

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 450 995**

51 Int. Cl.:

B64C 39/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.08.2008 E 08792404 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **25.12.2013 EP 2202148**

54 Título: **Aeronave de efecto suelo**

30 Prioridad:

14.09.2007 JP 2007239298

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

26.03.2014

73 Titular/es:

**KABUSHIKI KAISHA BELLSION (100.0%)
8-9, Nihonbashi 3-chome Chuo-ku
Tokyo, JP**

72 Inventor/es:

SUZUKI, MASAHIKO

74 Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 450 995 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Aeronave de efecto suelo

Campo técnico

5 La presente invención versa acerca de una aeronave de ala soportada en ambos extremos y, en particular, acerca de una aeronave de ala soportada en ambos extremos que no comprende un ala en voladizo, volando la aeronave mediante una corriente relevante o una presión positiva que fluye a lo largo de la superficie inferior de la aeronave.

Antecedentes de la invención

Una aeronave proporciona sustentación mediante presión negativa a lo largo de la superficie superior de un ala debido a la diferencia en la velocidad de la corriente de aire que fluye sobre las superficies superior e inferior.

10 El documento JP2004-106784A da a conocer una aeronave de tipo cometa que vuela mediante una corriente de aire o una presión positiva.

15 En la aeronave de tipo cometa, el ángulo de ataque aumenta hasta aproximadamente 60 grados en un vuelo a baja velocidad o en un aterrizaje, que es similar a una cometa. En la aeronave, se generan empuje y sustentación por medio de un motor a reacción para descargar un gas oblicuamente hacia abajo como una aeronave normal. No se genera sustentación por medio de la corriente de aire.

En un vuelo a baja velocidad y en un aterrizaje, tiene que volverse muy grande el ángulo de ataque de toda la aeronave y es muy difícil circular sobre el suelo con el ángulo de ataque muy grande.

20 Además, el documento US-A-2005/0183898, que está considerado la técnica anterior más cercana, da a conocer una aeronave de efecto suelo que comprende un ala central y sigue vigas longitudinales herméticas montadas a lo largo de cuerdas aerodinámicas extremas del ala central. El documento US-A-2005/0183898 también describe que una altura de estas vigas longitudinales está reduciéndose homogéneamente desde porciones centrales hasta las porciones del morro y de la cola de la aeronave.

Divulgación de la invención

Problemas que han solucionarse mediante la invención

25 Un objeto de la invención es proporcionar una aeronave de ala soportada en ambos extremos que no comprenda un ala en voladizo que tenga un extremo libre, volando la aeronave mediante una corriente de aire relativa, lo que garantiza un vuelo estable en el aterrizaje/despegue o a una velocidad reducida.

30 El inventor descubrió que el peso de la aeronave está soportado por una componente de fuerza de una fuerza de reacción obtenida por la corriente de aire generada sobre las superficies superior e inferior de la aeronave al avanzar por medio de un dispositivo de empuje, siendo elevada la aeronave por una componente de fuerza de empuje por medio del dispositivo de empuje y volando mientras mantenga su postura en condiciones óptimas.

Breve descripción de los dibujos

35 [Fig. 1] Una vista en planta desde arriba de una realización de una aeronave según la presente invención.
 [Fig. 2] Una vista en planta desde debajo de la misma.
 [Fig. 3] Una vista en corte transversal tomada a lo largo de la línea III-III en la Fig. 1.
 [Fig. 4] Una vista frontal en alzado de la misma.

Mejor modo para llevar a cabo la invención

Se describirá una realización de la presente invención con respecto a los dibujos.

40 En las Figuras 1 y 2, a diferencia de una aeronave convencional, una aeronave de ala soportada en ambos extremos en la presente realización se caracteriza porque la aeronave, que es distinta de una aeronave convencional, no tiene un ala larga que se extienda de forma transversal.

45 La aeronave comprende un cuerpo principal 2 en el centro; un ala 3 que se prolonga de forma transversal desde la parte inferior del cuerpo principal 3; un cuerpo derecho 4A y un cuerpo izquierdo 4B fijados a cada lado del cuerpo principal 3; un estabilizador horizontal 5 en los extremos posteriores de los cuerpos derecho e izquierdo 4A, 4B; y una hélice 6 en el extremo superior y posterior del cuerpo principal 2. En el estabilizador horizontal 5, se proporcionan un estabilizador vertical 7 y un elevador 8, mientras que se proporciona un timón 9 de dirección en el estabilizador vertical 7.

