

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 613 179**

51 Int. Cl.:

B64C 23/06 (2006.01)

B64D 41/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **06.11.2013** **E 13382449 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **11.01.2017** **EP 2871128**

54 Título: **Sistema de turbina de recuperación de energía para una aeronave**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
23.05.2017

73 Titular/es:

THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-1596, US

72 Inventor/es:

KAWIECKI, GRZEGORZ M y
CRIADO, ALFREDO

74 Agente/Representante:

UNGRÍA LÓPEZ, Javier

ES 2 613 179 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

Sistema de turbina de recuperación de energía para una aeronave

5 Campo técnico

La presente invención se refiere a un método y aparato para la recuperación de energía durante el vuelo de una aeronave. En particular, la presente invención se refiere a la recuperación del exceso de energía durante el descenso de una aeronave.

10

Técnica anterior

En la industria del automóvil es conocido que durante el frenado una porción de la reducción de la energía cinética del vehículo se puede aprovechar y utilizarse para generar electricidad. Comúnmente hay dos formas en las que se utiliza el frenado regenerativo. La energía del vehículo en desaceleración se puede transferir a un volante de inercia y almacenarse allí. Como alternativa, la energía cinética se puede convertir en energía eléctrica a través de un motor o generador. La electricidad puede después almacenarse en una batería o supercondensador. Si el vehículo no es un coche, sino que es en cambio un tranvía o tren, la electricidad se puede alimentar de nuevo a la fuente de alimentación de tracción del vehículo, tal como la línea eléctrica aérea.

15

20

Estos sistemas proporcionan una mayor eficacia y reducción de los costes de combustible. Existe muy poco conocimiento de la forma de tales tecnologías para aeronaves.

25

Un sistema conocido para la generación de electricidad a partir del movimiento de una aeronave es una turbina de aire de impacto (o RAT) tal como se divulga en el documento GB 2.461.057. La turbina de aire de impacto es una turbina montada y se almacena dentro de un compartimiento de la aeronave. La turbina se puede desplegar del compartimiento mediante la apertura de una puerta y la oscilación de la turbina hacia fuera en la corriente de aire para generar energía eléctrica. Tales turbinas de aire de impacto se despliegan en el caso de una emergencia para proporcionar una fuente de reserva de energía eléctrica. Por ejemplo, una emergencia podría ser cuando los motores principales o la unidad de potencia auxiliar falla.

30

Una turbina de aire de impacto se muestra en las Figuras 1a-1c. La Figura 1a muestra la ubicación general de una turbina de aire de impacto 10 en el lado inferior del fuselaje de la aeronave. La Figura 1b muestra con más detalle cómo la turbina de aire de impacto se despliega desde un compartimiento 20 en el fuselaje. La Figura 1c muestra la turbina de aire de impacto plegada en el compartimiento 20. En el caso de una pérdida de energía eléctrica, la turbina de aire de impacto 20 se despliega mediante la apertura de una puerta del compartimiento 30 y la oscilación de la turbina hacia fuera más allá del revestimiento exterior de la aeronave 5 en la corriente de aire que fluye más allá de la aeronave. La corriente de aire hace girar las palas de la turbina lo que acciona un generador de la turbina para generar energía eléctrica. Cuando no está en uso, como por ejemplo durante el vuelo normal, donde la energía eléctrica es proporcionada por los motores principales o la unidad de potencia auxiliar, la turbina 20 se repliega en el compartimiento 20 y la puerta del compartimiento 30 está cerrada. En la posición plegada, la turbina no está en la corriente de aire, las palas no giran y ninguna energía se genera por la misma.

35

40

Se han hecho otros intentos para recuperar energía a partir del movimiento de un vehículo aéreo. Por ejemplo, se ha propuesto un freno de la velocidad de recuperación de energía (véase www.airbus-fyi.com/finalists_2011.php) para su inclusión en el ala. El freno de velocidad sería una turbina colocada entre la superficie del ala y un freno de aire convencional. Sin embargo, el pequeño tamaño y la localización del freno de velocidad limitan la cantidad de energía que puede generarse.

45

El documento US 5702071 divulga una turbina de vórtice desplegable para disipar o extraer energía de un vórtice inducido por elevación que emana de una aeronave. El documento US 2010/170981 divulga un dispositivo de frenado aerodinámico de almacenamiento de energía y un método en el que se produce energía mediante el desplazamiento de un vehículo con respecto al aire utilizando una hélice que acciona un generador. El documento EP 2223853 divulga una turbina accionada en la punta de un ala de la aeronave, la turbina es accionada por un vórtice de punta.

55

Por tanto, existe la necesidad de un método y un aparato mejorados para recuperar energía a partir del movimiento de una aeronave.

60 Sumario de la invención

La presente invención proporciona una aeronave que comprende un aparato para la recuperación de energía de la aeronave, un método de recuperación de energía, como se expone en las reivindicaciones 1 y 13 respectivamente.

65

El aparato comprende una turbina que tiene un cuerpo adaptado para montarse en una aeronave, con el fin de recibir una corriente de aire que fluye en el exterior de la aeronave. La turbina se adapta para su montaje en la

aeronave de tal forma que el cuerpo se encuentra en el exterior de la aeronave. La turbina es similar a una turbina eólica. La turbina tiene palas de rotor que se pueden mover entre una posición replegada y una posición desplegada. Las palas se pueden desplegar selectivamente entre las posiciones, donde en la posición desplegada las palas de rotor se hacen girar por la corriente de aire con el fin de generar electricidad. Las palas de rotor replegables permiten que la turbina se monte montado en el exterior de la aeronave durante un largo periodo o uso continuo. Al replegar las palas de rotor cuando no se encuentran en uso se reduce significativamente la resistencia aerodinámica para ser comparable con la aeronave in la turbina.

La presente invención se diferencia de una turbina de aire de impacto (RAT) en que las RAT se despliegan solo en caso de emergencia, por ejemplo, cuando falla la planta de suministro de energía. Cuando no está en uso la RAT, que incluye el cuerpo y las palas, se repliega en su totalidad dentro de un compartimento en el fuselaje de la aeronave, y cuando sea necesario el compartimento se abre y la turbina oscila hacia fuera en la corriente de aire. Por el contrario en la presente invención se instala la turbina para recibir la corriente de aire durante todas las fases de vuelo, pero cuando no está en uso solo se repliegan las palas de rotor. Para lograr esto, las palas de rotor se pueden plegar en su base y con respecto al cuerpo de manera que las palas de rotor no se accionan por la corriente de aire.

La posición replegada puede ser más eficaz aerodinámicamente para la aeronave que la posición desplegada. La posición replegada se utiliza preferentemente durante el despegue, al menos, y posiblemente también durante el crucero.

La posición replegada se puede lograr en un número de maneras alternativas. En primer lugar, en su posición replegada las palas de rotor pueden estar ocultas de la corriente de aire por un fuselado. En segundo lugar, en la posición replegada las palas de rotor se pueden plegar de la corriente de aire de modo que las palas de rotor y el cuerpo forman juntos un fuselado. Las palas de rotor se pliegan preferentemente hacia atrás, pero también podrían plegarse hacia delante. En estas últimas configuraciones, las palas de rotor se pueden plegar de forma plana en paralelo al cuerpo, o apuntar entre sí para formar un fuselado que se estrecha gradualmente. Estas formas de replegar las palas se pueden utilizar en combinación, y otros métodos de replegado se pueden utilizar en lugar de en combinación con estos métodos.

El número de palas de rotor por turbina es de al menos dos, pero preferentemente tres o cuatro. Una sola pala se refiere a la porción de la punta al cubo central o eje de giro. El mínimo de dos palas estaría dispuesto opuesto a través de un diámetro del rotor. Otros números de palas se disponen en ángulos equidistantes alrededor del eje de giro.

El aparato puede comprender además un controlador para la comunicación con la turbina y configurado para controlar el despliegue de las palas de rotor durante el vuelo de la aeronave. El controlador se puede configurar, además, para iniciar el despliegue de las palas de rotor durante el descenso de la aeronave e instruir el repliegue de las palas de rotor durante el despegue y/o crucero.

Las palas de rotor pueden tener un paso variable para ajustar la resistencia en la aeronave y la cantidad de energía recuperada. El paso es el ángulo que las palas de rotor forman con el eje del rotor. El paso es variable a fin de ajustar la resistencia del aire generada. Este se puede utilizar para controlar el descenso de la aeronave de la misma manera que los frenos aerodinámicos convencionales. Las RAT no tienen la capacidad de ajustar la resistencia por lo que no se pueden utilizar para controlar el descenso de la aeronave.

El controlador se puede configurar además para controlar el paso de las palas de rotor cuando recupera energía a fin de controlar la cantidad de resistencia y de energía recuperada.

La turbina se puede montar en un conjunto del ala o cola de la aeronave, por ejemplo, en una punta del ala.

