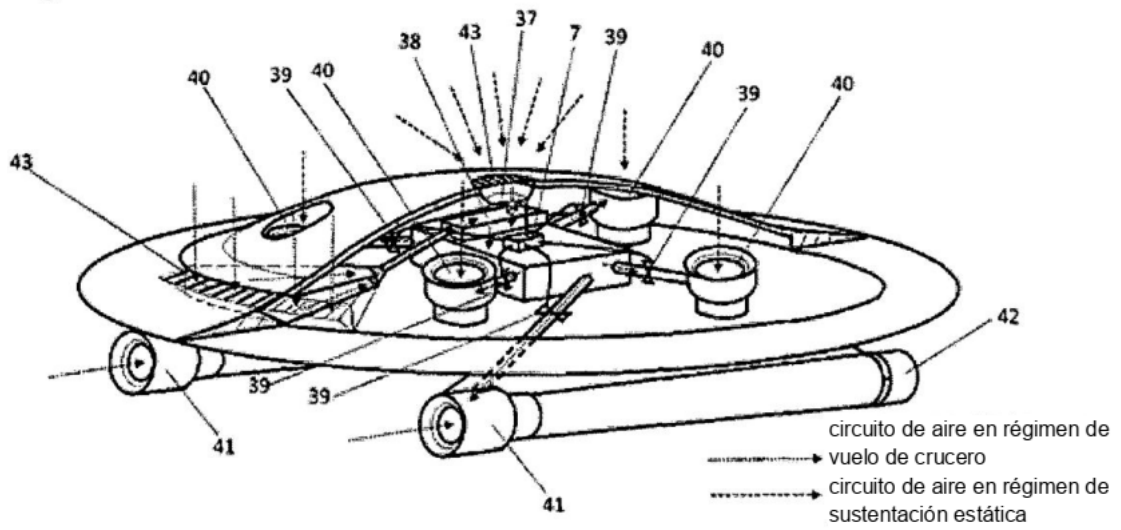


Fig. 39

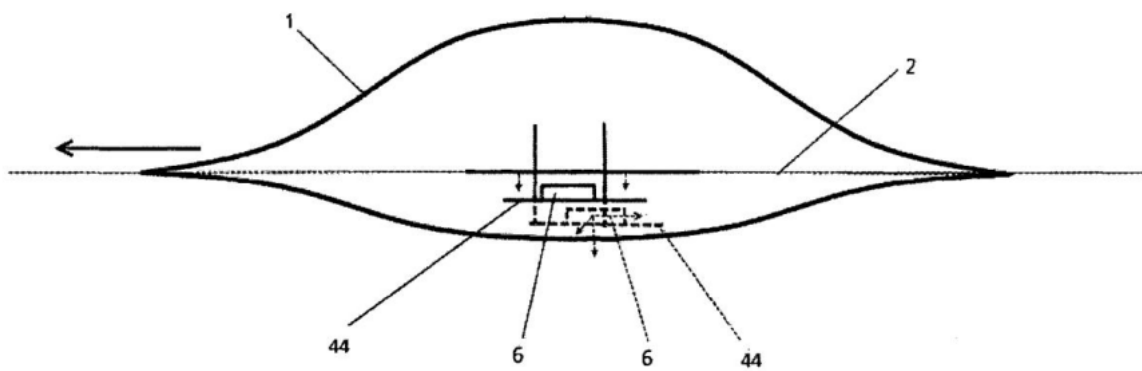


Fig. 40

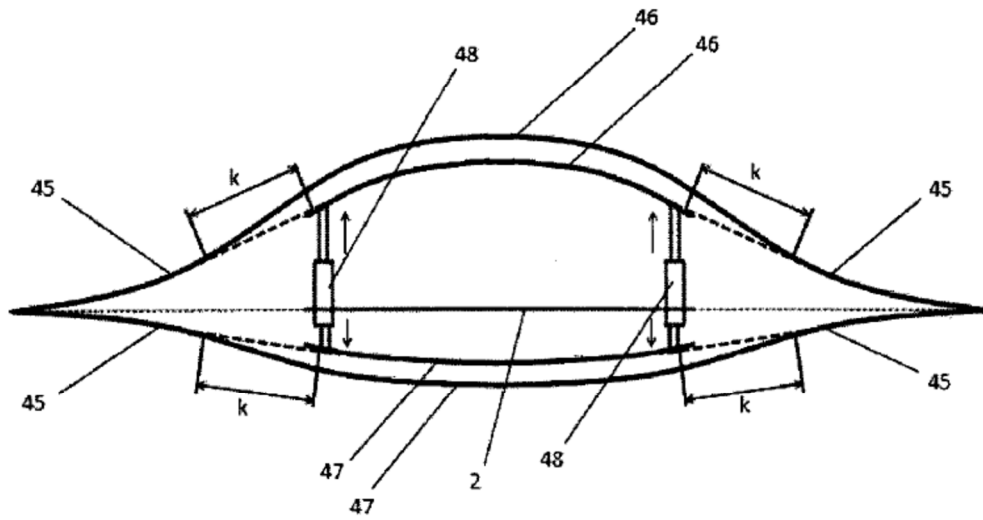


Fig. 41

