

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 740 978**

51 Int. Cl.:

F03D 5/00 (2006.01)
B64C 3/16 (2006.01)
B64C 9/18 (2006.01)
B64C 9/20 (2006.01)
B63H 9/04 (2006.01)
B63H 9/06 (2006.01)
F03D 5/04 (2006.01)
F03D 5/06 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **17.03.2016** **PCT/EP2016/000479**

87 Fecha y número de publicación internacional: **29.09.2016** **WO16150561**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **17.03.2016** **E 16713291 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.03.2019** **EP 3271575**

54 Título: **Dispositivo aéreo de tracción, dispositivo aéreo para una planta eólica y planta eólica para la producción de energía eléctrica, barco provisto de un dispositivo aéreo de tracción**

30 Prioridad:

20.03.2015 IT UD20150038

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

07.02.2020

73 Titular/es:

SKYPULL SA (100.0%)
Via alla Stampa 49
6967 Dino, CH

72 Inventor/es:

CATTANO, ALDO

74 Agente/Representante:

PADIAL MARTÍNEZ, Ana Belén

ES 2 740 978 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

Dispositivo aéreo de tracción, dispositivo aéreo para una planta eólica y planta eólica para la producción de energía eléctrica, barco provisto de un dispositivo aéreo de tracción

Campo técnico

- 5 La presente invención se refiere a un dispositivo aéreo de tracción, un dispositivo aéreo para una planta eólica para la producción de energía eléctrica y una planta de energía eólica para la producción de energía eléctrica que comprende dicho dispositivo y un barco provisto de un dispositivo aéreo de tracción de acuerdo con las reivindicaciones adjuntas.

Técnica anterior

- 10 En el campo de la producción de energía eléctrica, es bien conocido el uso de turbinas eólicas, que transforman la energía cinética del viento en energía mecánica, que se pone a disposición del eje de la turbina y, a su vez, se transforma en energía eléctrica por medio de un generador eléctrico. Las plantas de producción de energía eléctrica por medio de turbinas eólicas montadas en torres se subdividen esencialmente, así como sobre la base de la potencia general generada, en plantas que usan turbinas con un eje horizontal y plantas que usan turbinas con un
15 eje vertical. Entre las plantas con un eje horizontal, las configuraciones posibles proporcionan turbinas con una, dos o tres paletas, mientras que aquellas con un eje vertical, que están menos extendidas, en general proporcionan paletas dispuestas en estructuras principalmente circulares y soportadas por una base.

- Se conocen soluciones para la explotación de vientos a gran altitud que se basan en un medio aéreo provisto de hélices y motores-generadores en los que las hélices son controladas inicialmente por el motor-generador que
20 suministra energía eléctrica desde la red eléctrica para llevar los medios aéreos a la altitud. y en el que, posteriormente, las hélices se utilizan para producir energía eléctrica utilizando los vientos a gran altitud. Por lo tanto, la energía se produce a una gran altitud y se transmite al suelo por medio de un cable eléctrico, que conecta los medios aéreos al suelo. Se conocen soluciones para la explotación de vientos a gran altitud que se basan en un globo de aire caliente, que está provisto internamente de un rotor y un generador. También en este caso, la
25 potencia se produce a la altura y se transmite al suelo por medio de un cable eléctrico, que conecta el globo de aire caliente al suelo. Se conocen soluciones para la explotación de vientos a gran altitud que se basan en un medio aéreo que se lleva a una gran altitud y que se conecta al suelo mediante un cable de anclaje que se libera y recupera alternativamente para activar los generadores ubicados sobre el suelo.

- Se conocen soluciones para la explotación de vientos a gran altitud que se basan en una vela que se lleva a una gran altitud y que se conecta al suelo por medio de al menos dos cables de control que se utilizan para controlar los movimientos de la vela de una forma similar a las marquesinas de paracaídas. También en este caso, es necesario un cable de anclaje que se libera y recupera alternativamente para activar los generadores ubicados en el suelo.

- Se conocen soluciones en las que se utilizan algunas velas para arrastrar algunos carros, que se pueden mover sobre rieles colocados en el suelo a lo largo de una trayectoria anular y en los que la generación de energía se produce mediante generadores colocados en el carro.

- Se conocen soluciones en las que una aeronave real se controla por medio de medios de control inalámbricos de manera que vuela a una gran altitud y en la que la generación de energía se produce en tierra mediante un cable de conexión a la aeronave que se deja alternativamente libre para seguir las corrientes extrayendo el cable de
40 conexión y luego recuperándolo tirando del propio cable.

Se conocen soluciones en las que se utiliza un dispositivo aéreo para la tracción de barcos en el que uno o más dispositivos aéreos explotan la energía del viento para proporcionar una energía de tracción para el avance de un barco.

- La solicitud de patente US 2012/104763 describe un sistema basado en un dispositivo aéreo adaptado para funcionar en un modo alternativo en vientos fuertes. El sistema puede funcionar con una eficiencia reducida en vientos fuertes para moderar la carga en el sistema durante esos vientos fuertes. El sistema puede usar perfiles aerodinámicos de elementos múltiples, que se accionan para reducir el coeficiente de elevación de los perfiles aerodinámicos con el fin de moderar la carga en condiciones de viento fuerte. Se pueden controlar otros aspectos del vuelo, incluido el vuelo del dispositivo aéreo en deslizamiento lateral para inducir una resistencia que puede disminuir la carga en el sistema.

- La solicitud de patente EP 1 629 193 describe un conjunto de generación de energía eléctrica que comprende un cuerpo principal que tiene una baja densidad para proporcionar medios impulsados por el viento y la elevación sobre una superficie del cuerpo principal para generar energía eléctrica. El cuerpo principal tiene una forma prismática aerodinámica y tiene una región frontal de sección transversal, parte circular o parte elíptica. La solicitud de patente EP 2 341 242 describe un sistema destinado a aprovechar los recursos eólicos. El sistema puede transferir el impulso del viento a una fuerza aerodinámica que se puede usar directamente en caso de que el

sistema funcione como una plataforma de gran altitud o energía eólica al grupo de estaciones terrestres en la superficie, con el proceso que se realiza mediante el tensado y desenrollado del grupo de cables que conecta el grupo aerotransportado a un carrito en el grupo de estaciones en tierra. A través del grupo de control, el vector de fuerza resultante de las fuerzas aerodinámicas que tensan el cable se puede alterar significativamente.

La solicitud de patente US 2002/040948 describe un sistema de aprovechamiento de vientos que utiliza una pluralidad de cometas aerodinámicas autosoportantes para obtener potencia útil. El sistema comprende múltiples cometas aerodinámicas en tándem unidas a una carcasa de control giratoria mediante líneas de control y líneas de soporte. Las líneas de control pueden cambiar la longitud con respecto a la longitud de las líneas de apoyo para controlar el ángulo de ataque, el ángulo de inclinación, la dirección de vuelo y la velocidad de vuelo de las cometas aerodinámicas. La longitud de las líneas de control se controla desde la estación terrestre mediante un sistema de polea móvil en la caja de control para ajustar la dirección de los perfiles aerodinámicos para seguir una trayectoria de vuelo específica. Las líneas de control y las líneas de soporte también se enrollan en un eje motor y un sistema de poleas en la caja de control. Dado que las cometas aerodinámicas son impulsadas por el viento a una velocidad muy alta, las alas aerodinámicas generan una potente fuerza axial. A continuación, las líneas de control y las líneas de soporte se desenrollan bajo esta tensión axial, lo cual hace que el eje motor y el sistema de poleas de la caja de control enciendan un generador para generar electricidad. Después de que las cometas aerodinámicas hayan terminado su carrera de potencia de desenrollado, el ángulo de inclinación de la cometa aumenta considerablemente para que puedan enrollarse mediante sus líneas de control y soporte con un mínimo de fuerza a lo largo del recorrido. Una vez que los perfiles aerodinámicos se han enrollado a la distancia adecuada, los perfiles aerodinámicos se vuelven a inclinar para que el funcionamiento a alta velocidad genere una potente fuerza axial y se desenrollan para proporcionar otro golpe de potencia. A continuación, las cometas aerodinámicas vuelven a enrollarse en todo su recorrido y se repite todo el proceso. Dado que la fuerza para enrollar los perfiles aerodinámicos es mucho menor que la fuerza generada durante el desenrollado, se genera una potencia neta.

La solicitud de patente US 2007/126241 describe un aparato accionado por viento para un sistema de generación de energía aérea que comprende elementos y controles accionados. Los elementos impulsados están configurados y conformados para proporcionar la fuerza máxima tanto de la elevación como del arrastre durante la fase de funcionamiento a favor del viento y la fuerza mínima durante la fase de viento en contra. Los elementos impulsados tienen una parte de vela con un borde delantero y un borde posterior. Los controles cambian los elementos impulsados entre configuraciones de alta fuerza para funcionamiento a favor del viento y configuraciones de baja fuerza para funcionamiento en contra del viento, ajustan los ángulos de inclinación y acimut de los elementos impulsados y controlan la inclinación.

La solicitud de patente DE 10 2007 057267 describe una disposición para convertir la fuerza de accionamiento producida por la energía eólica y el movimiento relativo resultante de un cuerpo de flotador en relación con el agua circundante. La disposición está provista de un barco de energía con al menos una turbina de agua de flujo libre o un difusor o turbinas de flujo de vórtice impulsadas por al menos una vela eólica, remolcada o atada y/o por al menos un rotor Flettner.

Problemas de la técnica anterior

Las principales desventajas de las soluciones de la técnica anterior basadas en turbinas equipadas con paletas eólicas son los altos costes, la necesidad de vientos de baja altitud con una velocidad suficiente para poner la turbina en movimiento, el funcionamiento intermitente debido a la necesidad de altas velocidades mínimas de viento, la necesidad de instalar la turbina en una posición muy alejada del suelo, en general en una torre alta, pero no superior a cien metros, la necesidad de una estructura orientable en función de la dirección del viento, la necesidad de mantenimiento, que debe llevarse a cabo en la parte superior de la torre, donde se encuentran las paletas y el generador. Además, las dimensiones y los tamaños de los generadores eólicos tradicionales han aumentado considerablemente tanto para explotar los factores de economía de escala como para tratar de capturar vientos con velocidades medias cada vez más altas y con comportamientos más constantes. Sin embargo, existen límites físicos y de ingeniería para el simple aumento de los tamaños de las paletas o de la altura de las torres debido a la resistencia de los materiales y las fuerzas a las que están sometidas las estructuras. Al superar ciertos límites de tamaño de las paletas y altura de las torres, aumentan los riesgos de rotura y, por lo tanto, no es ventajoso, además de ser peligroso, superar tales límites que no permiten una explotación efectiva de las corrientes y de los vientos que se pueden encontrar a mayores altitudes. Además, aunque el aumento en el tamaño de las paletas eólicas se traduce en un aumento de la eficiencia, existen límites tecnológicos, así como también límites en cuanto al coste de ejecución y la eficiencia obtenible.

Las soluciones basadas en medios aéreos o globos aerostáticos provistos de generadores que se llevan a gran altura requieren un estricto control automático de vuelo, también con la ayuda de giroscopios y sistemas de GPS, ya que las estructuras a gran altitud deben controlarse de manera similar a un avión o a un helicóptero. Además, tales sistemas se caracterizan por su peso y tamaño significativos para poder obtener potencias adecuadas. Además, tales sistemas requieren grandes estructuras de anclaje al suelo para evitar daños en caso de mal tiempo. Debido a que la producción de energía se produce a gran altura, tales sistemas requieren un cable de amarre y conexión eléctrica que tiene grandes tamaños, longitud y peso porque es necesario transportar la energía producida a gran altura al suelo por medio de un cable eléctrico muy largo. Estas soluciones, además, también

tienen riesgos de descargas eléctricas debido a la presencia del cable conductor, que conecta la estructura voladora al suelo. Además, estas soluciones también tienen el riesgo de interferir con el tráfico aéreo a gran altura. Dado que las paletas y el generador se colocan en los medios aéreos, que se encuentran a una gran altura, también existen peligros de daños a cosas o personas debido a la posible caída del propio medio aéreo, que es muy pesado y en caso de pérdida de control puede estrellarse contra el suelo.

En la técnica anterior, las soluciones que se basan en un medio aéreo o una vela con un cable de doble anclaje que también tienen una función de control del medio aéreo, tienen el cable de doble anclaje conectado a los generadores ubicados en el suelo. Debido a que tales soluciones aprovechan el movimiento de liberación y recuperación del cable para activar los generadores, no explotan completamente los potenciales de los vientos a gran altitud y necesitan dos unidades de carrete-generador, lo cual aumenta sus costes. Además, no solo la generación de energía no es constante en el tiempo sino que, durante la fase de recuperación del cable, el sistema debe suministrar energía, lo cual reduce la eficiencia del sistema o de la planta. Además, el cable se desgasta rápidamente porque está sujeto a fases continuas de desenrollado hasta la tensión máxima y enrollado hasta la tensión mínima, por lo tanto, hay un roce continuo entre las vueltas del cable enrollado. Además, debido al desgaste rápido del cable, también es necesario proporcionar intervenciones de mantenimiento y reemplazo, y en consecuencia detener la planta.

Las soluciones de la técnica anterior que se basan en una aeronave que está controlada por medios de control inalámbricos son muy complejas porque requieren sistemas de control, sistemas de accionamiento, baterías y medios de transmisión en la aeronave, cuyos sistemas deben dimensionarse de tal manera que garanticen un control de una aeronave real y, por lo tanto, deben ser lo suficientemente robustos y dimensionados para poder maniobrar la aeronave también durante el aterrizaje y en ausencia de generación de energía. Además, tales sistemas están limitados por el hecho de que explotan el movimiento de liberación y recuperación del cable para activar el generador correspondiente y no explotan completamente los potenciales de los vientos a gran altitud, lo cual disminuye su eficiencia y eficacia. Además, no solo la generación de energía no es constante en el tiempo, sino que, durante la fase de recuperación del cable, el sistema debe suministrar energía, lo cual reduce la eficiencia del sistema o de la planta. Además, el cable se desgasta rápidamente porque está sujeto a fases continuas de desenrollado hasta la tensión máxima y enrollado hasta la tensión mínima, por lo tanto, hay un roce continuo entre las vueltas del cable enrollado. Además, debido al desgaste rápido del cable, también es necesario proporcionar intervenciones de mantenimiento y reemplazo, y en consecuencia detener la planta.