La longitud radial R de las palas de rotor en la posición desplegada y la envergadura b de la aeronave se pueden seleccionar de manera que la turbina produce más energía a través de su giro que lo que disipa a través de la resistencia resultante. La longitud radial R de las palas de rotor en la posición desplegada y la envergadura b se pueden dar por

$$R > 0,07 b / 4$$

Esta relación se emplea mejor cuando la turbina se monta en la punta del ala con el fin de beneficiarse de la energía extra de los vórtices de la punta del ala.

La turbina de la presente invención se monta en la aeronave a través de un acoplamiento giratorio de tal manera que la orientación del eje del rotor de la turbina se puede ajustar con respecto a la aeronave. Este ajuste es tal que el eje de la turbina se puede alinear con la corriente de aire, por ejemplo, para compensar el ángulo de ataque de la aeronave si la nariz está apuntando hacia arriba. Para dar cabida tanto a vientos cruzados como al ángulo de ataque de la aeronave el acoplamiento giratorio puede incluir dos ejes de giro.

La aeronave puede comprender además una red de distribución eléctrica conectada a la turbina para recibir la energía generada desde la turbina, comprendiendo además la aeronave dispositivos de almacenamiento de energía para almacenar la energía recuperada.

5 Se proporciona un método que comprende hacer volar la aeronave y mover palas de rotor de la turbina de una posición replegada a una posición desplegada de tal manera que en la posición desplegada las palas de rotor se hacen girar por la corriente de aire con el fin de generar electricidad.

10 El método puede comprender además ajustar el paso de las palas de rotor para ajustar la cantidad de resistencia. Las palas de rotor se pueden utilizar como un freno aerodinámico a fin de frenar la aeronave durante el descenso.

15 Las palas de rotor de la turbina se pueden mover a una posición desplegada para una fase de descenso de vuelo, pero replegadas en una posición retraída durante otras fases del vuelo donde se requiere menos resistencia. El uso de las palas de rotor como un freno aerodinámico puede reemplazar algunos frenos aerodinámicos convencionales en la aeronave.

20 La turbina puede sustituir adicionalmente una turbina de aire de impacto (RAT) convencional que se proporciona para auxiliar a la fuente de alimentación en caso de emergencia.

20 Breve descripción de los dibujos

Aspectos de un aparato para la recuperación de energía junto con aspectos de la técnica anterior, se describirán a continuación con referencia a los dibujos adjuntos, de los que:

25 las Figuras 1a-1c son diagramas esquemáticos de una turbina de aire de impacto de la técnica anterior, incluyendo en la Figura 1a su despliegue por debajo del fuselaje de una aeronave y en las Figuras 1b y 1c se muestra, respectivamente, desplegada desde y replegada en un compartimento;

30 la Figura 2 es un diagrama esquemático del descenso de una aeronave desde el inicio del descenso (TOD) hasta un aeropuerto;

la Figura 3 es un gráfico que muestra el exceso de energía para E_{exceso} para una aeronave en descenso contra la relación elevación a resistencia L/D y el ángulo de trayectoria de descenso γ ;

la Figura 4 es un gráfico que muestra el exceso de energía en términos de equivalencia de combustible de una aeronave en descenso contra la relación elevación a resistencia L/D y el ángulo de trayectoria de descenso γ ;

35 la Figura 5 es un diagrama conceptual en perspectiva de una turbina de acuerdo con una realización de la presente invención, con las palas de rotor desplegadas;

la Figura 6 es un diagrama conceptual en perspectiva de una turbina de acuerdo con la Figura 5, con las palas de rotor replegadas;

40 la Figura 7 es un diagrama en perspectiva de una turbina de acuerdo con una realización alternativa de la presente invención, con las palas de rotor replegadas detrás de un fuselado;

las Figuras 8a y 8b son diagramas que muestran las ubicaciones y capacidad de orientación de las turbinas de acuerdo con la presente invención;

la Figura 9 es un diagrama de bloques que muestra los componentes de un sistema de recuperación de energía de acuerdo con la presente invención;

45 las Figuras 10a-10c son diagramas que muestran, respectivamente, una corriente de aire que llega a una turbina, el efecto de giro adicional proporcionado por un vórtice en las puntas del ala, y la suma vectorial de los componentes de corriente de aire y de vórtice;

la Figura 11 es una vista en planta de una aeronave con una turbina montada en la punta del ala que muestra la envergadura de la aeronave y el diámetro de la turbina;

50 la Figura 12 es un gráfico que muestra el aumento de la energía recuperada a medida que aumenta la relación diámetro de turbina a media envergadura; y

la Figura 13 es un diagrama de flujo que muestra las etapas de un vuelo donde se recupera energía de acuerdo con la presente invención.

55 Descripción detallada

Durante el período comprendido entre 2004-2011 el coste del combustible aeronáutico se duplicó. Durante este período, la proporción de los costes de operación de una aerolínea debido al combustible había crecido en aproximadamente un 30 %. La presente invención se refiere a la reducción del combustible quemado mediante la recuperación de energía a partir de la energía cinética y potencial de una aeronave en vuelo. Por lo general, los sistemas desplegados se sumarán a la resistencia aerodinámica de la aeronave y, por lo tanto, pueden no aumentar considerablemente la eficacia general. La presente invención se refiere a la reducción de las grandes cantidades de energía desperdiciada a medida que una aeronave desciende de crucero a tierra. Durante el crucero la aeronave se encuentra a gran altura y viaja a alta velocidad. A medida que la aeronave desciende, para el aterrizaje, la aeronave debe perder altura y también reducir su velocidad. La suma de las energías cinética y potencial (con respecto al aeropuerto de destino) en crucero es muy superior a la suma de las energías cinética y potencial justo antes de

aterrizar. Solo una pequeña parte de esta energía se disipa a través de la resistencia intrínseca de la aeronave. Es decir, para una aeronave en una "configuración-limpia" sin dispositivos de inducción de resistencia desplegados, tales como alerones o tren de aterrizaje, solo una pequeña parte de la energía disipada es a través de la resistencia. La parte restante se disipa irreversiblemente a través del despliegue de dispositivos de inducción de resistencia. El tren de aterrizaje y los alerones se despliegan en la fase final, de baja velocidad de un descenso convencional y, por lo tanto, su contribución a la disipación de energía es limitada. Por ejemplo, el tren de aterrizaje está suspendido durante solo los últimos 2-3 minutos antes del momento del aterrizaje. En este punto, la velocidad media de la aeronave es de aproximadamente 125 nudos. Los alerones se activan durante los últimos nueve minutos más o menos de un descenso largo de cuarenta minutos a una velocidad media de 150 nudos. El despliegue del tren de aterrizaje es una condición necesaria para un aterrizaje seguro y no puede evitarse, pero el proceso de desaceleración de la aeronave a través del uso de frenos aerodinámicos se traduce en una disipación irreversible de la energía. Esta energía se generó con anterioridad por la quema de combustible durante las fases de despegue, ascenso y vuelo de crucero.

5
10
15 La Figura 2 muestra esquemáticamente la fase de descenso de una aeronave. Esta, en combinación con las Figuras 3 y 4 nos permite evaluar la cantidad de energía disipada durante el descenso, y una masa equivalente del combustible a la que corresponde la energía.

20 En la Figura 2 "TOD" marca el principio de la fase de descenso desde una altitud de crucero. El descenso hasta justo antes de aterrizar se divide en dos fases desaceleración constante y ángulo de descenso constante. En la primera fase, la trayectoria S12 se ejecuta desde el punto 1 a una altura h1 hasta el punto 2 a la altura h2. A lo largo de S12 el ángulo de descenso constante asumido viene dado por γ_{12} . La velocidad a lo largo S12 es variable y disminuye de acuerdo con la desaceleración constante. En la segunda fase de descenso, la trayectoria S23 se extiende desde el punto 2, altura h2 hasta el punto 3, altura h3, que es la altitud del aeropuerto. Mediante la medición de alturas h1, h2 y h3 desde la altitud del aeropuerto, la altitud del aeropuerto h3 se puede tomar como altura cero. A lo largo de S23 el ángulo de descenso constante asumido viene dado por γ_{23} .

25
30 Las cifras convencionales se proporcionan en la Tabla 1 para las velocidades y alturas en tres puntos 1, 2 y 3, tal como en la Figura 2.

Tabla 1: Velocidad y alturas durante el descenso de una aeronave a reacción de pasajeros convencional.

Velocidad en los puntos 1, 2, 3		Altura en el punto 1, 2, 3	
v1	251 m/s (905 km/h)	h1	10.700 m (35.000 pies)
v2	129 m/s (250 nudos)	h2	3.050 m (10.000 pies)
v3	82,3 m/s (160 nudos)	h3	0m (0 pies)

35 Los valores en el punto 1 son la altitud y velocidad de crucero. Los valores en el punto 2 proporcionan la velocidad de crucero a una altura de 10.000 pies. Los valores en el punto 3 son los valores a la altura del aeropuerto y la velocidad de aterrizaje. La masa de una aeronave a reacción de pasajeros convencional utilizada para este cálculo de prueba de concepto se ha estimado en 200.000 kg.