Entre el borde frontal del estabilizador horizontal 5 y el borde posterior del ala 3, hay formado un espacio 10 en el que está dispuesta una hélice 6.

El estabilizador vertical 7 está dispuesto en el centro del estabilizador horizontal 5, y el timón 9 de dirección está montado en la parte posterior del estabilizador vertical 7. El elevador 8 está montado en el extremo posterior del estabilizador horizontal 5.

5 En la Fig. 1, el cuerpo derecho 4A y el cuerpo izquierdo 4B tienen un extremo frontal semiesférico y la superficie lateral interna es casi lineal. Los cuerpos derecho e izquierdo 4A, 4B tienen un lado externo 4C.

En la Fig. 2, hay formado un lado interno 4D en el cuerpo derecho 4A y el cuerpo izquierdo 4B en la parte inferior de la aeronave. La superficie inferior del ala 3 es continua con la superficie inferior del cuerpo principal 2.

En la Fig. 4, las caras frontales de los cuerpos derecho e izquierdo 4A, 4B son elípticas y los extremos posteriores de las mismas están curvadas hacia arriba.

10 El extremo frontal del ala 3 se encuentra por detrás de los extremos frontales de los cuerpos derecho e izquierdo 4A, 4B. Hay formada una concavidad 3B en el borde frontal del ala 3.

En la Fig. 3, el ala 3 tiene un extremo frontal semiesférico y la superficie superior del ala 3 es plana. Hay formada una curvatura positiva 3A en la superficie inferior del ala 3. El ala 3 se vuelve más delgada progresivamente hacia atrás desde la porción de máximo grosor del ala 3.

15 El extremo frontal del ala 3 está formado como una concavidad 3B que tiene un corte transversal circular horizontal. Debido a tal forma de la concavidad 3B, es improbable que la corriente de aire se separe del ala 3.

Se proporciona la porción de máximo grosor del ala 3 en una posición de $2/10$ a $3/10$ de la longitud de la cuerda aerodinámica desde el borde de ataque del ala 3. El grosor de la porción de máximo grosor es de $3/10$ a $4/10$, preferentemente de $35/100$, de la longitud de la cuerda aerodinámica.

20 Si el grosor de la porción de máximo grosor fuese menor de $3/10$ de la longitud de la cuerda aerodinámica, el grosor del ala 3 no sería suficiente y no se generaría una sustentación adecuada. Si fuese superior a $4/10$, la resistencia aerodinámica sería demasiado grande. Si el borde de ataque del ala 3 fuese más grueso que la porción de máximo grosor, se produciría turbulencia.

25 El ala 3 es más delgada que el cuerpo derecho 4A y que el cuerpo izquierdo 4B. Las mitades inferiores del cuerpo derecho 4A y del cuerpo izquierdo 4B se prolongan desde la superficie inferior del ala 3.

El ala 3, el cuerpo derecho 4A y el cuerpo izquierdo 4B forman una estructura similar a una puerta en su conjunto en una sección de corte vertical. La superficie inferior del ala 3, el cuerpo derecho 4A y el cuerpo izquierdo 4B definen una trayectoria 11 del aire que se extiende desde el borde de ataque hasta el borde de salida del ala 3.

30 En la Fig. 2, una distancia entre el lado interno 4D del cuerpo derecho 4A y el lado interno 4D del cuerpo izquierdo 4B es más corta que las que hay entre los bordes de ataque y entre los bordes de salida del cuerpo derecho 4A y del cuerpo izquierdo 4B.

Durante el vuelo de la aeronave 1, se acelera la corriente de aire que pasa en la trayectoria 11 del aire mediante el efecto Coanda entre los lados internos 4D y 4D y pasa hacia atrás.

El cuerpo principal 3 se ahúsa hacia atrás.

35 El elevador 8 está articulado en el extremo posterior del estabilizador horizontal 5.

El estabilizador horizontal 5 tiene un corte transversal vertical inverso al del ala 3 en un corte transversal vertical. En la presente realización, el ala 3 tiene una superficie plana superior y una curvatura positiva inferior 3A, mientras que el estabilizador horizontal 5 tiene una curvatura positiva superior y una superficie plana inferior. La superficie superior del ala 3 no está limitada a la forma de la Fig. 3.

40 El estabilizador horizontal 5 está más elevado que el extremo posterior del ala 3 en la Fig. 3, lo que permite que la aeronave vuele de forma estable.