En general, las soluciones basadas en aeronaves rígidas están expuestas a riesgos de daños en caso de caída de la aeronave, mientras que las soluciones basadas en velas son menos eficientes y no permiten alcanzar los mismos rendimientos que las aeronaves con alas rígidas.

Las soluciones basadas en carros remolcados a lo largo de una trayectoria anular, aunque resuelven algunos de los problemas explicados anteriormente, están sujetas a problemas importantes debido al tipo de medios aéreos, que se utilizan para remolcar el carro. De hecho, el medio aéreo es una vela. La presencia de una vela no rígida y la presencia, en general, de varios cables implica el riesgo de que los cables se enrollen entre sí, con la consiguiente necesidad de detener la planta. Además, son necesarios procedimientos complejos para el despegue de las velas, que necesitan obtener una condición de inflación suficiente para poder obtener la velocidad de vuelo necesaria para alcanzar la altitud operativa. Esto es muy problemático si se considera que la vela debe hacerse aterrizar periódicamente y luego despegar nuevamente si no existen las condiciones óptimas de vuelo o si es necesario llevar a cabo inspecciones o intervenciones de mantenimiento.

Las soluciones de la técnica anterior en las que se utiliza un dispositivo aéreo para la tracción de barcos son poco eficientes y de difícil manejo.

Objetivo de la invención

El objetivo de la presente invención es proporcionar un medio aéreo de tracción que pueda utilizarse tanto para la tracción de un barco como para generar energía en una planta eólica para la producción de energía eléctrica. Un objetivo adicional de la presente invención es proporcionar un medio aéreo de tracción, que está provisto de una geometría de estructura aerodinámica para maximizar la eficiencia aerodinámica y la tracción. Un objetivo adicional de la presente invención es proporcionar un medio aéreo de tracción que también sea muy ligero a la vez que mantiene altas las características de resistencia e intensidad. Un objetivo adicional de la presente invención es proporcionar un medio aéreo de tracción, que no requiera sistemas de control, que son costosos desde el punto de vista energético para mantenerse en vuelo.

Concepto de la invención

El objetivo se consigue mediante las características de la reivindicación principal. Las reivindicaciones secundarias representan soluciones ventajosas.

Efectos ventajosos de la invención

La solución de acuerdo con la invención permite ventajosamente una explotación eficiente de los vientos a gran altitud, tanto en lo que respecta a la aplicación como medio de tracción del barco como a la aplicación en una planta de generación de energía. Además, la solución de acuerdo con la invención tiene costes bajos y requiere menos mantenimiento con respecto a las soluciones tradicionales, facilitándose también el mantenimiento, tanto con respecto a la aplicación como medio de tracción del barco como a la aplicación en una planta de generación de energía eólica.

La solución de acuerdo con la presente invención permite obtener una planta de generación eólica con pequeñas dimensiones generales y con una estructura ligera.

La solución de acuerdo con la invención permite ventajosamente obtener casi el doble de los tiempos de funcionamiento de vuelo con respecto a los sistemas de la técnica anterior y permite usar el viento que viene de todas las direcciones sin la necesidad de estructuras orientables, tanto con respecto a la aplicación como un medio de tracción del barco. y con respecto a la aplicación en una planta de generación de energía eólica.

En cuanto a la aplicación como medio de tracción del barco, la solución de acuerdo con la invención permite utilizar la energía eólica para la tracción del barco, lo cual reduce el consumo de combustible y las emisiones contaminantes.

Descripción de los dibujos

A continuación, se describe una solución con referencia a los dibujos adjuntos, que deben considerarse como un ejemplo no exhaustivo de la presente invención en la que:

La Fig. 1 muestra una planta que comprende el dispositivo aéreo de acuerdo con la invención.

La Fig. 2 muestra un detalle de la planta de la Fig. 1.

La Fig. 3 muestra una vista lateral del dispositivo aéreo de acuerdo con la invención.

La Fig. 4 muestra una vista lateral de un modo de realización diferente del dispositivo aéreo.

La Fig. 5 muestra una vista en perspectiva de una parte del dispositivo aéreo de la Fig. 3.

La Fig. 6 muestra una vista en perspectiva del dispositivo aéreo de la Fig. 3.

La Fig. 7 muestra una vista en perspectiva del dispositivo aéreo de la Fig. 3.

La Fig. 8 muestra una vista en sección de una de las alas del dispositivo aéreo de la Fig. 3.

La Fig. 9 muestra una vista en sección de una de las alas del dispositivo aéreo de la Fig. 3.

La Fig. 10 muestra una vista en perspectiva de una parte del dispositivo aéreo de la Fig. 3.

La Fig. 11 muestra una vista en perspectiva del dispositivo aéreo de la Fig. 3.

La Fig. 12 muestra un detalle de la planta de la Fig. 1.

La Fig. 13 muestra un detalle de la planta de la Fig. 1.

La Fig. 14 muestra una vista en perspectiva de un carro de la planta de la Fig. 1.

La Fig. 15 muestra una vista en planta del carro de la Fig. 14.

La Fig. 16 muestra una vista frontal del carro de la Fig. 14.

La Fig. 17 muestra una vista del carro de la Fig. 14 con algunos componentes retirados.

La Fig. 18 muestra una vista del sistema de ruedas del carro de la Fig. 14.

La Fig. 19 muestra un detalle de la planta de la Fig. 1.

La Fig. 20 muestra un posible sistema de despegue y aterrizaje.

La Fig. 21 muestra esquemáticamente el funcionamiento de la planta de la Fig. 1.

La Fig. 22 muestra la aplicación de un revestimiento al cable de retención.

La Fig. 23 muestra un primer modo de realización posible de un sistema de guía.

La Fig. 24 muestra un segundo modo de realización posible de un sistema de guía.

La Fig. 25 muestra un tercer modo de realización posible de un sistema de guía.

La Fig. 26 muestra la aplicación del dispositivo de acuerdo con la invención para la tracción de un barco.

Descripción de la invención

Con referencia a las figuras, la presente invención se refiere (Fig. 3, Fig. 4, Fig.5, Fig. 6, Fig. 7) a un dispositivo aéreo (1) para una planta eólica y a una planta eólica (10) para la producción de energía eléctrica (Fig. 1, Fig. 2, Fig. 12, Fig. 13, Fig. 14, Fig. 19, Fig. 21). El dispositivo aéreo (1) está conectado (Fig. 1, Fig. 12, Fig. 13, Fig. 17, Fig. 19, Fig. 20, Fig. 21) por medio de un cable de retención (18) a un carro (8) que se desliza sobre una guía (2), por lo que el carro es remolcable por medio del dispositivo aéreo (1) y está provisto de medios para generar energía eléctrica (27, 28). La solución de acuerdo con la invención es aplicable, en general, a plantas eólicas de trayectoria anular (10) en las que el dispositivo aéreo (1) se basa en un sistema de cable, que lleva el dispositivo aéreo (1) a una gran altura. Donde hay un gran flujo de aire tanto en términos de intensidad como en términos de disponibilidad en el tiempo. De hecho, a partir de estudios realizados en el campo de la producción de energía eólica, resulta que la velocidad y uniformidad del viento aumentan a medida que aumenta la altitud. Por ejemplo, a una altura de 100 m desde el suelo, los valores medios del viento tienen características poco explotables debido a la poca intensidad o debido a la poca constancia, mientras que a 400 m de altura desde el suelo, la velocidad del viento es siempre explotable para producción de energía y tiene características de mayor constancia en el tiempo. Dado que la potencia del viento es proporcional a la triple potencia de la velocidad, la eficiencia de una planta que explota un dispositivo aéreo (1) a una gran altitud tiene mejores rendimientos con respecto a las plantas de baja altitud con paletas de viento, obteniendo una mayor eficiencia con una superficie igual ocupada en el suelo. De hecho, al comparar varios tipos de plantas, se obtiene que una planta con paletas eólicas colocadas en el interior tiene una capacidad de producción media de 700 W/metro cuadrado, una planta con paletas eólicas colocadas en la costa tiene una capacidad de producción media de 1000 W/metro cuadrado, mientras que el sistema de acuerdo con la invención es capaz de obtener capacidades de producción superiores a 1800 W/metro cuadrado.

El dispositivo aéreo de acuerdo con la invención (1) está provisto (Fig. 3, Fig. 4, Fig.5, Fig. 6, Fig. 7, Fig. 11) de dos alas (11, 12) dispuestas de acuerdo con una configuración superpuesta recíprocamente en la que una primera ala (11) está conectada a una segunda ala (12) por medio de elementos de conexión (13, 14) que mantienen las dos alas (11, 12) separadas entre sí una distancia (D), que es preferentemente igual a un valor tal que la relación entre el ancho del dispositivo aéreo (1) y la distancia (D) entre las dos alas (11, 12) esté entre 0,8 y 1,2. Un primer elemento de conexión (13) conecta la primera ala (11) a la segunda ala (12) cerca de un primer extremo (36) del desarrollo longitudinal de las alas (11, 12). Un segundo elemento de conexión (14) conecta la primera ala (11) a la segunda ala (12) cerca de un segundo extremo (37) del desarrollo longitudinal de las alas (11, 12). El primer extremo (36) y el segundo extremo (37) son extremos opuestos del desarrollo longitudinal de las alas (11, 12). La primera ala (11) define (Fig. 3, Fig. 4) un primer contorno de ala (19) que representa el eje de desarrollo transversal de la primera ala (11). La segunda ala (12) define (Fig. 3, Fig. 4) un segundo contorno de ala (20) que representa el eje de desarrollo transversal de la segunda ala (12). Los elementos de conexión (13, 14) están conectados a las alas (11, 12) de acuerdo con una configuración tal que la primera ala (11), la segunda ala (12), el primer elemento de conexión (13) y el segundo elemento de conexión (14) forman una estructura esencialmente cuadrangular con dobles alas superpuestas. Con una geometría de este tipo con alas superpuestas dobles, se minimizan significativamente las dimensiones laterales totales con respecto a las soluciones conocidas de la técnica anterior porque con una extensión lateral igual del dispositivo aéreo (1) se obtiene una superficie de ala doble gracias a la presencia de la primera ala (11) y la segunda ala (12) que están separadas entre sí de acuerdo con una configuración superpuesta recíprocamente. Recíprocamente, con una superficie de ala igual se obtienen dimensiones laterales totales reducidas a la mitad con respecto a las soluciones de la técnica anterior. Dicha configuración permite obtener una resistencia mínima inducida con una relación de aspecto de superficie y ala iguales. Desde el punto de vista aerodinámico, es equivalente a una sola ala con doble envergadura. Al reducir a la mitad las dimensiones laterales totales con una superficie de ala igual, también se mejora la maniobrabilidad del dispositivo aéreo (1), así como su rigidez. La primera ala (11) está configurada para colocarse por encima de la segunda ala (12) en una condición de vuelo del dispositivo aéreo (1). Preferentemente, la primera ala (11) no está alineada verticalmente con respecto a la segunda ala (12) y los elementos de conexión (13, 14) están conectados a las alas (11, 12) de acuerdo con una configuración tal que el eje de desarrollo longitudinal de los elementos de conexión (13, 14) forman un ángulo (α' , α'') con respecto a los contornos de ala (19, 20) de las alas (11, 12). Se pueden proporcionar dos configuraciones diferentes en las que los elementos de conexión (13, 14) estarán conectados a las alas (11, 12):

- de acuerdo con una configuración tal que la primera ala (11) se coloca hacia adelante (Fig. 4) con respecto a la segunda ala (12) y con respecto a la dirección de avance (9) de tal manera que se cree una cierta profundidad longitudinal que permite obtener una mayor estabilidad longitudinal del dispositivo aéreo (1) cuando está volando. En este caso, por lo tanto, los elementos de conexión (13, 14) están conectados a las alas (11, 12) de acuerdo con una configuración tal que el eje de desarrollo longitudinal de los elementos de conexión (13, 14) forma un primer ángulo (α') con respecto a los contornos de ala (19, 20) de las alas (11, 12), siendo dicho primer ángulo (α') mayor que noventa grados, preferentemente entre 91 y 135 grados, incluso más preferentemente entre 95 y 130 grados;

- de acuerdo con una configuración tal que la primera ala (11) esté colocada hacia atrás (Fig. 3) con respecto a la segunda ala (12) y con respecto a la dirección de avance (9) de manera que se cree una cierta profundidad longitudinal, eso permite obtener una mayor estabilidad longitudinal del dispositivo aéreo (1) cuando está volando. En este caso, por lo tanto, los elementos de conexión (13, 14) están conectados a las alas (11, 12) de acuerdo con una configuración tal que el eje de desarrollo longitudinal de los elementos de conexión (13, 14) forma un segundo ángulo (α'') con respecto a los contornos del ala (19, 20) de las alas (11, 12), dicho segundo ángulo (α'') es menor que noventa grados, preferentemente entre 45 y 89 grados, incluso más preferentemente entre 50 y 85 grados.

Tales configuraciones son particularmente importantes en el caso en el que el cable de retención (18) se rompa. De hecho, la configuración descrita del dispositivo aéreo (1) permite obtener buenas condiciones de estabilidad y, por lo tanto, si el cable de retención (18) se rompe, el dispositivo aéreo (1) puede aterrizar de forma autónoma deslizándose dentro de un área definida.

Sin embargo, quedará claro que también son posibles soluciones en las que la primera ala (11) está alineada verticalmente con respecto a la segunda ala (12) y los elementos de conexión (13, 14) estarán conectados a las alas (11, 12) de acuerdo con una configuración tal que el eje de desarrollo longitudinal de los elementos de conexión (13, 14) forme un ángulo (α' , α'') de noventa grados con respecto a los contornos de ala (19, 20) de las alas (11, 12). Dicha solución tiene ventajosamente una mejor eficiencia aerodinámica con respecto a las soluciones con alas desalineadas verticalmente, pero se tiene menos estabilidad de control longitudinal en caso de vuelo pasivo.

Las alas (11, 12) están hechas (Fig. 5, Fig. 6, Fig. 7, Fig. 8, Fig. 9, Fig. 10) de acuerdo con una configuración de elementos múltiples que incluye un conjunto de contornos de ala distintos (21, 22, 23, 24). En la práctica, el ala (11, 12) consiste en un conjunto de contornos de ala (21, 22, 23, 24) dispuestos en una condición de proximidad recíproca de acuerdo con una disposición tal que:

- se maximice la eficiencia aerodinámica obteniendo pequeñas dimensiones totales delanteras;

- se minimice el peso total del ala (11, 12);

- se maximice la rigidez del ala (11, 12).