40 Al utilizar los valores de la tabla anterior, la energía total de la aeronave en la parte superior del descenso TOD y la energía total justo antes de tocar tierra se puede estimar. Se hace una segunda estimación de la energía total que se puede disipar durante el descenso con una configuración aerodinámica limpia (sin añadir dispositivos de inducción de resistencia desplegados), excepto hasta las etapas finales cuando se despliegan los alerones y el tren de aterrizaje. Una disipación de energía del 20 % se puede suponer a través de la resistencia del aire del tren de aterrizaje y de los alerones.

45 Si la energía total en TOD excede la suma de la energía total justo solo antes de tocar tierra y la energía disipada a través de la resistencia aerodinámica de la aeronave configurada para el aterrizaje, entonces, la resistencia aerodinámica por sí sola no es suficiente para dar lugar a la reducción de energía necesaria, y frenos de velocidad aéreos se deben utilizar para disipar el exceso de energía de forma irreversible. El contenido de energía del combustible de aviación es 44 MJ/kg. También asumimos una eficacia del 50 % para los motores de turboventilador. El exceso de energía E_{exceso} se puede calcular como una función del ángulo de descenso γ y de la relación elevación a resistencia L/D. La Figura 3 es un gráfico que muestra la cantidad de energía que se tiene que disipar irreversiblemente utilizando frenos de velocidad como una función del ángulo de descenso γ y de la relación elevación a resistencia L/D. En la Figura 4, este valor de energía se convierte en una masa equivalente de combustible de aviación.

55 La Figura 3 muestra una superficie plana que representa $E_{\text{exceso}} = 0$. La superficie curva ascendente por encima del plano $E_{\text{exceso}} = 0$ muestra la cantidad de energía a disipar. Por ejemplo, para una aeronave con una relación elevación a resistencia L/D de 20 que desciende a 4° , los frenos aerodinámicos tendrían que disipar aproximadamente 9200 MJ de energía. Esto es equivalente a aproximadamente 420 kg de combustible como se

muestra en la Figura 4.

La Tabla 2 proporciona los valores para la energía a disipar en otros ángulos de descenso γ y la relación elevación a resistencia L/D en términos de una masa de combustible de aviación.

5 Tabla 2: energía a disipar a ángulos de descenso γ y relación elevación a resistencia L/D en términos de una masa de combustible de aviación (kg).

	Ángulo de descenso $\gamma = 3^\circ$	ángulo de descenso $\gamma = 4^\circ$
L/D = 18	157 kg	358 kg
L/D = 20	238kg	41 9kg

10 Normalmente, el ángulo de descenso medio en la fase inicial de descenso es de aproximadamente 4° , mientras que en la fase de descenso final es de aproximadamente $2,5^\circ$. En el futuro, ángulos de descenso ligeramente más grandes se pueden utilizar para reducir el consumo de combustible y los niveles de ruido puesto que los requisitos se hacen más estrictos.

15 En vista de lo anterior, un objeto de la presente invención es recuperar una porción de la energía disipada con el objetivo de reducir el consumo de combustible.

La Figura 5 muestra una turbina que tiene un rotor 120 que se hace girar cuando la aeronave se mueve a través de la corriente de aire. La energía mecánica de giro se convierte en energía eléctrica mediante un generador. La Figura 8 muestra las turbinas situadas en uno o más lugares alrededor de la aeronave.

20 Las turbinas se disponen para convertir la energía del flujo de aire a la energía que se puede volver a utilizar. Por ejemplo, la energía eléctrica generada se puede suministrar directamente al sistema eléctrico de la aeronave para alimentar sistemas normalmente alimentados con los motores principales o la unidad de potencia auxiliar. Como alternativa, o en combinación, la energía eléctrica generada se puede almacenar en una batería o en otros dispositivos de almacenamiento de energía para su uso posterior.

30 Como se muestra en la Figura 5, la turbina 100 comprende un cuerpo 110 y el rotor 120. El rotor 120 comprende palas 130 montadas en un cubo giratorio 140. El cuerpo 110 puede comprender parte o la totalidad de la instrumentación y el generador para la conversión de energía. Como se muestra en la Figura 8 la turbina o turbinas se pueden fijar a la aeronave en una o más ubicaciones. En una realización, el cuerpo 110 se fija a la aeronave por un acoplamiento giratorio que permite que el cuerpo de la turbina altere su orientación angular con respecto a la aeronave. Esto permite que la turbina alinee su orientación con respecto a la corriente de aire, tal como para la máxima recuperación de energía o para un valor de la resistencia requerido. Como se muestra en la Figura 5 el acoplamiento giratorio 150 puede ser mediante un pasador, un tambor o eje.

35 El cubo giratorio 140 que forma parte del rotor 120 se acopla preferentemente a un generador en el interior del cuerpo. Sin embargo, son posibles disposiciones alternativas donde el generador está en el interior del cubo giratorio, o el generador está en la propia aeronave, tal como en un ala, plano de cola o fuselaje.

40 Las palas 130 del rotor se pueden acoplar de forma giratoria al cubo giratorio de tal manera que el paso de las palas se puede variar, para ajustar la resistencia aerodinámica.

45 Además debido a que las palas 130 del rotor tienen un paso variable, también se pueden replegar para minimizar la resistencia cuando no se encuentren en uso. Como se muestra en la Figura 5, durante su uso, el plano de cada pala de rotor es normal al cuerpo 110 y/o cubo 140, con el ángulo de paso del plano de la pala de rotor estableciendo la proporción de energía extraída de la corriente de aire y/o la resistencia asociada. En la Figura 6, las palas se pliegan hacia atrás y la energía no se extrae de la corriente de aire. Las palas de rotor se pliegan hacia atrás en la posición replegada de tal manera que, juntas, las palas de rotor forman una parte adicional del fuselado, por ejemplo, un fuselado ahusado exterior de la vaina. De esta manera, las palas de rotor se pliegan hacia atrás de manera similar a los pétalos cerrados que forman un brote de flor. Solo un lado de cada pala de rotor recibe el flujo de aire. El otro queda oculto en el interior. Los bordes de las palas de rotor coinciden entre sí para formar la disposición de tipo fuselado.

55 Para lograr el paso variable que se muestra en la Figura 5, las palas 130 del rotor tienen, cada una, un acoplamiento giratorio al cubo 140. Este giro se puede considerar como siendo alrededor de un primer eje B para cada pala de rotor. El eje de giro es ortogonal al eje A del cuerpo de la turbina. Para el repliegue de las palas de rotor como en la Figura 6, cada pala tiene un segundo acoplamiento giratorio o el acoplamiento giratorio para el paso se adapta para girar alrededor de un segundo eje. El eje para el repliegue es en una dirección circunferencial o tangencial.

60 La Figura 7 muestra una disposición alternativa del fuselado y de las palas de rotor. En esta disposición, las palas se pliegan de forma plana de manera similar a la Figura 6 pero quedan después cubiertas por un fuselado móvil que se desliza sobre las palas de rotor plegadas. Durante su uso, el fuselado móvil puede dividir a lo largo de su longitud y deslizarse sobre la porción fija del cuerpo, o puede deslizarse hacia atrás detrás de las palas de rotor desplegadas y

del cubo giratorio. Son posibles otras disposiciones de fuselado móvil que cubren las palas de rotor replegadas cuando no están en uso.

Aunque las Figuras muestran el cuerpo teniendo un fuselado en forma de vaina, otras formas son posibles. Tales formas pueden tener una sección transversal reducida y un mejor fuselar.

Una o más turbinas 100 se pueden proporcionar en una aeronave. Las Figuras 8a y 8b muestran algunos ejemplos de ubicaciones para este tipo de turbinas. La Figura 8a muestra una turbina 100a situada en una punta del ala. Si se encuentran en esta forma, una segunda turbina sería correspondientemente situada en el extremo de la otra punta del ala (no mostrada en la Figura 8a). Una turbina 100b se puede montar en la sección de cola de la aeronave como también se muestra en la Figura 8a.

Esto puede ser además de en las alas o en lugar de en las alas. La ubicación de la turbina en la cola se prefiere que sea en la parte superior de la cola vertical. La ubicación en la base de la cola vertical no es óptima debido a la proximidad al suelo durante la fase de aterrizaje y debido a que la salida de la unidad de potencia auxiliar se encuentra a menudo allí.