En vez de la hélice 6, se puede emplear un motor a reacción o un motor cohético para generar empuje. Si la aeronave 1 es un avión pequeño, un avión no tripulado o un avión de aeromodelismo, se puede combinar una hélice con un motor accionado por medio de una fuente eléctrica, tal como una batería.

45 En la aeronave 1, si es necesario, se puede proporcionar una rueda (no mostrada) para circular sobre el suelo. La rueda está dispuesta en la parte delantera de las superficies inferiores del cuerpo derecho 4A y el cuerpo izquierdo 4B y en el centro de la superficie inferior del estabilizador horizontal 5. Si se utiliza la aeronave 1 como un hidroavión de casco, se pueden utilizar el cuerpo derecho 4A y el cuerpo izquierdo 4B como un flotador.

50 Cuando se acelera la aeronave 1 en la presente realización por medio de la hélice 6 desde una posición parada sobre el suelo o el agua, una corriente relevante fluye a la trayectoria 11 del aire desde el extremo frontal del ala 3.

La corriente de aire pasa hacia atrás en la trayectoria 11 del aire a lo largo del cuerpo derecho 4A y del cuerpo izquierdo 4B a alta velocidad sin fluir fuera de la aeronave 1 transversalmente. La corriente de aire de alta velocidad empuja al aire más hacia abajo. Debido a la reacción del aire empujado, el ala 3 es empujada hacia arriba, de forma que la aeronave 1 obtiene sustentación.

5 Se describirá el vuelo de la aeronave 1 en comparación con una cometa japonesa.

Se empuja una cara frontal inclinada de la cometa japonesa y se aplica tensión a una cuerda de la cometa para soportar la cometa japonesa. Con o sin viento, se tracciona la cuerda de la cometa hacia abajo y la corriente de aire incide sobre la cara frontal. La cometa flota hacia arriba por una fuerza de reacción y se elevará hasta una posición que tenga un ángulo equilibrado de ataque. La fuerza ascendente es una componente de fuerza de la fuerza de reacción siempre que no se extienda la cuerda de la cometa. Cuando está extendido la cuerda de la cometa, la fuerza ascendente será una fuerza resultante de la anterior componente de fuerza y una componente de fuerza perpendicular a la cara frontal de la cometa.

En la presente realización, en vez de con tensión de la cuerda de la cometa, se acelera la aeronave con el ala por medio de la hélice, se obtendrán las anteriores dos fuerzas como una reacción.

15 Mientras se empuja aire por medio de la hélice con el ala 3, se inclina ligeramente hacia abajo el elevador. Se restringe una fuerza de flotación aplicada al ala, de forma que la aeronave vuela ligeramente por encima del suelo.

Con un aumento del empuje de la hélice 6, se inclina hacia arriba el elevador 8, y se eleva la parte frontal de la aeronave 1. Además, en proporción con un aumento del empuje de la hélice, la aeronave 1 obtiene una gran fuerza de reacción y es acelerada para elevarse.

20 El ángulo de ataque del ala 3 aumenta notablemente. Sin embargo, los extremos frontales del ala 3, del cuerpo derecho 4A y del cuerpo izquierdo 4B son semiesféricos, de forma que el aire no se separe del borde de ataque del ala 3. De esta manera, la aeronave no entra en pérdida de sustentación ni se estrella.

El aire pasa por la trayectoria 11 del aire hacia atrás y es restringido por la curvatura positiva 3A en la parte frontal del ala 3 y un área en corte transversal de la trayectoria 11 del aire aumenta hacia atrás. Mediante el efecto Coanda, se genera una corriente lenta de alta viscosidad a lo largo de la superficie inferior, de la superficie lateral interna del cuerpo derecho 4A y de la superficie lateral interna del cuerpo izquierdo 4B.

25 Se produce una corriente de aire de alta velocidad, y se puede aplicar un gran empuje al ala por medio de la corriente de aire de alta velocidad.

En un vuelo a baja velocidad en el que la potencia de la hélice 6 es pequeña, una fuerza de la aeronave 1 para empujar el aire inferior hacia abajo es débil. El ángulo de ataque de toda la aeronave 1 aumenta y una componente de fuerza de empuje hacia delante por medio de la hélice 6 es pequeña.

30 Con un aumento en la potencia de la hélice 5, una fuerza para limitar el aire mediante el ala 3 se vuelve mayor, y el ángulo de ataque se vuelve más pequeño. La componente de fuerza de empuje por medio de la hélice 6 se vuelve mayor en una dirección hacia delante, lo que permite que la aeronave vuele a velocidad elevada.