Con respecto a una solución de ala con un solo contorno como en la técnica anterior, la configuración de ala con múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) ha reducido considerablemente las dimensiones totales frontales. Esto implica una reducción significativa de su resistencia con respecto al ala de contorno único.

Los múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) comprenden (Fig. 5, Fig. 6, Fig. 7, Fig. 8, Fig. 9) al menos un primer contorno de ala (21) y un segundo contorno de ala (22) que se colocan recíprocamente uno tras otro en una condición de paralelismo recíproco y separados uno de otro de tal manera que se deje una primera ranura (38) entre el borde posterior o el extremo de cola del primer contorno de ala (21) y el borde delantero o extremo de cabeza del segundo contorno de ala (22), con los términos "cabeza" y "cola" que se refieren a la dirección de avance (9). La presencia de múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) permite obtener un flujo de aire en las alas (11, 12) que permanece adherido a la superficie del ala. Por el contrario, en ausencia de múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24), el flujo de aire en las alas (11, 12), más allá de un cierto ángulo de incidencia, se separa con respecto a la superficie de las alas, causando un bloqueo con una consecuente pérdida de elevación, tracción y potencia. Preferentemente, los múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) incluyen además al menos un tercer contorno de ala (23) que se coloca debajo con respecto al primer contorno de ala (21) y con respecto a la dirección de la gravedad cuando el dispositivo aéreo (1) está en posición de vuelo. El tercer contorno de ala (23) se desarrolla en paralelo con respecto al primer contorno de ala (21) y está separado del primer contorno de ala (21) en una distancia mayor con respecto a la distancia entre el primer contorno de ala (21) y el segundo contorno de ala (22) que se colocan recíprocamente uno tras otro. Preferentemente, los múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) incluyen además al menos un cuarto contorno de ala (24) que se coloca de acuerdo con una configuración en la que el segundo contorno de ala (22) y el cuarto contorno de ala (24) se colocan recíprocamente uno tras otro en una condición de paralelismo recíproco y espaciados entre sí de tal manera que dejen una segunda ranura (39) entre el borde posterior o el extremo de cola del segundo contorno de ala (22) y el borde delantero o el extremo de cabeza del cuarto contorno de ala (24), con los términos "cabeza" y "cola" que se refieren a la dirección de avance (9). El conjunto de múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) se coloca de acuerdo con una disposición tal que la envolvente de las superficies definidas por el conjunto de múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) tiene una configuración esencialmente descendente para crear una sobrepresión en la parte inferior del ala (11, 12) y una subpresión en la parte superior de la ala (11, 12), con los términos "parte superior" y "parte inferior" que se refieren a dirección de la gravedad cuando el dispositivo aéreo (1) está en posición de vuelo. Por sobrepresión y subpresión se entiende presiones diferentes entre sí y con respecto a la parte superior e inferior del ala (11, 12) en las que la sobrepresión indica una mayor presión con respecto a la indicada por la subpresión. Mediante la configuración descrita, las alas (11, 12) se caracterizan por un alto coeficiente de levantamiento CL y un bajo coeficiente de arrastre CD, lo cual aumenta la velocidad del dispositivo aéreo (1) cuando está volando por efecto del viento y, lo

más importante, aumenta la eficiencia aerodinámica. Al aumentar el número de contornos de ala del conjunto de múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24), aumenta el coeficiente de elevación CL del ala (11, 12).

La potencia generada por medio del dispositivo aéreo (1) es proporcional a la potencia a la potencia de tres de la velocidad W del dispositivo aéreo (1) y al cuadrado de la relación entre el coeficiente de elevación CL y el coeficiente de arrastre CD de acuerdo con la relación:

$$(i) \quad P \propto r A W^3 CL \left(\frac{CL}{CD} \right)^2$$

En la relación (i) P indica la potencia generada por medio del dispositivo aéreo (1), CL indica el coeficiente de elevación del ala (11, 12), CD indica el coeficiente de arrastre del ala (11, 12), W indica la velocidad del dispositivo aéreo (1), A indica la superficie plana del dispositivo aéreo (1), r indica la densidad del aire.

10 Dado que, según la configuración descrita, las alas (11, 12) se caracterizan por un alto coeficiente de levantamiento CL, un bajo coeficiente de arrastre CD, alta velocidad W, se obtiene que el dispositivo aéreo (1) de acuerdo con la invención puede generar una potencia considerablemente mayor con respecto a los sistemas de la técnica anterior. Cabe señalar que para la configuración descrita, considerando un ángulo de ataque a modo de ejemplo del ala (11, 12) de cinco grados, correspondiente al ángulo de vuelo provisto, el dispositivo aéreo (1) de acuerdo con la
15 invención tiene un valor de la relación CL/CD igual o superior a 16,5, mientras que un dispositivo similar de la técnica anterior fabricado en forma de vela alcanza como máximo valores de la relación CL/CD iguales a 10. Por lo tanto, la considerable ventaja obtenible mediante la configuración descrita es evidente.

Los múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) se fijan entre sí por medio de una serie de nervaduras de ala (16) que están dispuestas separadas entre sí a lo largo del desarrollo longitudinal de los contornos de ala (21, 22, 23, 24). Las nervaduras del ala (16) mantienen los contornos del ala (21, 22, 23, 24) juntos de acuerdo con una configuración recíprocamente espaciada de una con respecto a las otras y distribuyen la carga entre los diversos contornos del ala (21, 22, 23, 24). Además, las nervaduras del ala (16) sirven como un núcleo del larguero en caso de realización de una sección doble en "T" en la que el primer contorno de ala (21) y el tercer contorno de ala (23) corresponden a las bases de los largueros.

25 Los contornos de ala única (21, 22, 23, 24) están hechos por medio de secciones obtenidas por pultrusión, es decir, por extrusión mediante procesos de extracción. Los contornos de ala única (21, 22, 23, 24) se pueden hacer, por ejemplo, de fibra de carbono o fibra de vidrio o una combinación de dichos materiales tratados mediante impregnación de resina, por ejemplo resina de poliuretano. La resina de poliuretano tiene mejores características en cuanto a resistencia a la fatiga, peso y coste con respecto a la resina epoxi, viniléster y poliéster. De forma
30 alternativa, es posible recurrir a las resinas termoplásticas para aumentar aún más la resistencia a la fatiga y las características mecánicas en relación con el peso. Internamente, los contornos de ala así obtenidos (21, 22, 23, 24) son huecos y pueden rellenarse posteriormente con un núcleo (25) de un material que tiene un peso específico bajo, tal como poliestireno. De forma alternativa, los contornos de ala (21, 22, 23, 24) se pueden hacer con una estructura de sándwich en capas con materiales alternativos que tienen diferentes características de peso y
35 resistencia. En cualquier caso, según las soluciones descritas, cada uno de los contornos de ala (21, 22, 23, 24) constituye una viga de soporte de la estructura de las alas (11, 12) que es ligera y al mismo tiempo muy resistente. Sin embargo, será evidente que los contornos de ala única (21, 22, 23, 24) pueden producirse mediante cualquier otro ciclo de producción de la técnica conocida.

40 Las alas (11, 12), formadas por un conjunto de múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) y una serie de nervaduras de ala (16) forman la estructura de soporte de carga del dispositivo aéreo (1) de acuerdo con la invención. En particular, para obtener la función de soporte de carga de las alas, es importante tener una estructura con múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) y un contorno superior, en nuestro caso el primer contorno de ala (21), y un contorno inferior, en nuestro caso el tercer contorno de ala (23), de tal manera que produzca los mismos efectos que un único contorno ala mucho más grande con una resistencia estructural idéntica debido al hecho de que la estructura tiene múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) tiene en su interior un larguero con una doble sección
45 en T en la que el contorno superior y el contorno inferior actúan como bases del larguero y las nervaduras actúan como espaciadores y, por lo tanto, como un núcleo del mismo larguero.

Por lo tanto, el dispositivo aéreo (1) de acuerdo con la invención está formado por las alas (11, 12) y los elementos de conexión (13, 14) que en conjunto forman una estructura esencialmente cuadrangular. Los elementos de conexión (13, 14) tienen el propósito de reducir o posiblemente eliminar los vórtices finales realizando una función similar a la de los "alerones" presentes en los extremos de las alas de algunos aviones. Además, los elementos de conexión (13, 14) mantienen la primera ala (11) y la segunda ala (12) a la distancia correcta (D) entre sí. Por ejemplo, los elementos de conexión (13, 14) pueden consistir en tuberías hechas de material compuesto, que están recubiertas externamente con una cubierta de lona para mantener una forma aerodinámica. La lona puede estar
50 hecha de un material tejido o no tejido. De esta manera, los elementos de conexión (13, 14) tienen una estructura ligera, elástica y, al mismo tiempo, resistente. La presencia de los elementos de conexión (13, 14) que tienen una forma aerodinámica contribuye a reducir o eliminar los vórtices extremos de las alas (11, 12) que se forman debido a la diferencia de presión presente entre los dos lados opuestos de cada una de las alas. (11, 12). Tales vórtices

aumentan la resistencia aerodinámica de la aeronave y, por lo tanto, la forma aerodinámica de los elementos de conexión (13, 14) también contribuye a aumentar la eficiencia del dispositivo aéreo (1) de acuerdo con la invención.

En correspondencia con las zonas de conexión entre los elementos de conexión (13, 14) y las alas (11, 12), hay además presentes elementos de cubierta (15), que tienen forma de gota y que toman la carga aerodinámica de los elementos de conexión (13, 14) y la transfieren (Fig. 19) a una serie de cables de conexión (40) que a continuación se unen en un único cable de retención (18) que se conecta al carro (8).

Preferentemente, la serie de cables de conexión (40) comprende al menos un cable de conexión (40) para cada extremo angular de la estructura cuadrangular. Cada cable de conexión (40) se puede unir al ala correspondiente en una posición empotrada con respecto al extremo del ala, por ejemplo, a una distancia desde el extremo del ala que es igual a aproximadamente una cuarta parte con respecto al desarrollo longitudinal total del ala propiamente dicha, de forma que optimice la parte estructural del ala. Los elementos de cubierta (15) también pueden alojar en sus dispositivos de control internos, dispositivos de comando, sensores, herramientas de comunicación remota y baterías.

Además, el dispositivo aéreo (1) también puede estar provisto de cables de refuerzo (17) que forman cables de tensión que se encuentran dentro de la estructura cuadrangular del dispositivo aéreo y que contribuyen a reforzar aún más la estructura de este último. Cada uno de los cables de refuerzo (17) está recubierto preferentemente con una cubierta aerodinámica.

Por lo tanto, el dispositivo aéreo (1) tendrá una buena rigidez a lo largo de la envergadura del ala debido a la baja relación de aspecto del ala y una rigidez torsional justa debido a la estructura cerrada provista de cables de refuerzo (17). El uso de fibra de carbono o fibra de vidrio y resina de poliuretano permite tener una alta resistencia al estrés y una excelente flexibilidad sin el riesgo de rotura.

Tabla 1 - características ilustrativas de diferentes modelos

	Modelo 1 de dispositivo aéreo	Modelo 2 de dispositivo aéreo	Modelo 3 de dispositivo aéreo
Envergadura de ala (b)	7,5 m	15 m	30,7 m
Cable de ala (c)	1,0 m	2,0 m	4,1 m
Relación de aspecto del ala (b/c)	7,5	7,5	7,5
Velocidad de funcionamiento	69 m/s	69 m/s	69 m/s
Área característica	30 m ²	120 m ²	500 m ²
Longitud media del cable de retención	384 m	512 m	1024 m
Coefficiente medio de elevación del ala CL	1,1	1,1	1,2
Coefficiente medio de arrastre del ala CD	0,076	0,074	0,072
Relación CL/CD	14,54	14,84	16,54

Como se puede ver en la tabla, el dispositivo aéreo (1) puede fabricarse en varios modelos con diferentes características de tamaño. La longitud media del cable de retención está relacionada con la altura de vuelo del dispositivo aéreo (1). La altura de vuelo operativa del dispositivo aéreo (1) depende esencialmente del diámetro de la guía anular (2) a lo largo de la cual se deslizan los carros (8), que son remolcados por los dispositivos aéreos (1). Si un dispositivo aéreo (1) se coloca a una altura excesiva con respecto al diámetro de la guía anular (2), existe el riesgo de colisión de diferentes dispositivos aéreos (1) conectados a diferentes carros (8) en la misma guía (2). Por lo tanto, al aumentar el diámetro de la guía anular (2), se aumenta el coste de la planta, pero es posible utilizar dispositivos aéreos más grandes (1) y mayores alturas de vuelo con una mejora de la eficiencia de la planta y con la explotación de vientos con mayor velocidad.

En cuanto a la estructura en el suelo (Fig. 1, Fig. 2, Fig. 12, Fig. 13, Fig. 17, Fig. 19, Fig. 21), consiste en un circuito cerrado, preferentemente pero no necesariamente con un forma anular, que comprende una guía (2) a lo largo de la cual uno o más carros (8) están acoplados de manera deslizante, cada uno de los cuales es remolcado, por medio del cable de retención (18), por un dispositivo aéreo correspondiente (1) colocado a la altura. Por lo tanto, en la guía (2) puede haber varios carros que viajan en la guía (2) de manera equidistante entre sí, cada uno remolcado por un dispositivo aéreo respectivo (1).

Por ejemplo, se pueden tener plantas con estructuras anulares en el suelo con diámetros diferentes. Teniendo en cuenta los ejemplos mostrados anteriormente en la tabla 1, se pueden tener, como ejemplo solamente, las siguientes situaciones para las estructuras anulares correspondientes en el suelo.

Tabla 2 - Característica ilustrativa de las plantas

	Modelo 1 de dispositivo aéreo	Modelo 2 de dispositivo aéreo	Modelo 3 de dispositivo aéreo
Envergadura de ala (b)	7,5 m	15 m	30,7 m
Longitud media del cable de retención	384 m	512 m	1024 m
Diámetro de la estructura anular de la planta	400 m	700 m	1400 m
Circunferencia anular de la planta	1256 m	2198 m	4396 m
Cantidad de carros de generación	6	8	12
Potencia media generada por la planta	0,5 GWh/año	4,1 GWh/año	98 GWh/año

La guía (2) se apoya en una posición elevada con respecto al suelo por medio de una serie de torres (6), preferentemente colocadas en una posición recíprocamente equidistante a lo largo del desarrollo longitudinal de la guía (2). La estructura que consta de la guía (2) y las torres (6) está anclada al suelo mediante un sistema de cables de fijación (7) cuyo sistema proporciona una alta resistencia a las cargas laterales.