La Figura 8a muestra esquemáticamente una turbina 100a instalada en la punta del ala de 3 metros en la punta del ala. Para la comparación se muestra una turbina 10 de aire de impacto estándar. La escala aproximada en la Figura 8a es apropiada para un avión de cuerpo ancho convencional. En lugar de la turbina 100a de 3 metros de diámetro, un diámetro de 1 metro más pequeño se podría instalar en la punta del ala. El tamaño aproximado de esto se muestra para la comparación como 100c en la Figura 8a. Las ventajas de los tamaños más pequeños y más grandes se describen a continuación. Otros tamaños de turbina se pueden utilizar también. El tamaño de la turbina instalada 100b en la cola vertical es de 1,4 metros de diámetro.

La turbina más grande, de 3 metros de diámetro, en la punta del ala recibe beneficio adicional de los vórtices de la punta del ala. Estos también se describirán a continuación.

La Figura 8b muestra cómo el pasador 150 se puede utilizar para establecer la orientación de la turbina con respecto a la aeronave. En el ejemplo de la Figura 8b la turbina se encuentra en la punta de un ala, aunque el ajuste y la configuración de la orientación de la turbina son aplicable siempre que la turbina se encuentra en la aeronave. El pasador 150 permite que el ángulo de orientación θ del cuerpo de la turbina se ajuste con respecto al eje central de la aeronave, es decir, que el del fuselaje de la nariz a la cola. Esta capacidad de orientación permite orientar el cuerpo de la turbina y, por lo tanto, las palas de rotor más cerca de la corriente de aire, por ejemplo, de frente contra la corriente de aire. La capacidad de girar y establecer la orientación angular de la turbina con respecto a la corriente de aire se adapta para establecer la orientación angular vertical, tal como cuando la nariz de la aeronave apunta hacia abajo pero la corriente de aire fluye horizontalmente.

La turbina se adapta para su montaje en la aeronave de tal forma que el cuerpo recibe el flujo de aire que fluye en el exterior de la aeronave durante todas las fases del vuelo. La turbina se monta externamente.

La energía recuperada se puede volver a utilizar de inmediato a bordo, almacenarse, o ambos. La Figura 9 es un diagrama esquemático del sistema eléctrico de una aeronave en la que se puede proporcionar la turbina. El sistema eléctrico incluye el sistema de turbina 100 que incluye las palas de rotor que convierten la energía de la corriente de aire en energía mecánica durante el giro de las palas. Las palas accionan un generador que se puede acoplar a un inversor o convertidor. El generador produce electricidad que se convierte por la unidad de conversión de energía 200 en la tensión y frecuencia deseada de la aeronave. La red eléctrica 210 de la aeronave suministra la energía eléctrica a los sistemas de la aeronave de manera similar a una red convencional accionada por la unidad de potencia auxiliar. Las cargas eléctricas 230 consumen energía de la red eléctrica. Estas cargas puede ser cualquier potencia para los sistemas hidráulicos, sistemas de cabina y de entretenimiento a bordo. El exceso de energía se almacena en los dispositivos de almacenamiento de energía 220 tales como baterías y condensadores, y se suministra a la red eléctrica cuando sea necesario.

Como se ha descrito anteriormente, es probable que hay un exceso de energía cuando una aeronave desciende, tal como la durante el movimiento de la velocidad crucero a la aproximación final y aterrizaje. Convencionalmente, este exceso de energía se disipa a través del despliegue de los alerones, el tren de aterrizaje y los frenos aerodinámicos/de velocidad y se pierde. La presente invención tiene como objetivo reducir la pérdida irreversible de la energía durante el descenso de la aeronave. Hemos mencionado anteriormente que un avión de pasajeros convencional puede tener que disipar tanto como 9.200 MJ de energía. La cantidad de energía a disipar depende en gran medida de la eficacia aerodinámica de la aeronave y de la trayectoria de descenso. Esta energía puede, o no puede disiparse por completo a través de la resistencia aerodinámica de la aeronave combinada con la resistencia de los alerones y del tren de aterrizaje desplegado antes de aterrizar. Por lo general, mientras mejor es la eficacia aerodinámica y más pronunciada es la trayectoria, más energía se tiene que disipar. Por ejemplo, un avión comercial con eficacia aerodinámica de $L/D = 20$, que desciende a 3,0 grd tendría que disipar 5.400 MJ de energía en exceso, suponiendo que el despliegue de los alerones y del tren de aterrizaje reduce su L/D en la segunda fase de descenso en un 20 %. La energía que se disipa se puede representar por la ecuación:

$$E_{\text{exceso}} = E_{\text{cinética@TOD}} + E_{\text{potencial@TOD}} - E_{\text{cinética@contactoconelsuelo}} + E_{\text{resistenciaaerodinámica}}$$

Ecuación 1

5 Al menos parte de la energía se puede absorber por un dispositivo de turbina, similar a una turbina eólica. La potencia y el empuje extraído del viento por una turbina eólica vienen dados por los coeficientes CP y TC, respectivamente. Los valores máximos para estos son CP = 16/27 y TC = 8/9. No es posible extraer toda la energía a partir del viento, porque esto significaría que después de fluir a través de la turbina, el viento tendría velocidad cero y así el viento entrante no podría fluir tampoco a través de la misma.

10 El radio R de un rotor necesario para absorber un exceso de energía determinada durante un tiempo de descenso dado viene dado por

$$\frac{1}{2} \pi R^2 \int_0^{t_{13}} \rho(t) \cdot [v(t)]^3 dt (C_P + C_T) = E_{\text{exceso}}$$

15 Ecuación 2

donde $\rho(t)$ es la densidad del aire en función de la altura que varía con el tiempo durante el descenso, v es la velocidad del aire, y t_{13} es el tiempo de descenso (véase Figura 2).

20 El análisis se ha realizado para una aeronave a reacción de pasajeros convencional. El análisis indica que el exceso de energía podría absorberse por un rotor con un radio de 0,7 metros o dos rotores con un radio de 0,5 metros cada uno. Estos radios corresponden a las longitudes de las palas de rotor. Por supuesto otros radios y número de rotores o turbinas se podrían utilizar. De la energía disponible aproximadamente el 40 % se podría convertir en energía de giro y el resto disiparse de forma irreversible debido al empuje del rotor. La turbina funcionaría como un freno de
25 velocidad capaz de absorber una porción importante de la energía en exceso para su reutilización.

El rendimiento se puede mejorar si el rotor hace uso de los vórtices que se producen en las puntas del ala. Tales vórtices de las puntas del ala son patrones helicoidales de aire que se forman desde la punta del ala a medida que genera la elevación. El vórtice aplica una componente de velocidad adicional que modifica el ángulo de flujo entrada de la corriente de aire a la pala de rotor. La Figura 10a muestra una turbina montada en la punta del ala de tal manera que las palas de rotor están en, o detrás de, el borde de salida del ala. Si no hay vórtice en las puntas del ala, la corriente de aire se acerca desde aproximadamente directamente delante de la turbina. (Aquí estamos ignorando el ángulo de ataque, lo que podría influir en la dirección de la corriente de aire real). En la Figura 10b un vórtice en las puntas del ala está presente. La componente circular se añade a la componente lineal de la corriente de aire desde el frente del ala. La Figura 10c muestra que el vector suma V_{sum} del vórtice $V_{\text{vórtice}}$ y de la corriente de aire V_{∞} da como resultado velocidades en una dirección de flujo de entrada modificada vista por la pala de rotor. Si la turbina se dispone de tal manera que su rotor gira en la misma dirección que el vórtice en las puntas del ala, la cantidad de energía generada se incrementará en comparación con la corriente de aire lineal de la Figura 10a. Los estudios han demostrado (véase Documento AIAA 86-1802 de Miranda L.R. y Brennan J.E., 1986, "Aerodynamic Effects of Wingtip Mounted Propellers and Turbines") que si la relación entre el diámetro del rotor de la turbina con respecto a la media envergadura de la aeronave ($2D/b$), como se ilustra en las Figuras 11 y 12, excede 0,07, entonces la potencia de salida de la turbina es mayor que la potencia adicional que se tiene que proporcionar a la aeronave para superar la resistencia de la turbina. La Figura 12 toma un ejemplo de conseguir generar 800 kW en la turbina y calcula la cantidad de energía extra que se requiere proporcionar a la aeronave. Más allá de una relación de $2D/b$ de aproximadamente 0,10 la potencia de salida de la turbina es mayor en aproximadamente un 15 %. El nivel no aumenta aún más para turbinas de diámetros más grandes. Estos cálculos indican que para el caso de un vórtice en las puntas del ala y una relación $2D/b$ apropiada la turbina tendría que generar más energía de la que parecería extraer de la resistencia en una corriente de aire lineal individual. Para una aeronave comercial convencional, un diámetro de rotor que corresponde a aproximadamente 3 metros cumpliría esta condición. En las descripciones anteriores mencionamos las posibilidades para el dimensionamiento de la turbina. Diámetros del rotor de turbina de 3 metros y 1 metro son mencionados para la punta del ala. La variante de 3 metros tendría un beneficio adicional en la generación de más energía que se extrae debido a la resistencia durante el descenso, debido a la componente de velocidad adicional proporcionada por el vórtice en las puntas del ala. La variante de 1 metro no recibiría este beneficio adicional.