La guía (2) comprende (Fig. 12, Fig. 13, Fig. 17) un primer riel (3) y un segundo riel (4) que son paralelos entre sí y están separados entre sí y que están hechos preferentemente en forma de rieles tubulares. El primer riel (3) y el segundo riel (4) actúan como medios de guía para mantener el carro (8) en posición. Además, la guía (2) también comprende una pista (5) que se coloca preferentemente entre el primer riel (3) y el segundo riel (4). La pista central (5) se utiliza para liberar las fuerzas de tracción del dispositivo aéreo (1) y activar (Fig. 14, Fig. 15, Fig. 16, Fig. 18) ruedas de transmisión (31) del carro (8) que son ruedas de goma opuestas que están en contacto en lados opuestos de la pista central (5).

El carro (8) está provisto de un bastidor (32) al que se fija:

- un primer grupo de ruedas de retención (29) que se acoplan deslizantemente en el primer riel (3);
- un segundo grupo de ruedas de retención (30) que se acoplan deslizantemente en el segundo riel (4);
- un par de ruedas de transmisión opuestas (31) que están en contacto en lados opuestos de la pista central (5).

Cada grupo de ruedas de retención (29, 30) puede comprender un conjunto de ruedas delanteras y un conjunto de ruedas traseras, en el que los términos "delantero" y "trasero" se refieren (Fig. 13) a la dirección de avance (9) del carro (8) en la guía (2). Cada conjunto de ruedas puede constar de tres pares de ruedas que se acoplan de manera deslizante en el riel respectivo (3, 4) de acuerdo con diferentes direcciones de acoplamiento, por ejemplo, de acuerdo con las direcciones de acoplamiento a noventa grados entre sí. Los grupos de ruedas de retención (29, 30) se utilizan para mantener el carro en posición con respecto al riel respectivo (3, 4).

En cada carro (8) se instala un cabrestante (26) para desenrollar y enrollar el cable de retención (18) del dispositivo aéreo (1) durante las fases de despegue y aterrizaje. El cabrestante (26) comprende un motor conectado a una bobina para enrollar el cable de retención (18). El cabrestante comprende además un sistema de control y un sistema de suministro conectado a la red y provisto de una batería de emergencia para gestionar las fases de enrollamiento del cable de retención (18) en caso de ausencia de energía de la red.

El carro también cuenta con al menos un motor-generador, si es necesario, dos motores-generadores (27, 28). El motor-generador o los motores-generadores (27, 28) transforman la energía cinética del carro (8) en energía eléctrica. Por ejemplo, para una solución con dos motores-generadores (27, 28), un primer motor-generador (27) está conectado a una primera de las ruedas de transmisión (31) y un segundo motor-generador (28) está conectado a una segunda de las ruedas de transmisión (31), que son dos ruedas de disco de goma que giran en sentido contrario en la pista central (5) de la guía (2) de manera que descarguen toda la carga sin el riesgo de deslizamiento.

El dispositivo aéreo (1) vuela a una alta velocidad paralela al suelo moviéndose alternativamente hacia la derecha y hacia la izquierda con respecto a la guía (2) que sigue (Fig. 21) una trayectoria esencialmente en forma de "8" (35).

Cada dispositivo aéreo (1) puede controlarse por medio de un sistema de control que comprende uno o más sensores de posición, sensores de aceleración, sensores de posicionamiento GPS, sensores de control de la dirección del cable de retención (18), sensores de posición de radar. De esta manera, la posición de cada dispositivo aéreo (1) presente en la guía (2) es cierta y el riesgo de colisión entre los propios dispositivos aéreos (1) y entre los dispositivos aéreos (1) y los aviones externos se elimina o se elimina se reduce significativamente.

El dispositivo aéreo (1) se controla mediante controles colocados en el propio dispositivo aéreo (1) para hacer que siga (Fig. 21) una trayectoria en forma de "8" (35), de acuerdo con lo que se indica a continuación de la presente descripción.

5 Con el fin de reducir su resistencia aerodinámica, un revestimiento (41) de espuma de goma conformada se engancha alrededor del cable de retención (18) para disminuir la resistencia aerodinámica.

10 A intervalos regulares a lo largo del revestimiento (41) se proporciona para insertar un generador piezoeléctrico que se carga con las vibraciones generadas por el dispositivo aéreo (1) durante el vuelo. El generador piezoeléctrico suministrará una serie de dispositivos de luz, preferentemente con LED, que permiten identificar el cable de retención (18) durante la noche. El revestimiento (41) preferentemente estará provisto además de partes reflectantes para aumentar la visibilidad también durante el día. Además, el hecho de que el revestimiento (41) tenga un tamaño mayor con respecto al cable de retención (18) contribuye a aumentar su visibilidad durante el día.

15 El cable de retención (18) tiene un punto menos resistente en correspondencia con la zona de conexión con el dispositivo aéreo (1) de tal manera que se crea un punto de ruptura preferente del cable de retención (18). Dado que el punto de ruptura se coloca en correspondencia con la zona de conexión con el dispositivo aéreo (1), en caso de romperse, el cable de retención (18) puede enrollarse rápidamente mediante el cabrestante (26) sin riesgo de causar daños debido a la caída del cable en sí si llegara al suelo lejos de la planta (10) mientras es arrastrado por el dispositivo aéreo (1) en una maniobra de emergencia.

El dispositivo aéreo (1) tiene varios mini-actuadores colocados en los extremos (36, 37) de las alas (11,12), que controlan (Fig. 23, Fig. 24, Fig. 25) algunos alerones (43) colocados en los extremos (36, 37) de las alas (11, 12).

20 Los alerones se pueden colocar (Fig. 23) entre las ranuras (38, 39) presentes entre los distintos contornos de ala (21, 22, 23, 24). Si la ranura (38, 39) está obstruida, el flujo de aire se detiene y todo el flujo de aire en la parte de la superficie de succión del ala (11, 12) perderá energía de tal manera que se detenga el dispositivo aéreo (1).

25 Alternativamente o en combinación, los alerones (43) se pueden colocar (Fig. 24, Fig. 25) en la parte superior del primer contorno de ala (21), es decir, en la parte superior del contorno de ala que está en una posición más alta con respecto al conjunto de los múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24). De esta manera, cuando se levanta el alerón en una posición operativa, también elimina el flujo del propio contorno y de los siguientes en la secuencia de los múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24), para maximizar la reducción de elevación y maximizar el control de vuelo y la reactividad de control.

30 Los alerones (43) pueden ser de tipo articulado (Fig. 23, Fig. 24) o pueden ser (Fig. 25) del tipo rebajado extraíble linealmente de una brecha obtenida en los contornos del ala (21, 22, 23, 24), por ejemplo, en el primer contorno de ala (21).

35 Si se acciona el alerón de un primer extremo (36), dicho primer extremo (36) de las alas (11, 12) producirá una mayor resistencia con respecto al segundo extremo (37) de las alas (11, 12) y ralentizará dicho primer extremo (36) con respecto al segundo extremo (37) permitiendo el control de los cambios de dirección del dispositivo aéreo (1). Para reducir la velocidad del dispositivo aéreo (1), se pueden accionar los actuadores de los alerones de ambos extremos (36, 37). Con el fin de suministrar energía a los actuadores y al sistema de control en el dispositivo aéreo (1), se le pueden proporcionar paneles fotovoltaicos flexibles especiales antivibración o sistemas de generación de energía que explotan vibraciones tales como sistemas de generación piezoeléctricos o pequeños generadores eólicos con hélices. Uno puede proporcionar soluciones en las que solo existan paneles fotovoltaicos o solo sistemas para generar energía a partir de vibraciones o solo generadores de viento pequeños con hélices o una combinación de ellos. En cualquier caso, está previsto utilizar una batería recargable para acumular la energía necesaria para gestionar de forma óptima el control del dispositivo aéreo (1).

45 En general, por lo tanto, el dispositivo aéreo (1) puede comprender al menos un par de alerones (43) movibles por medio de actuadores, estando los alerones colocados (Fig. 23) cerca de al menos una ranura (38, 39) entre los contornos de ala (21, 22, 23, 24), con cada uno de los alerones (43) que se pueden mover entre al menos dos posiciones de las cuales:

- una primera posición es una posición extendida en la que el alerón (43) obstruye al menos parcialmente la ranura (38, 39);

50 - una segunda posición es una posición retraída en la que el alerón (43) está en una condición de no obstrucción esencial de la ranura (38, 39).

De forma alternativa, se puede proporcionar una solución (Fig. 24, Fig. 25) en la que el dispositivo aéreo (1) puede comprender al menos un par de alerones (43) movibles por medio de actuadores, colocándose los alerones (43) en el lado superior de al menos uno de los contornos de ala (21, 22, 23, 24), con cada uno de los alerones (43) que se puede mover entre al menos dos posiciones, de las cuales:

- una primera posición es una posición extendida en la que el alerón (43) constituye un obstáculo para el flujo de aire en la parte superior del contorno de ala en el que está montado;

- una segunda posición es una posición retraída en la que el alerón (43) está en una condición de adhesión esencial con respecto al contorno de ala en el que está montado o en una condición empotrada dentro de la sección del contorno de ala en la que está montado.

5

El despegue del dispositivo aéreo (1) se produce si un sistema de detección del viento a gran altitud, como un sistema llamado "Sodar", confirma que a una gran altitud hay viento suficiente para la producción de energía y si el pronóstico del tiempo indica estabilidad climática.

Las diversas fases del despegue de cada dispositivo aéreo único (1) se pueden resumir de la siguiente manera:

10

- el carro (8) se mueve en la guía (2) hasta que se corresponde con (Fig. 20) una grúa provista de una base giratoria (34) que sostiene un brazo telescópico (33);

- un dispositivo aéreo (1) está enganchado al brazo telescópico (33) de la grúa.

De forma alternativa, también es posible que cada carro (8) esté provisto de una grúa respectiva para acelerar las operaciones de inicio y parada de la planta;

15

- el cable de retención (18) del dispositivo aéreo (1) está conectado al carro (8);

- el dispositivo aéreo (1) se eleva hasta una cierta altura, por ejemplo hasta 30 m de altura, por medio del brazo telescópico (33) de la grúa a la que está conectado, para minimizar la influencia de la turbulencia del suelo. y encontrar un viento con mayor intensidad;

20

- el brazo telescópico (33) coloca el dispositivo aéreo (1) contra el viento y luego lo libera a la altura de posicionamiento inicial;

- si el viento a la altura de posicionamiento inicial del dispositivo aéreo (1) es insuficiente, el sistema pone en movimiento el carro (8) en el suelo por medio de los motores-generadores (27, 28) y el carro (8) remolca el dispositivo aéreo (1) mientras que el cabrestante (26) desenrolla el cable de retención (18) de tal manera que permite que el dispositivo aéreo (1) gane altura y encuentre una altitud a la que haya suficiente viento para el auto-sostenimiento de movimiento;

25

- en este punto, el procedimiento de despegue se repite con el siguiente carro (8) y un dispositivo aéreo correspondiente (1) hasta completar las fases de despegue de todos los dispositivos aéreos (1) provistos en la planta (10).

Se pueden instalar varias grúas para acelerar el procedimiento de despegue de todos los dispositivos aéreos (1) provistos en la planta (10). Sin embargo, las grúas deben colocarse a una distancia adecuada entre sí porque es esencial que haya distancias de seguridad adecuadas entre los dispositivos de salida de aire (1). De hecho, cerca del suelo, la dirección del viento también puede variar en 90 ° en varios puntos, incluso cerca, debido a ráfagas y turbulencias.

30

En caso de que ya no existan las condiciones adecuadas para el vuelo del dispositivo aéreo (1), por ejemplo, debido a un viento demasiado fuerte o demasiado débil, el procedimiento de retorno consta de las siguientes fases:

35

- el dispositivo aéreo (1) se mueve hacia la parte lateral de su arco de vuelo envolvente donde no hay mucha carga aerodinámica y, por lo tanto, potencia mínima;

- el cable de retención (18) es enrollado por el cabrestante (26) en su bobina respectiva;

- cuando el cable de retención (18) está enrollado casi por completo, el carro (8) del dispositivo aéreo respectivo (1) durante el aterrizaje se coloca al lado (Fig. 20) de la grúa y del brazo respectivo (33);

40

- la grúa engancha el cable de retención (18) y a continuación engancha otros puntos de retención del dispositivo aéreo (1) para poder moverlo rígidamente;

- de este modo, el dispositivo aéreo (1) se lleva al suelo en una posición invertida y se libera del cable de retención (18);

45

- en este punto, el procedimiento de retorno se repite con el siguiente dispositivo aéreo (1) hasta completar las fases de retorno de todos los dispositivos aéreos (1) que vuelan en la planta (10).

Las fases de despegue y retorno también pueden incluir fases adicionales de movimiento de la grúa para el alojamiento y la extracción de los dispositivos aéreos (1) hacia y desde un almacén de estos últimos en el que los dispositivos aéreos (1) están protegidos en un lugar protegido.

El dispositivo aéreo (1) también puede estar provisto de un sistema de seguridad para protección contra exceso de velocidad. El sistema se basa en un sistema aerodinámico tanto pasivo como activo. En el caso de que la energía ya no esté disponible en el dispositivo aéreo (1), los alerones descritos anteriormente se abren automáticamente y reducen la velocidad del dispositivo aéreo (1). El dispositivo aéreo (1) puede por lo tanto retraerse sin esfuerzo mediante el cabrestante (26).

La planta (10) y el dispositivo aéreo (1) no se ven afectados por fenómenos de descargas directas de rayos ya que el cable de retención (18) que conecta el dispositivo aéreo (1) al suelo consiste en un material eléctricamente aislante y el dispositivo aéreo (1) no se comporta como una antena. Esta es una consecuencia ventajosa del hecho de que la generación de energía no se produce a una gran altura, como en el caso de algunos sistemas de la técnica anterior, sino que la generación de energía se produce en el suelo en el carro (8).

La intermitencia del viento es uno de los factores importantes a tener en cuenta: a 400 m de altitud, el viento está casi siempre presente, pero si no está en el rango de velocidad utilizable, los dispositivos aéreos (1) se aterrizan uno por uno utilizando la grúa. De forma alternativa, a cada carro (8) también se le puede proporcionar una grúa respectiva para acelerar las operaciones de arranque y parada de la planta, que pueden tener lugar simultáneamente para todos los dispositivos aéreos (1).

En caso de ausencia repentina de viento, el carro (8) en la guía (2) se posiciona en el modo de remolque en el que los motores-generadores (27, 28) actúan como motores y remolcan el dispositivo aéreo (1) de manera que se mantenga en vuelo durante el tiempo necesario para el retorno del viento o para el retorno del dispositivo aéreo (1) al suelo.

Durante la puesta en marcha, la planta (10) está configurada y estructurada para iniciarse automáticamente colocando los dispositivos aéreos (1) contra el viento y levantándolos a la altitud en poco tiempo.

Durante la parada, la planta (10) está configurada y estructurada para recuperar los dispositivos aéreos (1) uno por uno utilizando el brazo (33) de una o más grúas.

Las condiciones mínimas de viento para la puesta en marcha de la planta (10) deben proporcionar una permanencia de los dispositivos aéreos (1) a la altitud durante un período lo más largo posible, con una duración mínima que debe garantizarse, ya que en las fases de puesta en marcha y parada hay un consumo de energía para el movimiento de los carros (8) y de las grúas. Cabe señalar que, con la exclusión de las fases de mantenimiento programadas, la recuperación de los dispositivos aéreos (1) en general ocurre solo cuando hay condiciones de viento problemáticas, mientras que en presencia de condiciones de viento adecuadas los dispositivos aéreos (1) pueden permanecer en altitud para periodos de actividad prolongados también.

En conclusión, la presente invención se refiere a (Fig. 3, Fig. 4, Fig. 5, Fig. 6, Fig. 7, Fig. 8, Fig. 9, Fig. 10) un dispositivo aéreo (1) para (Fig. 1, Fig. 19, Fig. 21) una planta de generación de energía eólica (10) en la que el dispositivo aéreo (1) comprende al menos un ala (11, 12) que se realiza de acuerdo con una configuración de elementos múltiples que incluye un conjunto de contornos de ala distintos (21, 22, 23, 24) dispuestos en una condición de proximidad recíproca, con dicho conjunto de contornos de ala (21, 22, 23, 24) que comprende al menos un primer contorno de ala (21) y un segundo contorno de ala (22) que están recíprocamente colocados uno tras otro en una condición de paralelismo recíproco y espaciados entre sí de tal manera que dejen al menos una ranura (38, 39) entre un borde posterior o extremo de cola del primer contorno de ala (21) y un borde delantero o extremo de cabeza del segundo contorno de ala (22), con los términos "cabeza" y "cola" que se refieren a una dirección de avance (9) del dispositivo aéreo (1).

Además, la presente invención se refiere a (Fig. 1, Fig. 2, Fig. 12, Fig. 13, Fig. 14, Fig. 19, Fig. 21) una planta de generación de energía eólica (10) del tipo en el que:

- al menos un carro (8) o medio remolcado se puede mover a lo largo de una guía (2) por medio de un dispositivo aéreo de tracción sujeto a la energía eólica que genera una energía cinética de tracción en el carro (8);

- el al menos un carro (8) o medio remolcado está provisto de medios de generación de energía eléctrica por transformación de la energía cinética de tracción del dispositivo aéreo de tracción;

y además, en el que el dispositivo aéreo de tracción es un dispositivo aéreo (1) fabricado de acuerdo con una de las soluciones descritas anteriormente.

El carro (8) o los medios remolcados también se pueden hacer en forma de un vehículo, en cuyo caso la guía (2) debe entenderse como una carretera en la que se mueve el vehículo, que comprende opcionalmente medios de recepción de la potencia producida colocada en la carretera en sí, que se combinan con los medios de transmisión de la potencia producida en el vehículo remolcado por el dispositivo aéreo (1).

Además, la presente invención también se refiere a (Fig. 26) un barco (42) provisto de un medio aéreo de tracción que ejerce una fuerza de tracción en la dirección de avance del barco (42) y en el que el medio aéreo de tracción es un dispositivo aéreo (1) de acuerdo con una de las soluciones descritas anteriormente.

La descripción de la presente invención se ha realizado con referencia a las figuras adjuntas en un modo de realización preferente, pero es evidente que muchos cambios, modificaciones y variaciones posibles serán inmediatamente evidentes para los expertos en la materia a la luz de la descripción anterior. Por lo tanto, debe subrayarse que la invención no se limita a la descripción anterior, sino que incluye todos los cambios, modificaciones y variaciones de acuerdo con las reivindicaciones adjuntas.

Nomenclatura utilizada

Con referencia a los números de identificación en las figuras adjuntas, se ha utilizado la siguiente nomenclatura:

1. Dispositivo aéreo de tracción
2. Guía
- 10 3. Primer riel
4. Segundo riel
5. Pista
6. Torre
7. Cuerda de fijación
- 15 8. Carro
9. Dirección de avance
10. Planta de generación de energía
11. Primera ala
12. Segunda ala
- 20 13. Primer elemento de conexión
14. Segundo elemento de conexión
15. Elemento de cubierta
16. Nervadura del ala
17. Cable de refuerzo
- 25 18. Cable de retención
19. Plano de la primera ala
20. Plano de la segunda ala
21. Primer contorno de ala
22. Segundo contorno de ala
- 30 23. Tercer contorno de ala
24. Cuarto contorno de ala
25. Núcleo
26. Cabrestante
27. Primer motor-generador
- 35 28. Segundo motor-generador
29. Primer grupo de ruedas de retención
30. Segundo grupo de ruedas de retención
31. Rueda de transmisión

- 32. Cuadro
- 33. Brazo
- 34. Base
- 35. Trayectoria
- 5 36. Primer extremo
- 37. Segundo extremo
- 38. Primera ranura
- 39. Segunda ranura
- 40. Cable de conexión
- 10 41. Revestimiento
- 42. Enviar
- 43. Alerón
- a'. Primer ángulo
- a". Segundo ángulo
- 15 D. Distancia

REIVINDICACIONES

1. Dispositivo aéreo de tracción (1) en el que el dispositivo aéreo (1) comprende al menos un ala (11, 12) que se realiza de acuerdo con una configuración de elementos múltiples que incluye un conjunto de contornos de ala (21, 22, 23, 24) que constituyen múltiples contornos de ala que se colocan en una condición de proximidad recíproca, con dicho conjunto de contornos de ala (21, 22, 23, 24) que comprende al menos un primer contorno de ala (21) y un segundo contorno de ala (22) que se colocan recíprocamente uno después del otro en una condición de paralelismo recíproco y espaciados entre sí de tal manera que deje al menos una ranura (38, 39) entre un borde posterior o el extremo de cola del primer contorno de ala (21) y el borde delantero o el extremo de cabeza del segundo contorno de ala (22), con los términos "cabeza" y "cola" que se refieren a una dirección de avance (9) de dicho dispositivo aéreo de tracción (1), con el dispositivo aéreo (1) que comprende al menos dos de dichas alas (11, 12) que se colocan de acuerdo con una configuración recíprocamente superpuesta en la que se conecta una primera ala (11) a un segunda ala (12) por medio de elementos de conexión (13, 14) que mantienen las dos alas (11, 12) separadas entre sí, **caracterizado por que** dicha primera ala (11) está desalineada verticalmente con respecto a dicha segunda ala (12), con los elementos de conexión (13, 14) que tienen una estructura resistente y están conectados a las alas (11, 12) de acuerdo con una configuración tal que un eje de desarrollo longitudinal de los elementos de conexión (13, 14) está inclinado con respecto a los planos (19, 20) de las alas (11, 12) y los múltiples contornos de ala (21, 22, 23, 24) que se fijan entre sí por medio de una serie de nervaduras de ala (16) que están dispuestas separadas entre sí otro a lo largo del desarrollo longitudinal de los contornos de ala (21, 22, 23, 24), con las nervaduras de las alas (16) que mantienen los contornos de ala (21, 22, 23, 24) juntos de acuerdo con una configuración recíprocamente espaciada de uno con respecto a los otros para que la carga entre los diversos contornos del ala (21, 22, 23, 24) se distribuya, con las nervaduras del ala (16) que constituyen una núcleo de una estructura de larguero con una configuración de doble sección en "T" en la que el primer contorno de ala (21) y el tercer contorno de ala (23) corresponden a las bases de los largueros y están unidos recíprocamente por las nervaduras de ala (16).
2. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con la reivindicación anterior, **caracterizado por que** dicho conjunto de contornos de ala (21, 22, 23, 24) comprende además al menos un tercer contorno de ala (23) que se coloca debajo con respecto al primer contorno de ala (21) y con respecto a la dirección de la gravedad cuando el dispositivo aéreo (1) está en posición de vuelo, con dicho tercer contorno de ala (23) que se desarrolla de manera paralela con respecto al primer contorno de ala (21).
3. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con la reivindicación anterior, **caracterizado por que** dicho tercer contorno de ala (23) está separado del primer contorno de ala (21) una distancia mayor con respecto a la distancia entre el primer contorno de ala (21) y el segundo contorno de ala (22) que se colocan recíprocamente uno detrás del otro.
4. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** dicho conjunto de contornos de ala (21, 22, 23, 24) comprende:
- dicho primer contorno de ala (21) y dicho segundo contorno de ala (22) que se colocan recíprocamente uno tras otro en una condición de paralelismo recíproco y espaciados entre sí de tal manera que dejen al menos una primera ranura (38) entre el borde posterior o el extremo de cola del primer contorno de ala (21) y el borde delantero o extremo de cabeza del segundo contorno de ala (22);
 - un cuarto contorno de ala adicional (24) que se coloca de acuerdo con una configuración en la que el segundo contorno de ala (22) y el cuarto contorno de ala (24) se colocan recíprocamente uno tras otro en una condición de paralelismo recíproco y espaciados entre sí en de tal manera que deje una segunda ranura (39) entre el borde posterior o el extremo de cola del segundo contorno de ala (22) y el borde delantero o extremo de cabeza del cuarto contorno de ala (24);
- los términos "cabeza" y "cola" se refieren a una dirección de avance (9) de dicho dispositivo aéreo de tracción (1).
5. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** dicho conjunto de contornos de ala (21, 22, 23, 24) se coloca de acuerdo con una disposición tal que la envolvente de las superficies definidas por el conjunto de múltiples contornos del ala (21, 22, 23, 24) tiene una configuración esencialmente similar a una gota para crear una sobrepresión en la parte inferior del ala (11, 12) y una subpresión en la parte superior del ala (11, 12), con los términos "parte superior" y "parte inferior" que se refieren a la dirección de la gravedad cuando el dispositivo aéreo de tracción (1) está en posición de vuelo.
6. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** dichos elementos de conexión (13, 14) mantienen las dos alas (11, 12) separadas una de la otra una distancia (D), siendo dicha distancia (D) igual a un valor tal que la relación entre el ancho del dispositivo aéreo de tracción (1) y la distancia (D) entre las dos alas (11, 12) esté entre 0,8 y 1,2.
7. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** dichos elementos de conexión (13, 14) comprenden un primer elemento de conexión (13) que conecta la primera ala (11) a la segunda ala (12) cerca de un primer extremo (36) del desarrollo longitudinal de las alas (11,

12) y un segundo elemento de conexión (14) que conecta la primera ala (11) a la segunda ala (12) cerca de un segundo extremo (37) del desarrollo longitudinal de las alas (11, 12), en el que el primer extremo (36) y el segundo extremo (37) son extremos opuestos del desarrollo longitudinal de las alas (11, 12), con los elementos de conexión (13, 14) que están conectados a las alas (11, 12) de acuerdo con una configuración tal que la primera ala (11), la segunda ala (12), el primer elemento de conexión (13) y el segundo elemento de conexión (14) forman una estructura esencialmente cuadrangular con dobles alas superpuestas.

8. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** dicha primera ala (11) está desalineada verticalmente con respecto a dicha segunda ala (12) de acuerdo con una configuración tal que la primera ala (11) está colocada hacia adelante con respecto a la segunda ala (12) y con respecto a la dirección de avance (9), con los elementos de conexión (13, 14) conectados a las alas (11, 12) de acuerdo con una configuración tal que dicho eje de desarrollo longitudinal de los elementos de conexión (13, 14) forma un primer ángulo (a') con respecto a los planos de ala (19, 20) de las alas (11, 12).

9. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con la reivindicación anterior, **caracterizado por que** dicho primer ángulo (a') es mayor que noventa grados, preferentemente entre 91 y 135 grados, incluso más preferentemente entre 95 y 130 grados.

10. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores 1 a 7, **caracterizado por que** dicha primera ala (11) está desalineada verticalmente con respecto a dicha segunda ala (12) de acuerdo con una configuración tal que la primera ala (11) se coloca hacia atrás con respecto a la segunda ala (12) y con respecto a la dirección de avance (9), con los elementos de conexión (13, 14) que se conectan a las alas (11, 12) de acuerdo con una configuración tal que el eje de desarrollo longitudinal de los elementos de conexión (13, 14) forma un segundo ángulo (a'') con respecto a los planos de ala (19, 20) de las alas (11, 12).

11. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con la reivindicación anterior, **caracterizado por que** dicho segundo ángulo (a'') es menor que noventa grados, preferentemente entre 45 y 89 grados, incluso más preferentemente entre 50 y 85 grados.

12. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** dichos elementos de conexión (13, 14) están hechos por medio de tuberías que están revestidas externamente con una cubierta de lona de acuerdo con una forma aerodinámica.

13. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** en correspondencia con las zonas de conexión entre los elementos de conexión (13, 14) y las alas (11, 12), también están presentes elementos de cubierta (15), que tienen forma de gota.

14. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores 7 a 13, **caracterizado por que** comprende cables de refuerzo (17) que forman cables de tensión que se encuentran dentro de la estructura cuadrangular del dispositivo aéreo de tracción (1).

15. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** comprende al menos un par de alerones (43) que se pueden mover por medio de actuadores, colocándose dichos alerones (43) cerca de dicha al menos una ranura (38, 39) entre dichos contornos de ala (21, 22, 23, 24), con cada uno de dichos alerones (43) que son móviles entre al menos dos posiciones de las cuales:

- una primera posición es una posición extendida en la que el alerón (43) obstruye al menos parcialmente dicha ranura (38, 39);

- una segunda posición es una posición retraída en la que el alerón (43) se encuentra en una condición de no obstrucción esencial de dicha ranura (38, 39).

16. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores 1 a 14, **caracterizado por que** comprende al menos un par de alerones (43) que se pueden mover por medio de actuadores, con dichos alerones (43) que se colocan en la parte superior de al menos uno de los contornos de ala (21, 22, 23, 24), con cada uno de los alerones (43) que se pueden mover entre al menos dos posiciones, de las cuales:

- una primera posición es una posición extendida en la que el alerón (43) constituye un obstáculo para el flujo de aire en la parte superior del contorno de ala en el que está montado;

- una segunda posición es una posición retraída en la que el alerón (43) está en una condición de adhesión esencial con respecto al contorno de ala en el que está montado o en una condición empotrada dentro de la sección del contorno de ala en la que está montado.

17. Dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** comprende un sistema de generación de energía incorporado seleccionado a partir de paneles fotovoltaicos, sistemas de generación de energía que aprovechan las vibraciones, sistemas de generación de

energía eólica con tornillos o una combinación de ellos, dicho sistema de generación de energía incorporado que genera energía para el suministro de dispositivos de señalización emisores de luz, sensores de posición, sensores de aceleración, sensores de posicionamiento GPS, sensores de radar, sistemas de transmisión, sistemas de control de vuelo.

5 **18.** Planta de generación eólica (10) del tipo en la que:

- al menos un carro (8) o medio remolcado se puede mover a lo largo de una guía (2) por medio de un dispositivo aéreo de tracción sujeto a la energía eólica que genera una energía cinética de tracción en el carro (8) o medios remolcados por medio de un cable de retención (18);

10 - dicho al menos un carro (8) o medio remolcado está provisto de medios de generación de energía eléctrica por transformación de la energía cinética de tracción de dicho dispositivo aéreo de tracción; **caracterizado por que** dicho dispositivo aéreo de tracción es un dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores.

19. Planta de generación de energía eólica (10) de acuerdo con la reivindicación anterior, **caracterizada por que** la guía (2) comprende:

15 - un primer riel (3) y un segundo riel (4) que son recíprocamente paralelos y rieles separados que forman medios de guía del carro (8) o medios remolcados que se acoplan de manera deslizante en los rieles (3, 4) por medio de grupos de ruedas de retención (29, 30) del carro (8) o medios remolcados;

20 - una pista (5) que constituye una interfaz de acoplamiento para al menos una rueda de transmisión (31) del carro (8) o medios remolcados que están conectados a al menos un generador de energía eléctrica correspondiente (27, 28).

20. Barco (42) provisto de un medio aéreo de tracción que ejerce una fuerza de tracción en la dirección de avance del barco (42), **caracterizado por que** dicho medio aéreo de tracción es un dispositivo aéreo de tracción (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores 1 a 17.

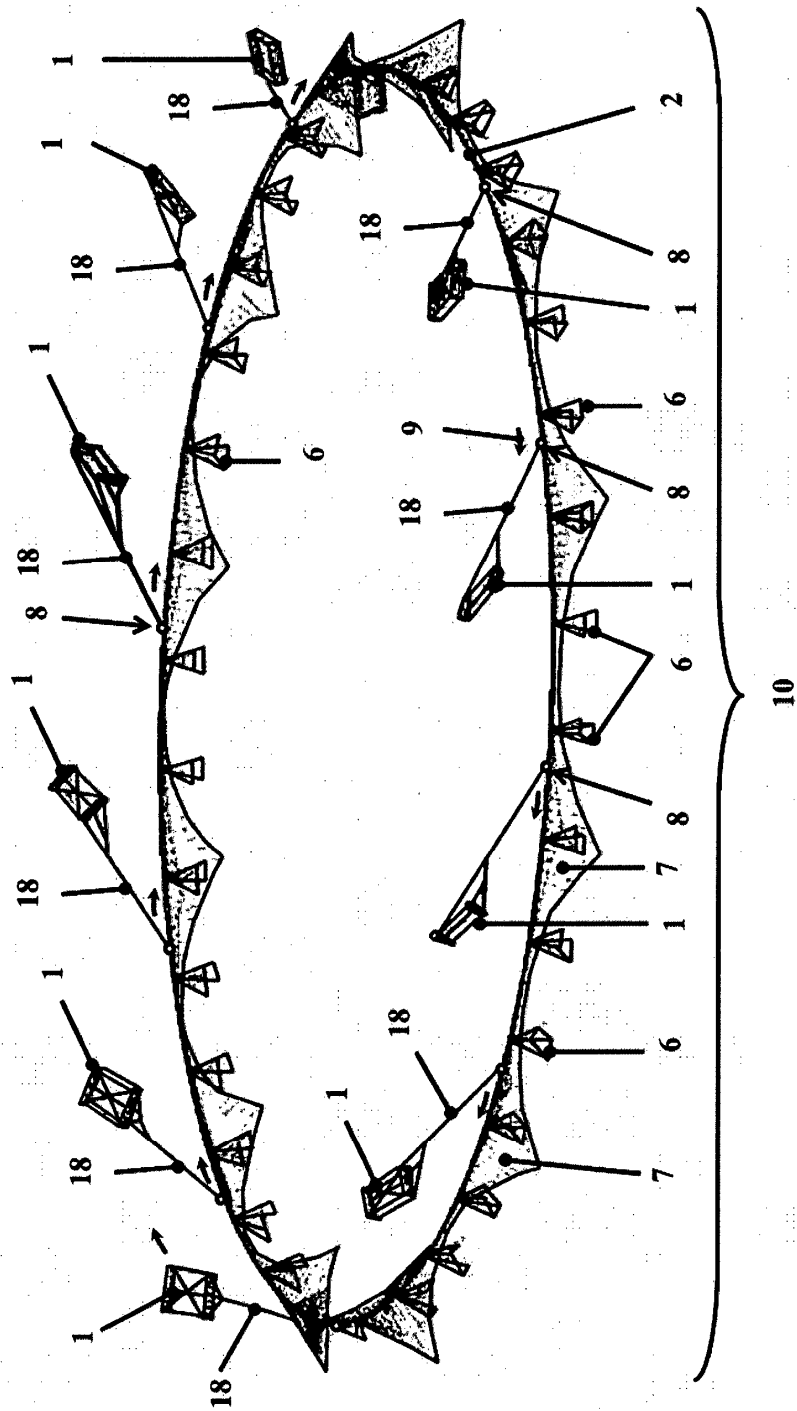


Fig. 1

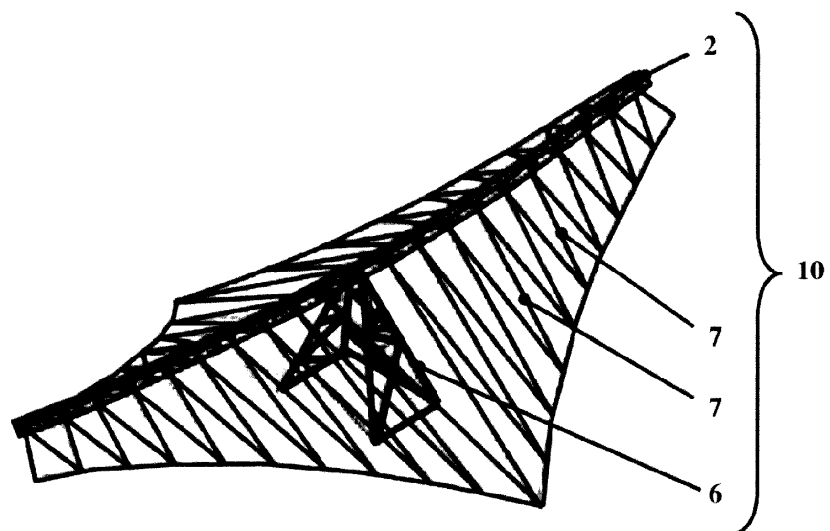


Fig. 2

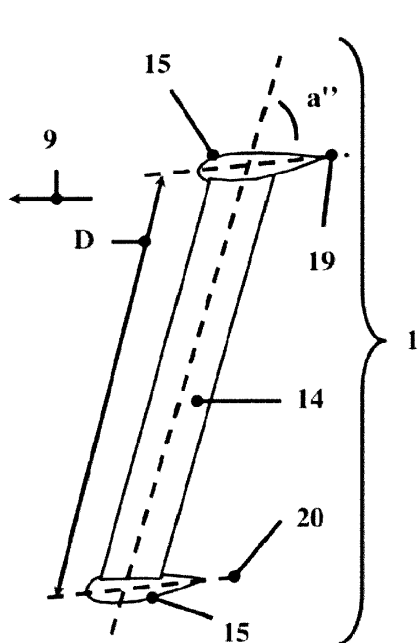


Fig. 3

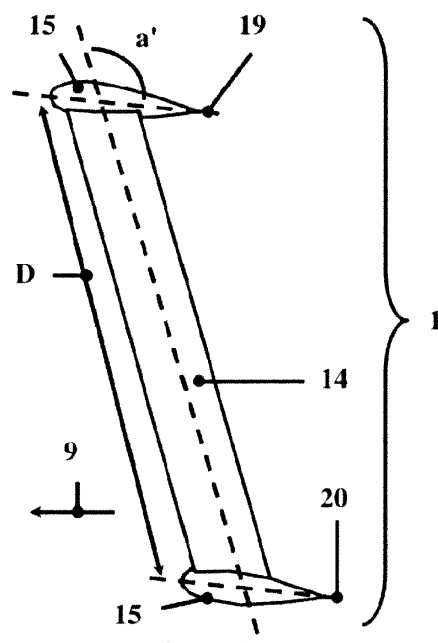
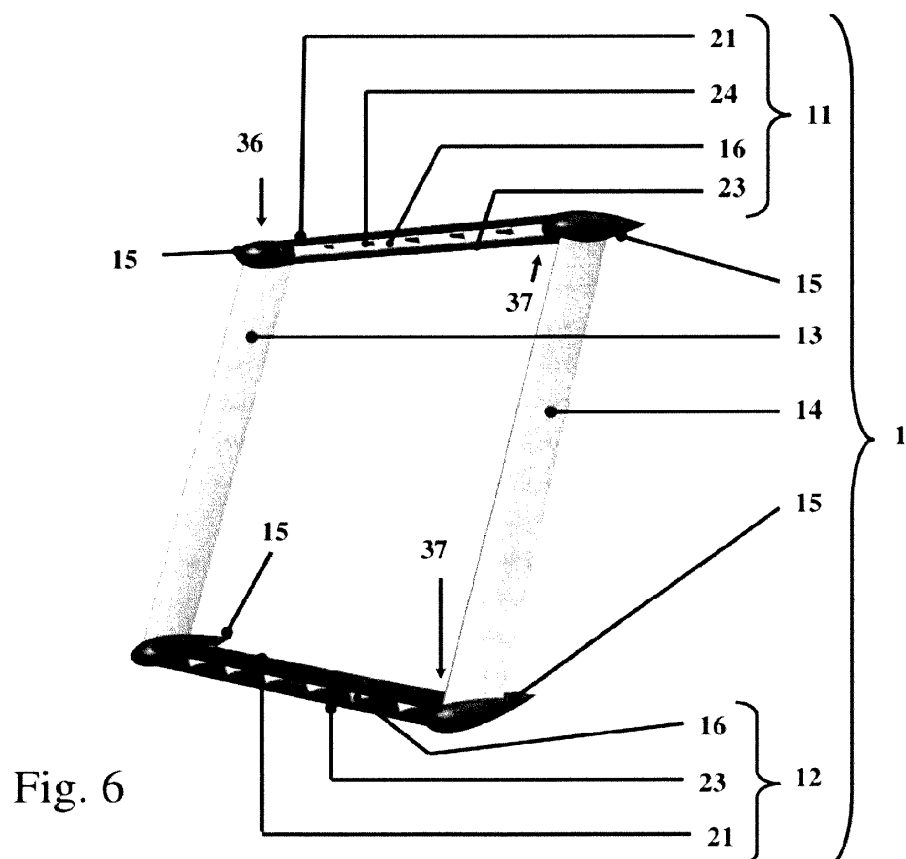
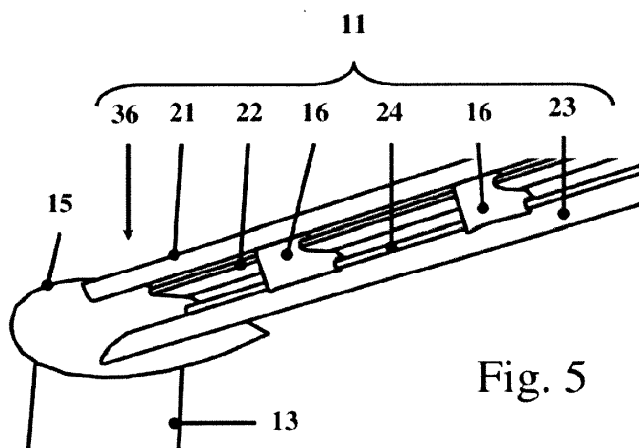