55 El sentido de giro de los vórtices difiere entre las alas a cada lado del aeroplano. Por tanto, si las turbinas se montan en las puntas del ala están girando en sentido contrario. Cuando se ve desde una posición aguas abajo (por ejemplo, detrás de la aeronave) la turbina izquierda gira en sentido horario y la turbina derecha gira en sentido antihorario.

60 El uso de turbinas montadas en las puntas del ala tiene ventajas, además de la generación de energía, debido a que reduce la resistencia de los vórtices desprendidos de las puntas de las alas. Esto significa que después de una aeronave ha pasado a lo largo de una pista de aterrizaje o a través de un espacio aéreo particular, el tiempo requerido para que los vórtices disminuyan es menor. Como resultado, hace que sea posible aumentar el

rendimiento del aeropuerto. Las turbinas montadas en las puntas del ala reducen también la necesidad de instalar aletas para reducir los vórtices.

5 Estudios anteriores de Hastings *et. al.* en la Nota técnica D-8083 de la NASA, "Development and Flight Tests of Vortex-Attenuating Splines" de 1975, han demostrado que estrías fijas montadas en las puntas del ala de diámetros comparables a los requeridos aquí no proporcionan problemas de tripulación de aeronaves. Por lo tanto, palas de turbinas giratorias no deberían plantear tampoco ningún problema de tripulación.

10 La turbina se podría utilizar también en lugar de una turbina de aire de impacto (RAT) para proporcionar una fuente de alimentación se reserva si es necesario. Por lo tanto, cualquier peso adicional añadido mediante la incorporación de las turbinas se negaría al menos parcialmente, y posiblemente por completo, por la eliminación de la necesidad de una turbina de aire de impacto. Las turbinas de aire de impacto convencionales (RAT) se diseñan para un uso ocasional de emergencia en lugar de uso o su uso continuado en cada descenso. La presente invención es para la recuperación de energía sistemática preferentemente en cada vuelo o durante cada descenso.

15 La turbina se ha descrito anteriormente para su uso en un avión de pasajeros, pero la invención no se limita a esto. La invención se podría aplicar a otros tipos de aeronaves tripuladas, así como vehículos aéreos no tripulados (UAV), que tienen una alta altitud de crucero.

20 La presente invención proporciona una solución para recuperación de energía que permite gestionar la totalidad del exceso de energía, a diferencia del concepto de frenos velocidad de recuperación de la técnica anterior entre el alerón y el ala. La disposición y método de turbina son particularmente adecuados para su despliegue durante el descenso debido a la energía adicional generada, pero también podría utilizar durante todo el vuelo, o durante el crucero y descenso. El uso prolongado durante todo el vuelo o crucero y descenso puede ser especialmente apropiado para los dispositivos montados en las puntas del ala donde la energía adicional está disponible.

30 La Figura 13 es un diagrama de flujo que muestra las etapas del método que se producen para un vuelo donde se recupera energía de acuerdo con la presente invención. En la etapa 310 se identifica y se inició una fase de descenso. En la etapa 320 las palas de rotor de la turbina se despliegan en la corriente de aire. La etapa 320 puede ocurrir antes o después de que la fase de descenso haya comenzado, pero es preferentemente al mismo tiempo que o después de que ha comenzado el descenso. En algunas realizaciones, las palas se despliegan cuando la velocidad de descenso o ralentización requerida de la aeronave es suficiente para apoyar la recuperación de energía. En la etapa 330 el paso de las palas de rotor se puede utilizar para establecer la resistencia y, por lo tanto, el frenado aerodinámico con el fin de controlar la velocidad de la aeronave. En este sentido, el rotor se puede utilizar de la misma manera que los frenos aerodinámicos convencionales durante el descenso, pero, además, se recupera energía. La energía de la corriente de aire hace girar las palas de rotor y genera electricidad, que en la etapa 340 se alimenta en la red de distribución eléctrica de la aeronave para energizar dispositivos o para su almacenamiento. Hacia el final de la fase de descenso, justo antes de aterrizar las palas de rotor se pueden retraer, como se muestra en la etapa 350. El método de la Figura 13 se refiere al uso de la turbina para la recuperación de energía durante el descenso, pero la turbina se podría utilizar también durante otras fases del vuelo, tales como en crucero y hasta en el despegue. Sin embargo, durante el descenso el exceso de energía se disipa irremediamente por lo que este es el momento de mayor eficacia energética para la recuperación.

45 La persona experta en la materia apreciará fácilmente que varias modificaciones y alteraciones se pueden realizar al aparato descrito anteriormente para la recuperación de energía y a la aeronave sin apartarse del alcance de las reivindicaciones adjuntas. Por ejemplo, diferentes formas, dimensiones, números de palas de rotor y turbinas se pueden utilizar. La ubicación de las turbinas de alrededor de la estructura de la aeronave y la forma del fuselado se pueden variar también.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave que comprende un aparato para la recuperación de energía de la aeronave, comprendiendo el aparato:
- 5 una turbina (100) que tiene un cuerpo (110) y palas de rotor (130), la turbina montada en el exterior de la aeronave de tal forma que el cuerpo recibe una corriente de aire que fluye en el exterior de la aeronave;
- 10 las palas de rotor se pueden mover selectivamente entre una posición replegada y una posición desplegada, donde en la posición desplegada las palas de rotor se hacen girar por la corriente de aire con el fin de generar electricidad,
- 15 **caracterizada porque** la turbina se monta en la aeronave a través de un acoplamiento giratorio (150) de tal manera que la orientación del eje de rotor (A) de la turbina se puede ajustar con respecto a la aeronave a fin de poder alinearse con la corriente de aire, incluyendo el acoplamiento giratorio dos ejes de giro para dar cabida a vientos transversales y al ángulo de ataque de la aeronave
2. La aeronave de la reivindicación 1, donde la turbina se monta en la aeronave de tal manera que el cuerpo recibe la corriente de aire que fluye en el exterior de la aeronave durante todas las fases del vuelo.
- 20 3. La aeronave de cualquier reivindicación anterior, donde la posición replegada es más aerodinámicamente eficaz para la aeronave que la posición desplegada.
4. La aeronave de cualquier reivindicación anterior, donde en la posición replegada las palas de rotor quedan ocultas de la corriente de aire por un fuselado.
- 25 5. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, donde en la posición replegada las palas de rotor son plegadas hacia atrás de la corriente de aire de modo que las palas de rotor y el cuerpo forman juntos un fuselado.
- 30 6. La aeronave de cualquier reivindicación anterior, que comprende además un controlador para la comunicación con la turbina y configurado para controlar el despliegue de las palas de rotor durante el vuelo de la aeronave.
7. La aeronave de la reivindicación 6, el controlador configurado, además, para iniciar el despliegue de las palas de rotor para el descenso de la aeronave y para instruir el repliegue de las palas de rotor durante el despegue y/o crucero.
- 35 8. La aeronave de cualquier reivindicación anterior, donde las palas de rotor tienen un paso variable para el ajuste de la resistencia en la aeronave y la cantidad de energía recuperada.
9. La aeronave de la reivindicación 8, el controlador configurado además para controlar el paso de las palas de rotor cuando se recupera energía a fin de controlar la cantidad de resistencia y la energía recuperada.
- 40 10. La aeronave de cualquier reivindicación anterior, donde la turbina está montada en un conjunto de ala o cola de la aeronave.
- 45 11. La aeronave de la reivindicación 10, donde la turbina está montada en la punta del ala.
12. La aeronave de la reivindicación 1, que comprende además una red de distribución eléctrica (210) conectada a la turbina y para recibir la energía generada desde la turbina, comprendiendo además la aeronave dispositivos de almacenamiento de energía (220) para almacenar la energía recuperada.
- 50 13. Un método de recuperación de energía de la aeronave de cualquier reivindicación anterior, comprendiendo el método:
- 55 hacer volar la aeronave; y mover las palas de rotor (130) de la turbina de una posición replegada a una posición desplegada de tal manera que en la posición desplegada las palas de rotor se hacen girar por la corriente de aire con el fin de generar electricidad.
- 60 14. El método de la reivindicación 13, que comprende además ajustar el paso de las palas de rotor para establecer la cantidad de resistencia.
15. El método de la reivindicación 14, donde las palas de rotor de la turbina se mueven a una posición desplegada para una fase de descenso de vuelo.

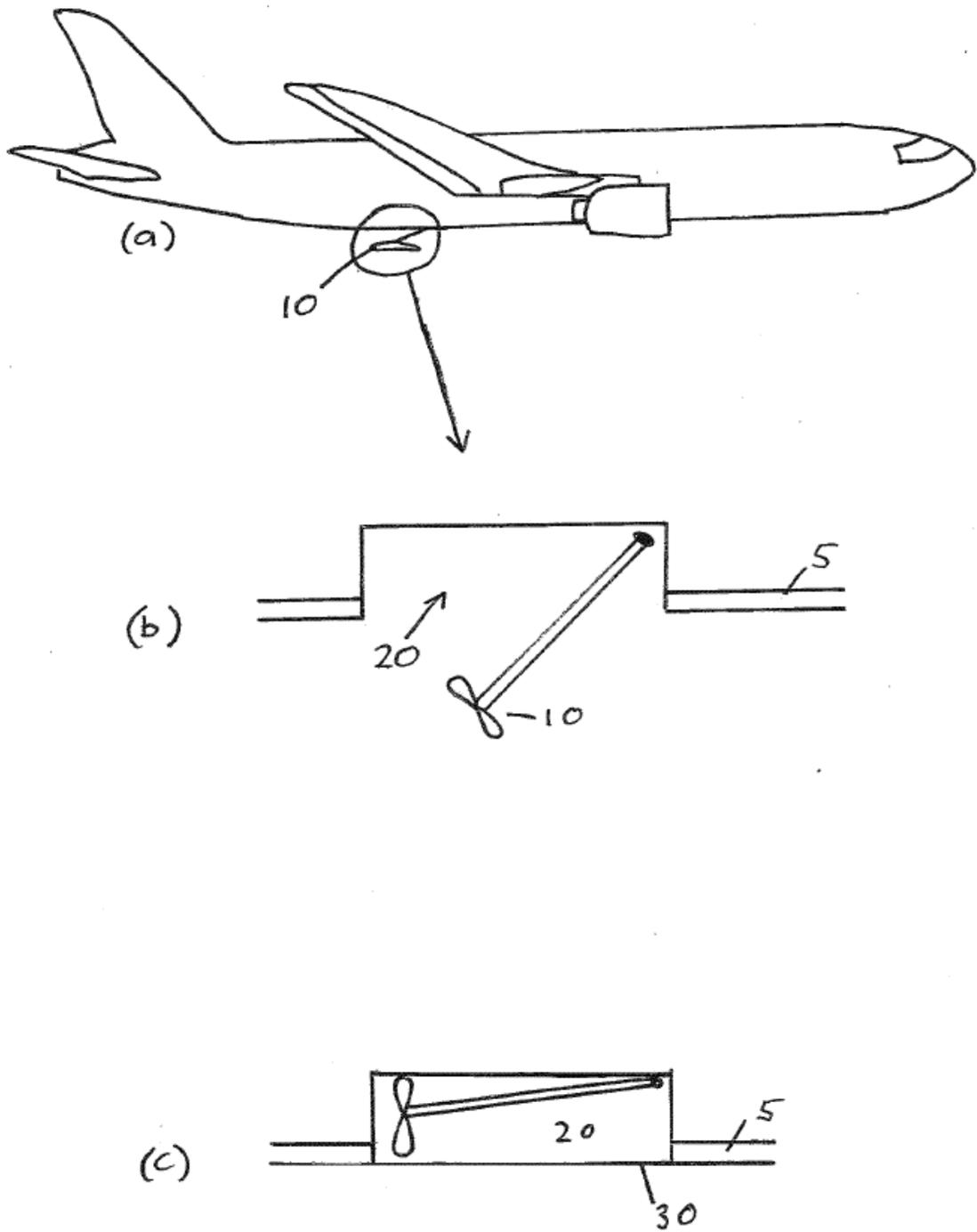


Figura 1

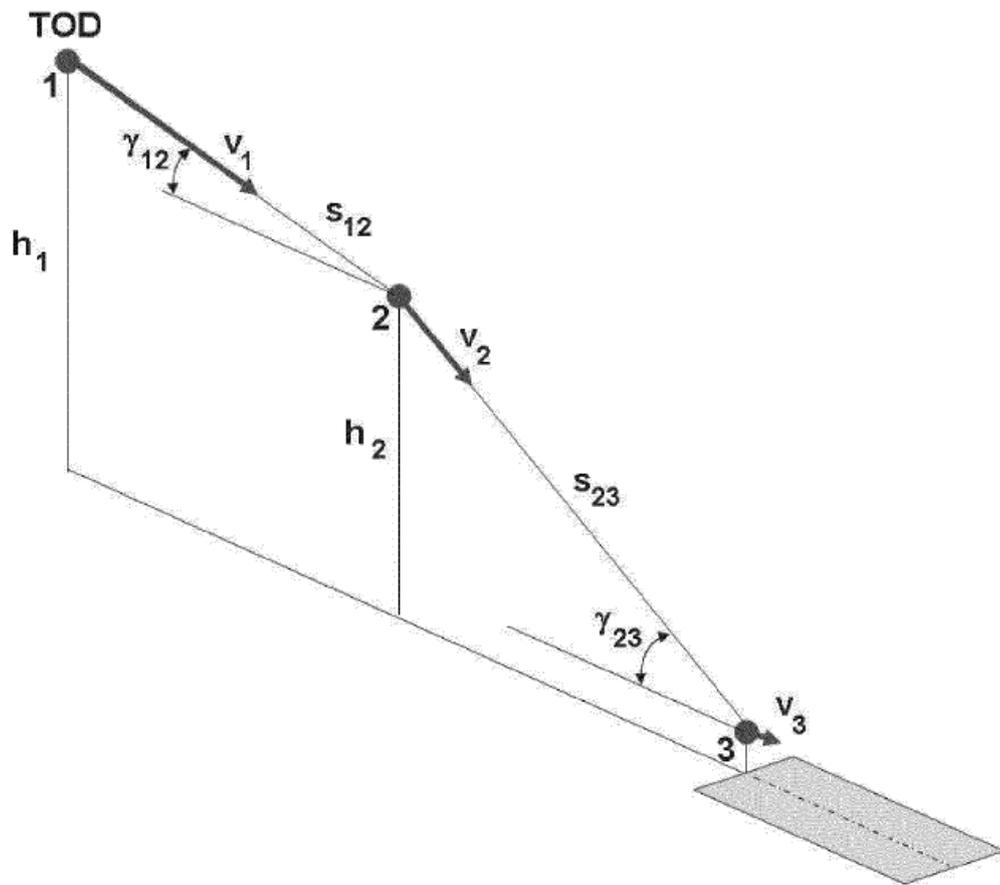


Figura 2

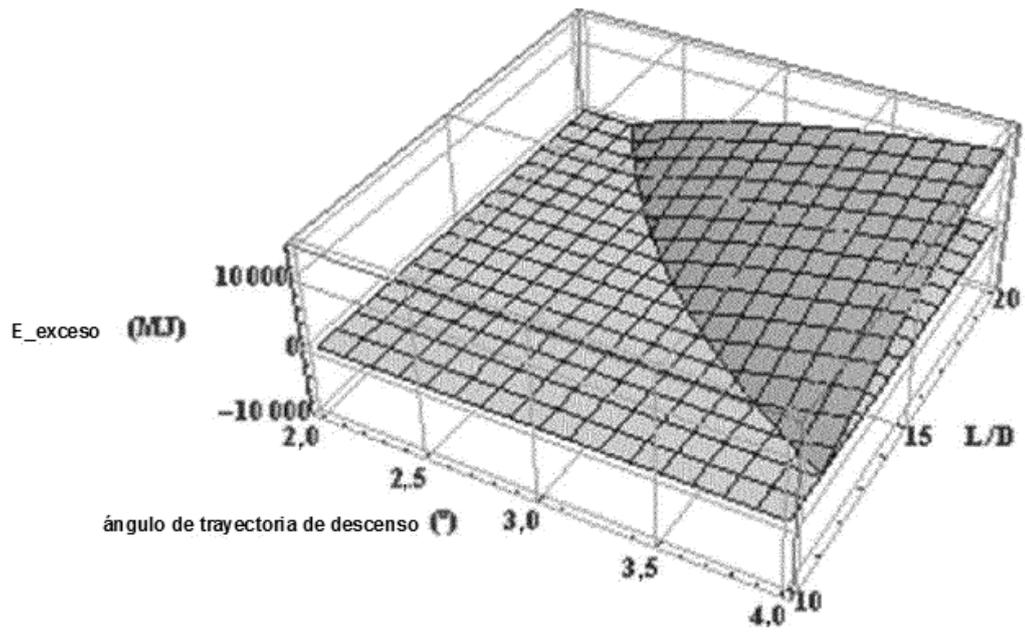


Figura 3

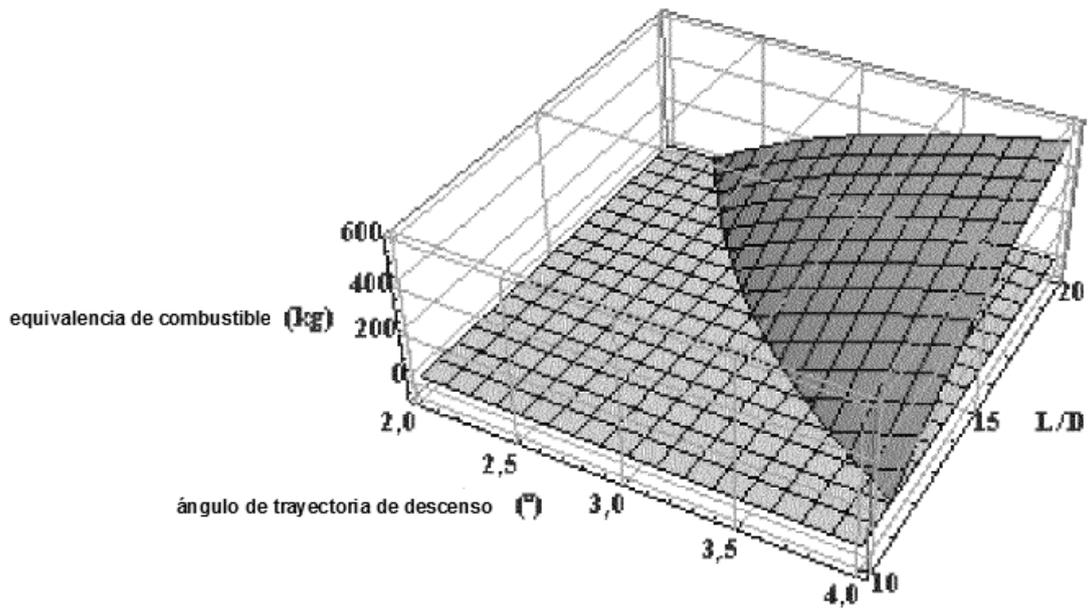


Figura 4

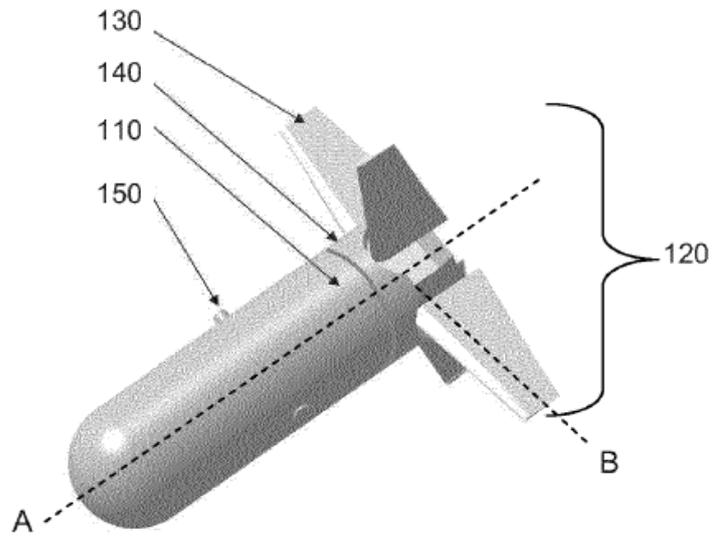