Fig. 4



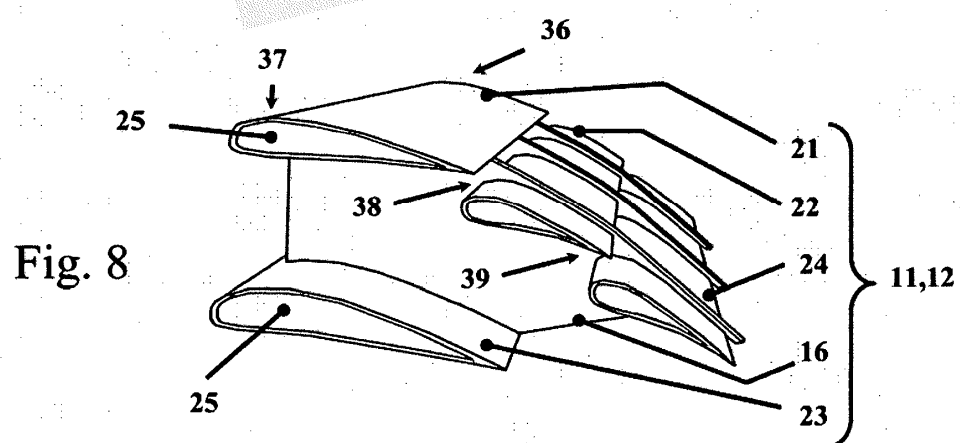
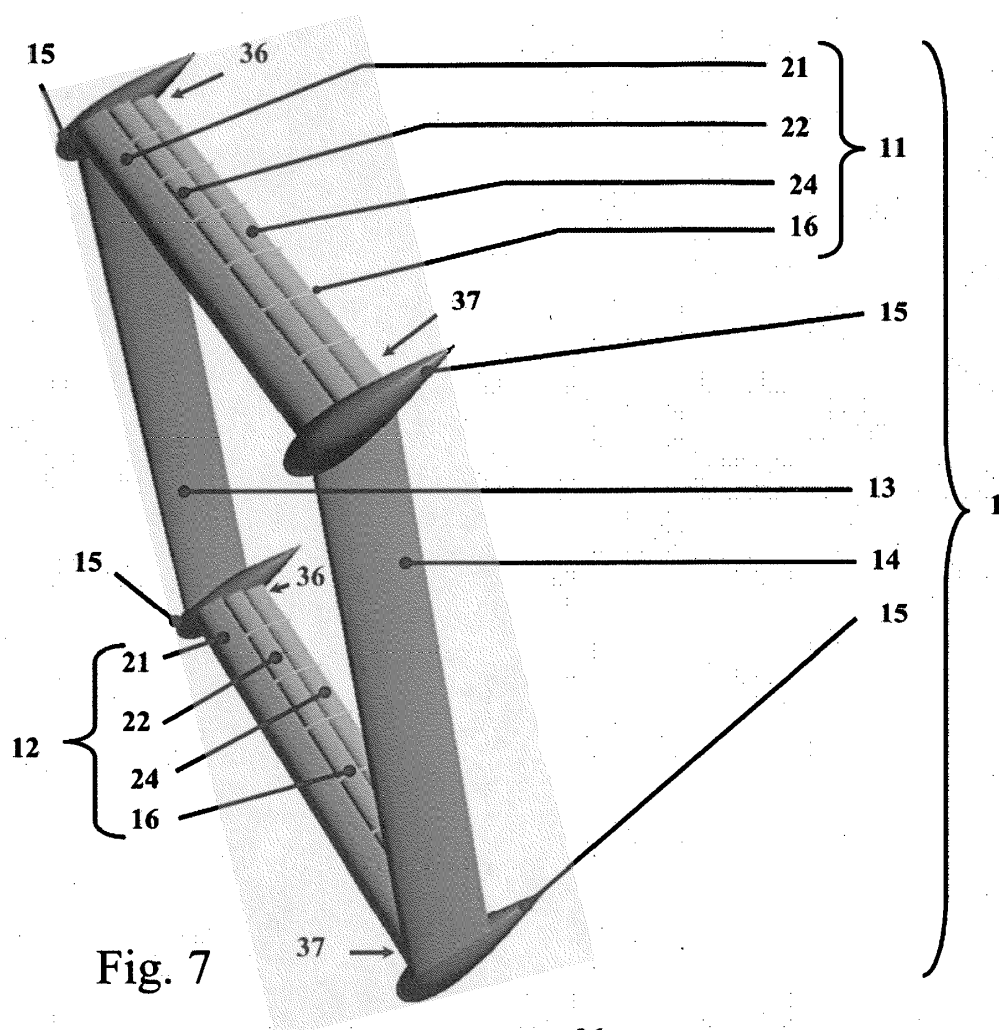


Fig. 9

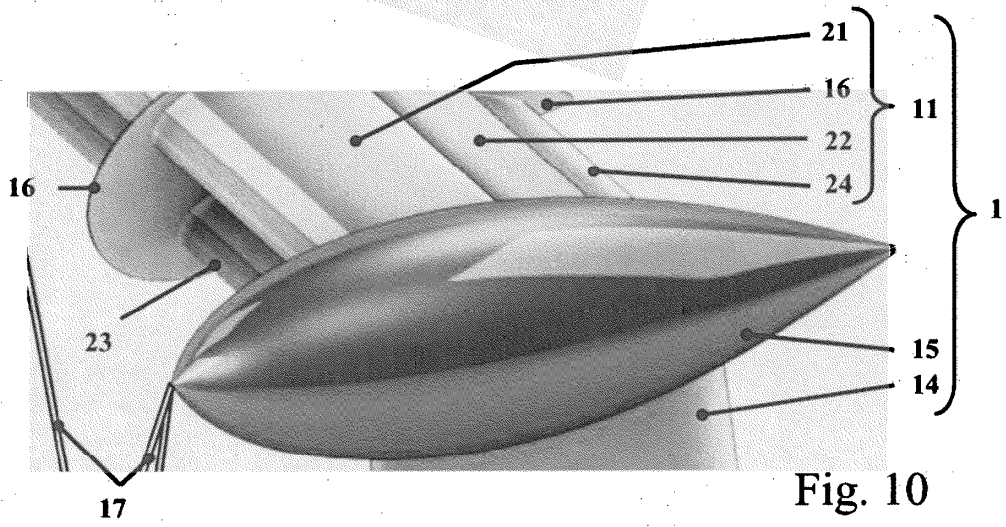
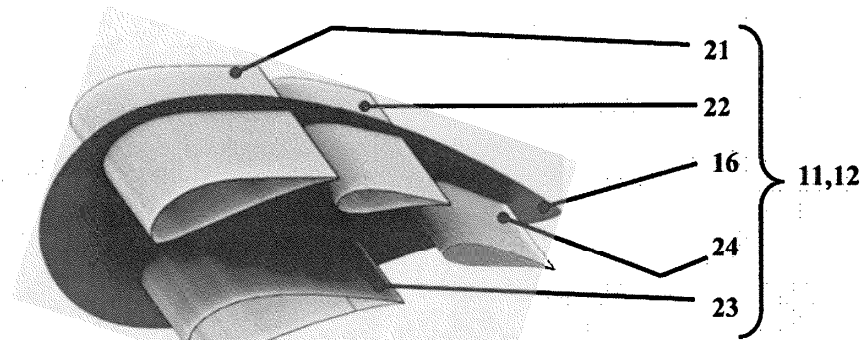


Fig. 10

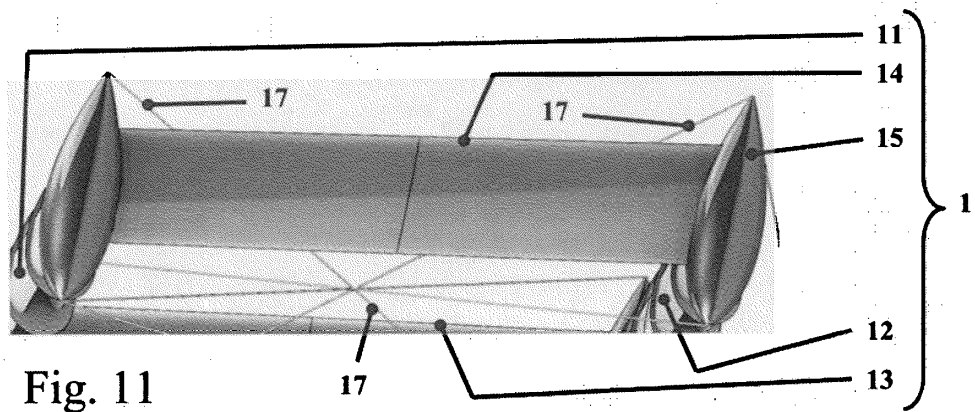


Fig. 11

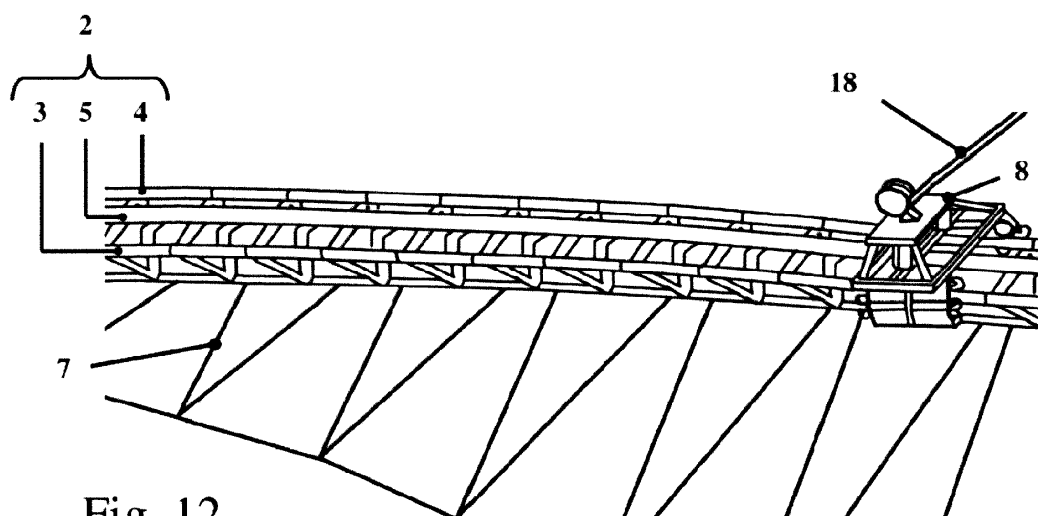


Fig. 12

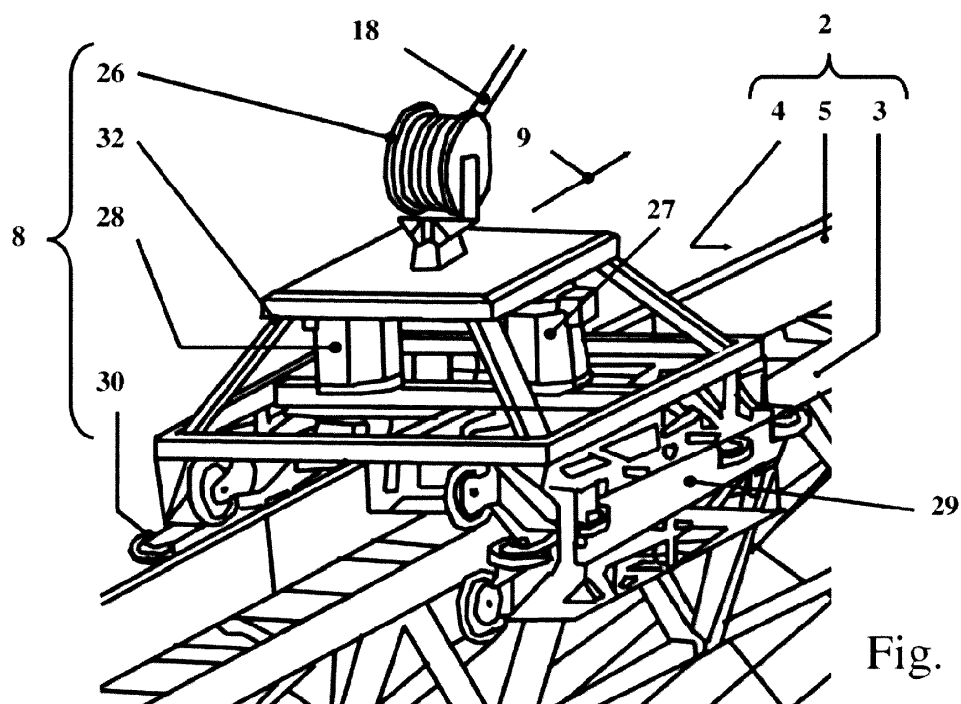


Fig. 13

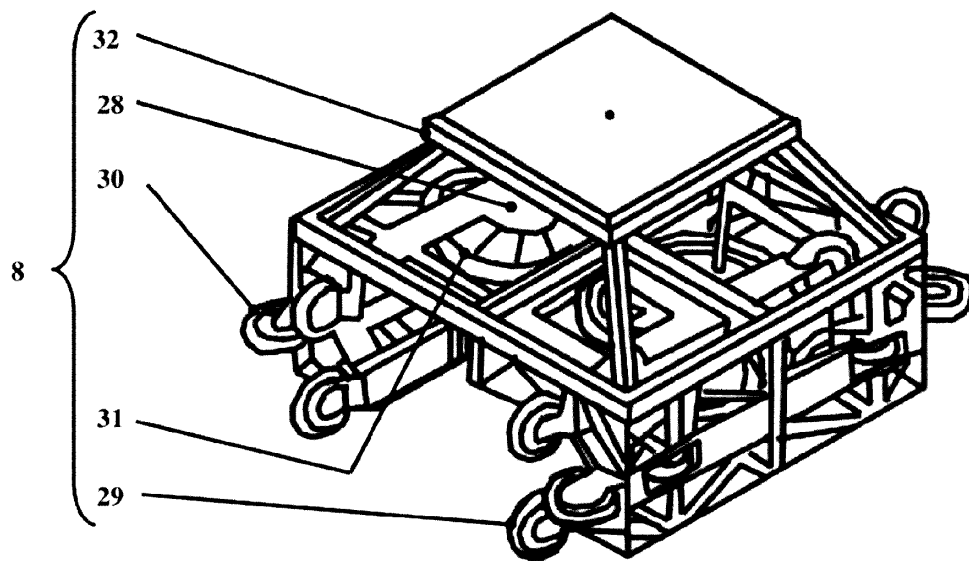


Fig. 14

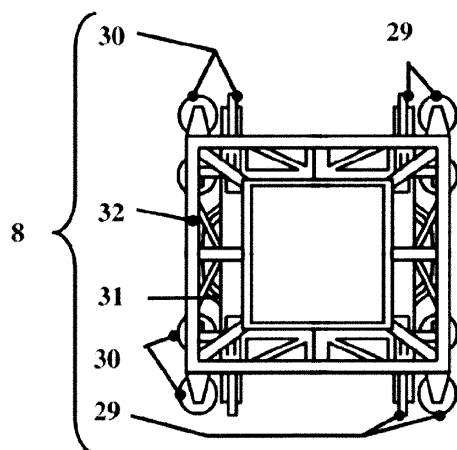


Fig. 15

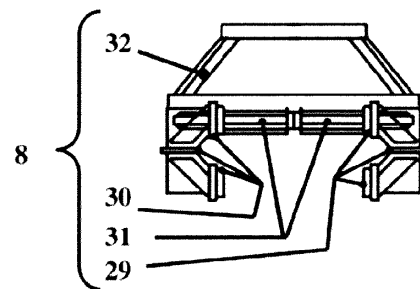


Fig. 16

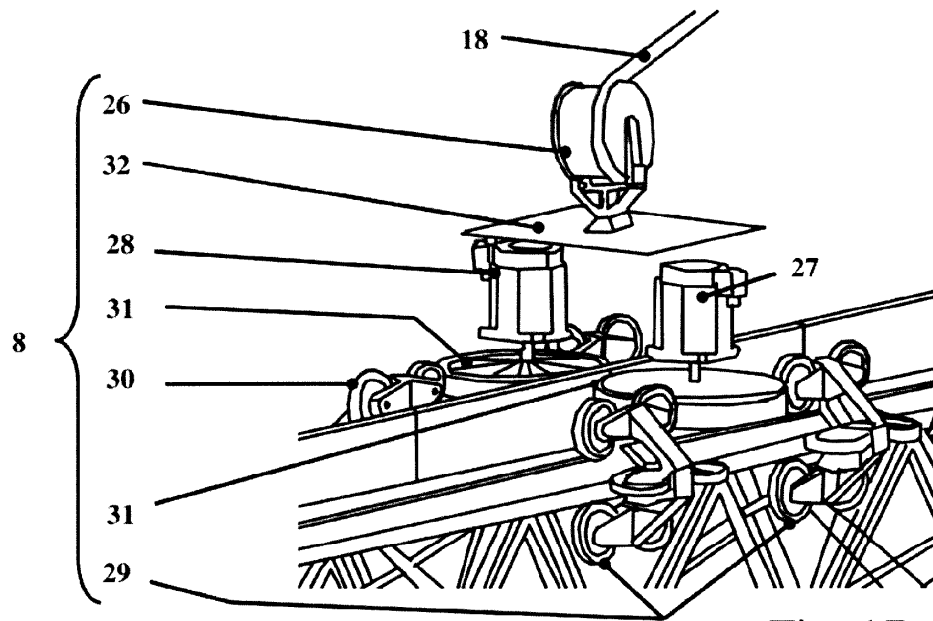


Fig. 17

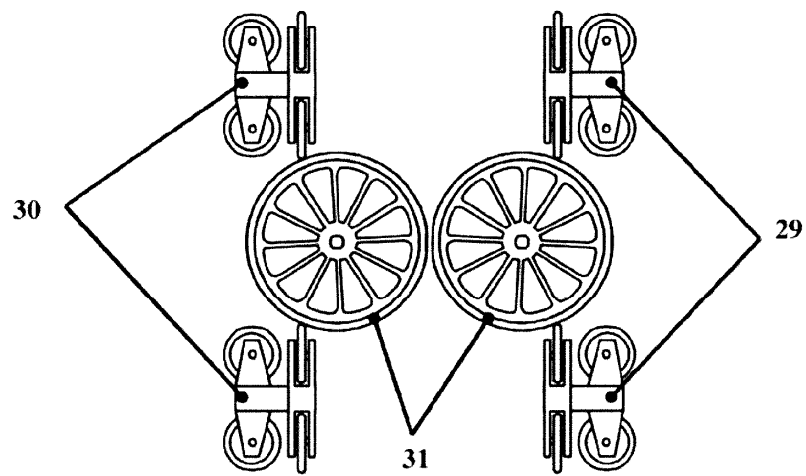
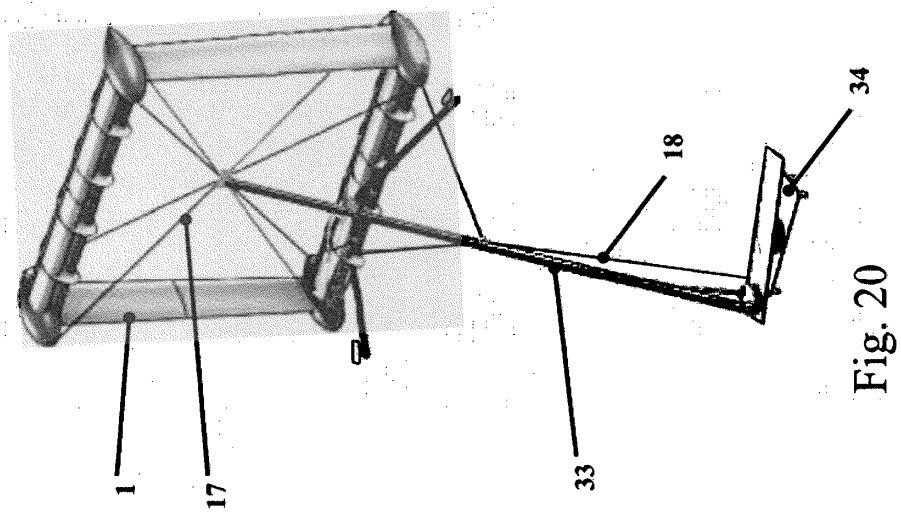
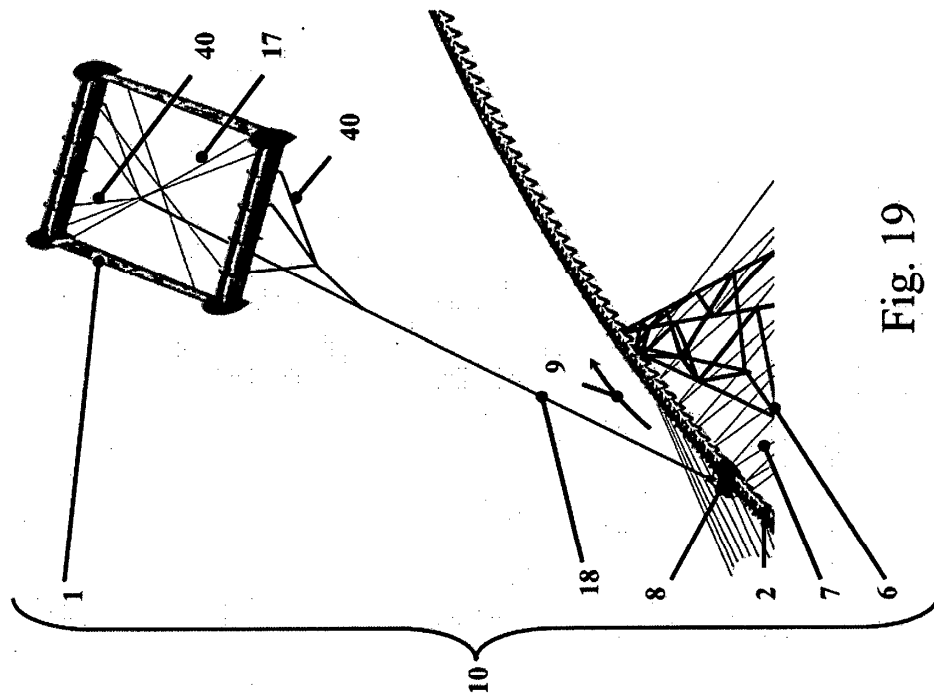


Fig. 18



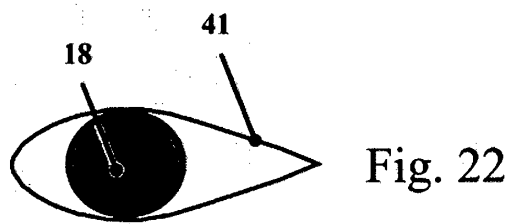
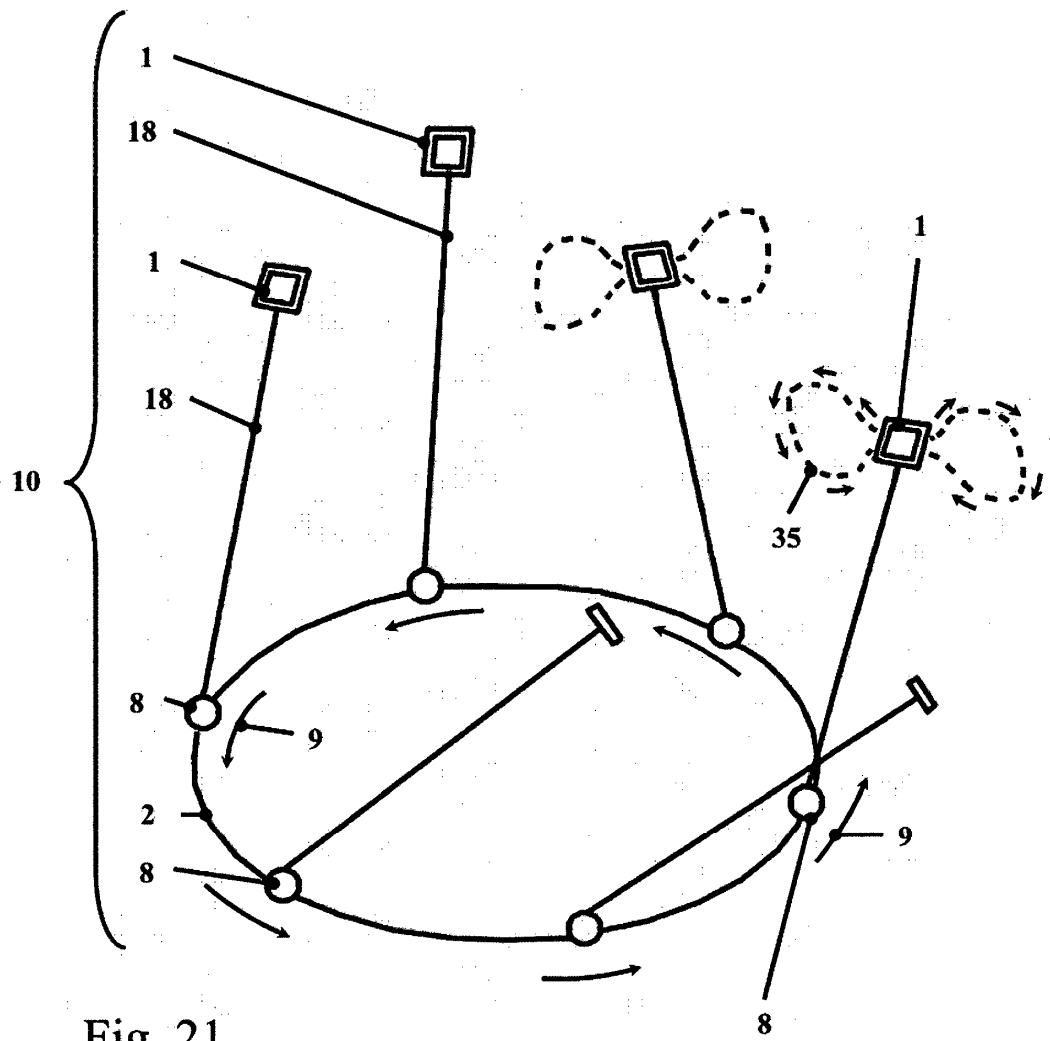


Fig. 23

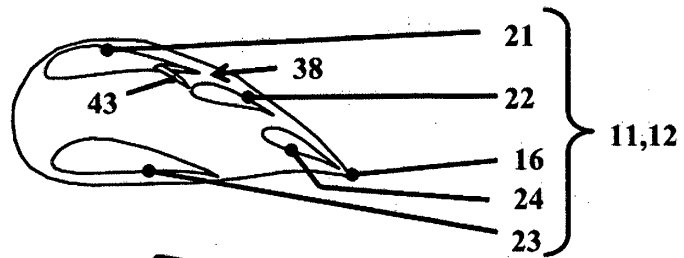


Fig. 24

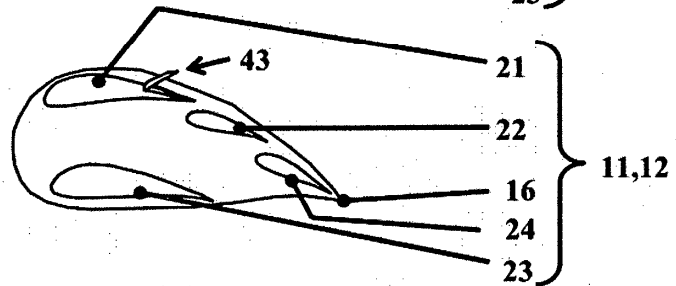


Fig. 25

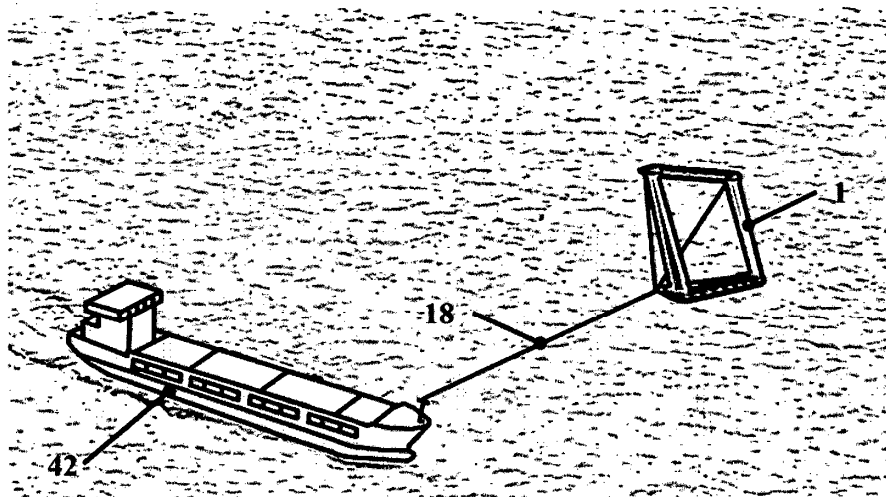
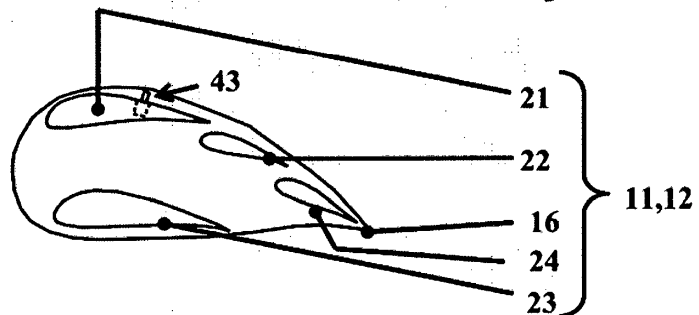


Fig. 26