Figura 5

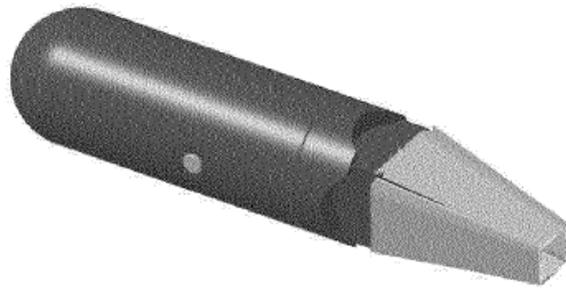


Figura 6

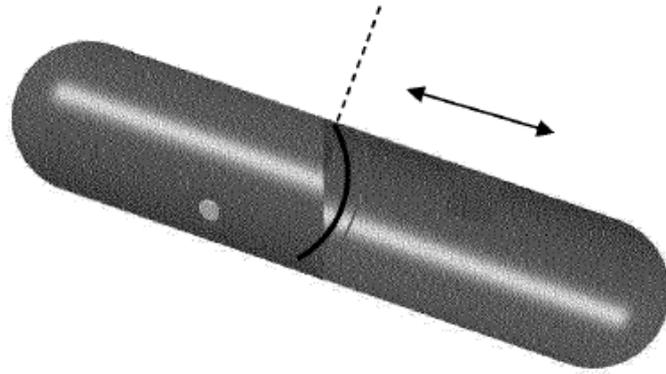


Figura 7

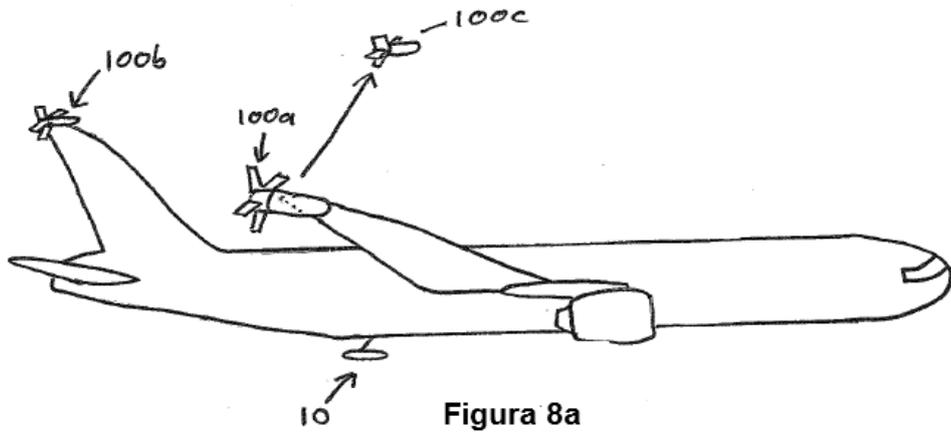


Figura 8a

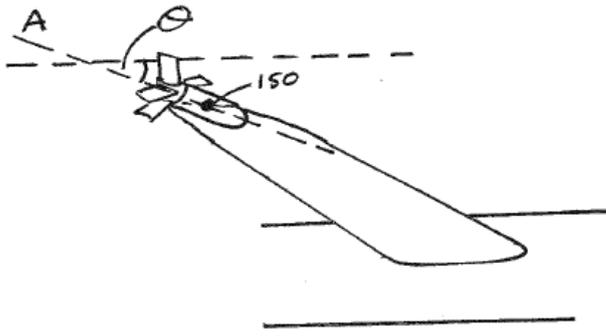


Figura 8B

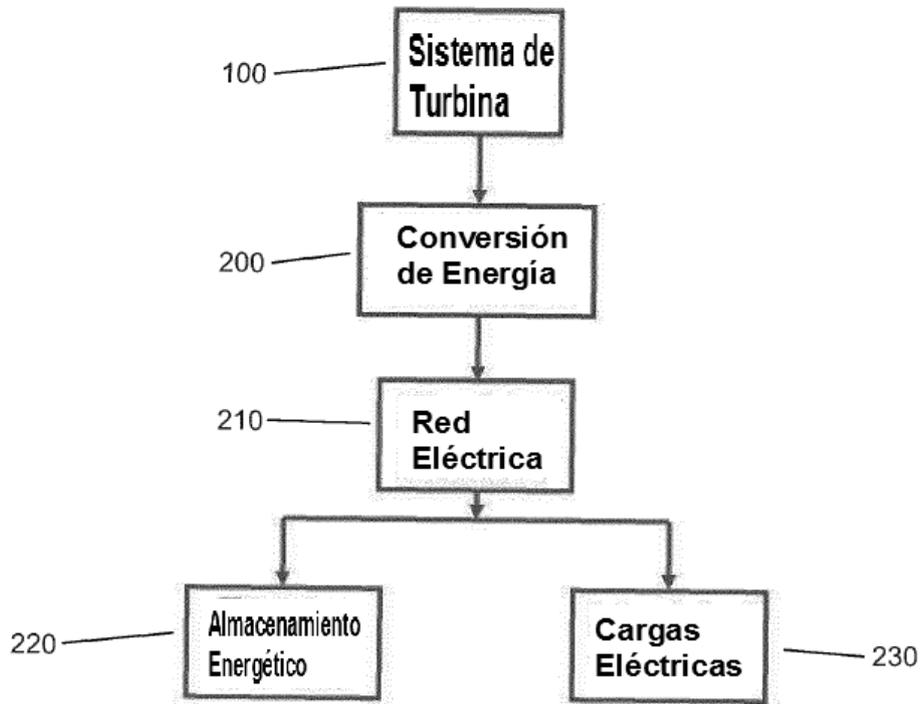


Figura 9

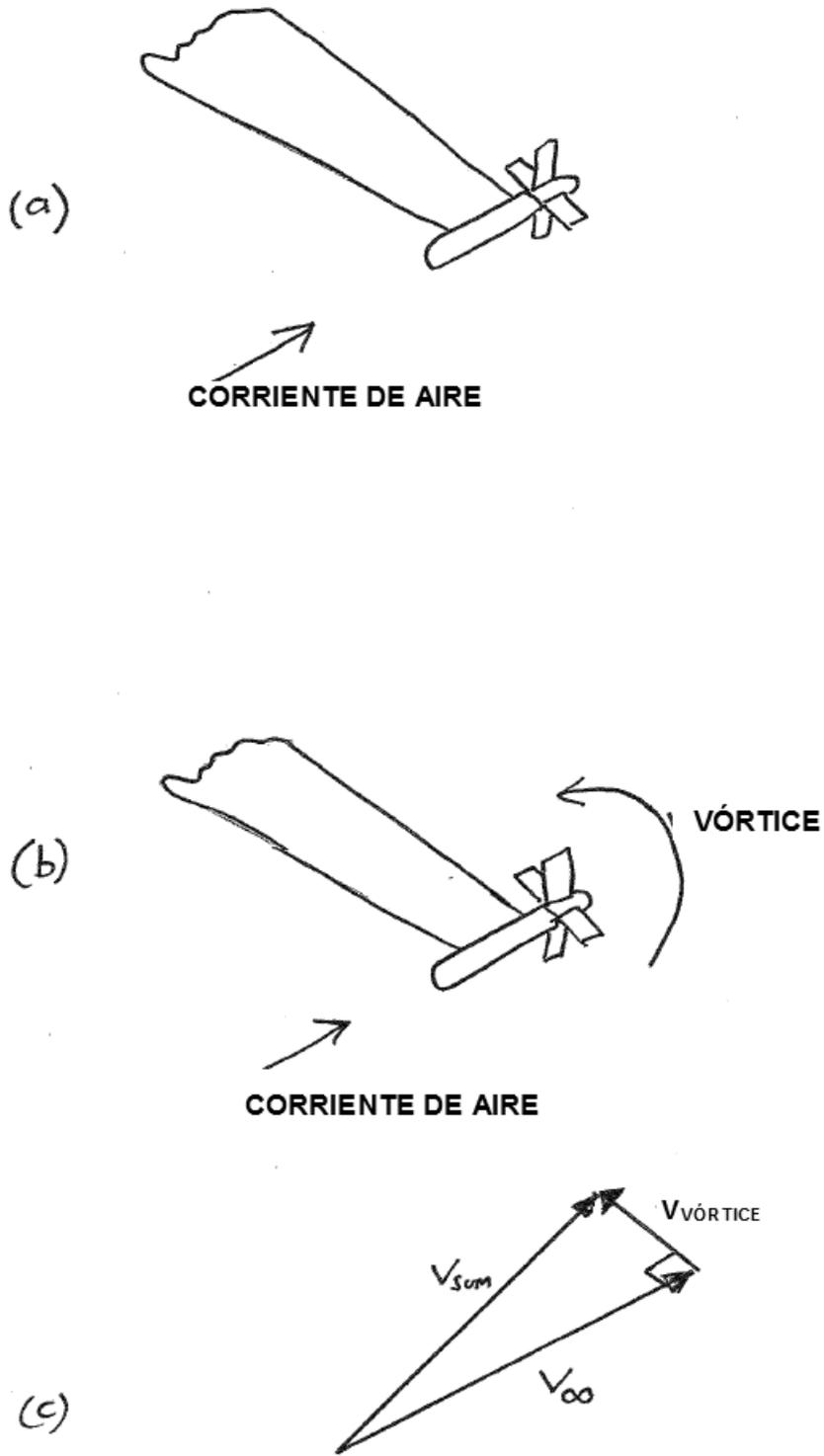


FIGURA 10

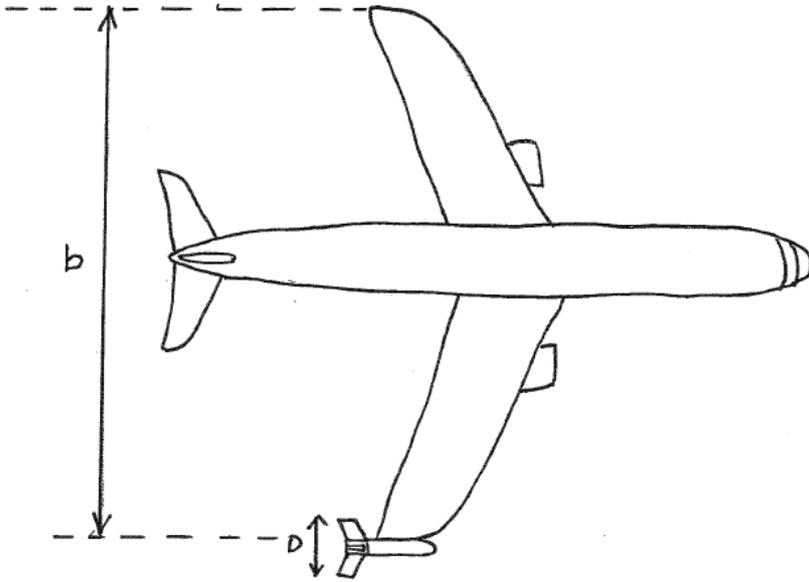


Figura 11 .

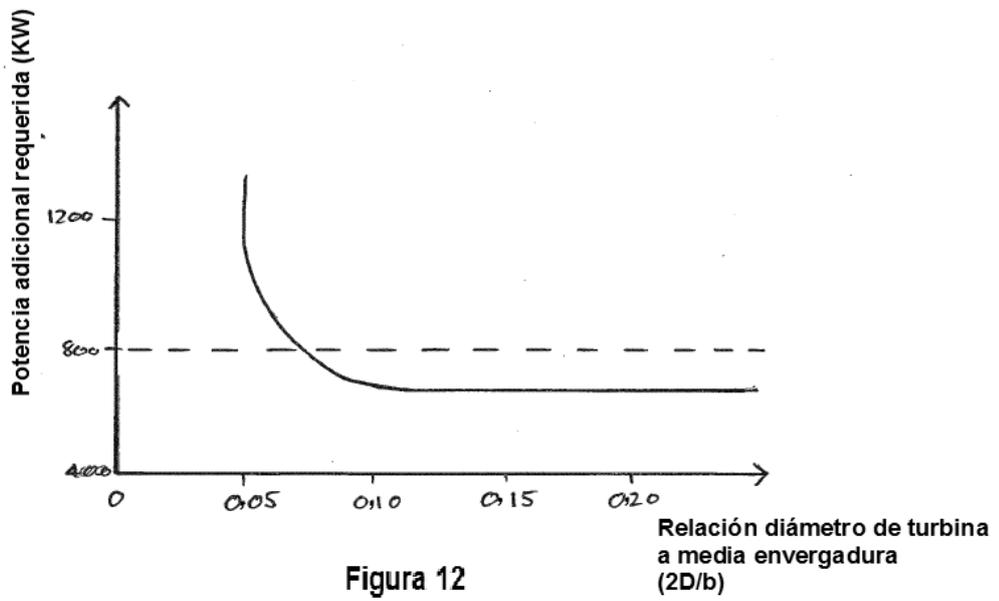


Figura 12

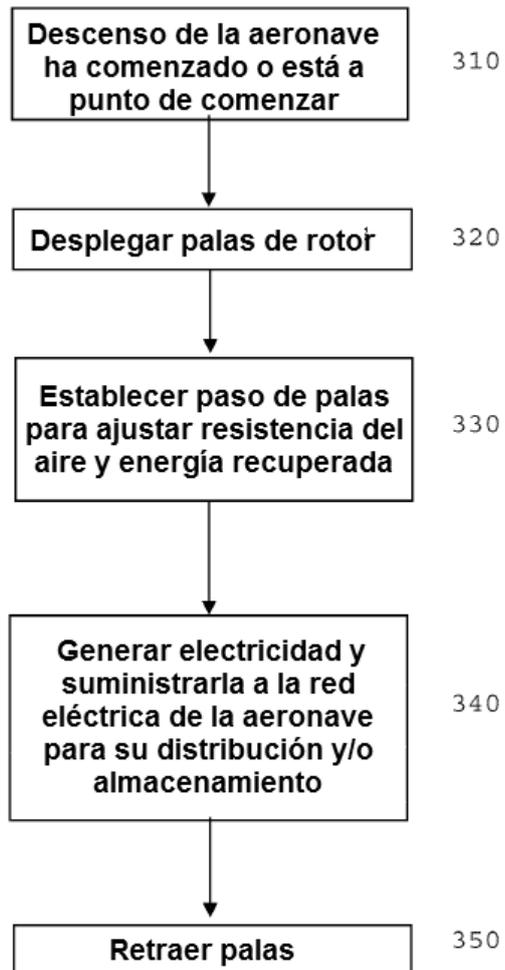


Figura 13