35 Dependiendo del empuje de la hélice 6, se puede cambiar el ángulo de ataque de la aeronave 1, garantizando un vuelo estable. Si la velocidad del viento es igual a la componente de fuerza hacia delante de la aeronave 1, la aeronave 1 permanecerá fija en el aire.

El corte transversal vertical del estabilizador horizontal 5 se encuentra en una relación inversa con el corte transversal vertical del ala 3. Se genera sustentación en la superficie superior del estabilizador horizontal 5 por medio de una presión negativa, y la sustentación se opone a un momento para elevar toda el ala 3 hacia delante, haciendo que su postura de vuelo sea más estable.

En la presente realización, la trayectoria 11 del aire es única, pero puede haber formada una pluralidad de trayectorias del aire lado a lado. Preferentemente, la relación de la trayectoria 11 del aire con respecto al ala 3 puede ser de al menos 1/2. Si fuese menor de 1/2, la fuerza de flotación de la aeronave no sería suficiente, por lo que sería necesario aumentar la potencia de la hélice 6. Se puede determinar la profundidad de la trayectoria 11 del aire de forma que la aeronave no se deslice hacia los lados.

Aplicabilidad industrial de la invención

La aeronave puede ser utilizada de forma generalizada para volar de forma estable incluso a una velocidad reducida.

50

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave de ala (3) soportada en ambos extremos que comprende:
- un cuerpo principal (2) que tiene un extremo frontal;
 - un cuerpo derecho (4A) dispuesto en un lado del cuerpo principal (2) y que tiene un extremo frontal;
 - 5 un cuerpo izquierdo (4B) dispuesto en el otro lado del cuerpo principal (2) y que tiene un extremo frontal, encontrándose los extremos frontales de los cuerpos derecho e izquierdo (4A; 4B) por detrás del extremo frontal del cuerpo principal (2);
 - un ala (3) soportada por el cuerpo principal, el cuerpo derecho (4A) y el cuerpo izquierdo (4B) y que tiene un extremo frontal que se encuentra por detrás de los extremos frontales de los cuerpos derecho e izquierdo (4A; 4B), estando definida una trayectoria del aire longitudinalmente con respecto a la aeronave por una superficie inferior del ala (3) y superficies laterales internas de los cuerpos derecho e izquierdo (4A; 4B);
 - 10 un estabilizador horizontal (5), habiendo formado un espacio (10) entre el ala (3) y el estabilizador horizontal (5);
 - un dispositivo (6) de empuje en el espacio;
 - un estabilizador vertical (7) en el centro del estabilizador horizontal;
 - un timón (9) de dirección en el extremo posterior del estabilizador vertical (7); y
 - un elevador (8) en el extremo posterior del estabilizador horizontal (5), **caracterizada porque:**
 - 20 el ala (3) tiene una superficie plana superior y una curvatura positiva inferior, mientras que el estabilizador horizontal (5) tiene una curvatura positiva superior y una superficie plana inferior, volviéndose progresivamente más delgada el ala (3) hacia atrás desde una porción de máximo grosor.
2. La aeronave de la reivindicación 1, en la que la porción de máximo grosor tiene un grosor que varía desde 3/10 hasta 4/10 de una longitud de la cuerda aerodinámica del ala (3), estando formada la porción de máximo grosor en una posición de 2/10 a 3/10 de la longitud de la cuerda aerodinámica desde un borde de ataque del ala (3).
- 25 3. La aeronave de la reivindicación 1, en la que el ala (3) tiene una concavidad en el extremo frontal.
4. La aeronave de la reivindicación 1, en la que cada uno del cuerpo derecho (4A) y del cuerpo izquierdo (4B) tiene la porción de máximo grosor en la misma posición que la del ala (3).
5. La aeronave de la reivindicación 1, en la que el extremo frontal de cada uno del cuerpo derecho (4A) y del cuerpo izquierdo (4B) está formado como una semiesfera.
- 30 6. La aeronave de la reivindicación 1, en la que el extremo frontal del cuerpo principal (2) está formado como una semiesfera.
7. La aeronave de la reivindicación 1, en la que el elevador (8) está articulado al extremo posterior del estabilizador horizontal (5), teniendo el elevador (8) un corte transversal vertical inverso al del estabilizador horizontal (5).
- 35 8. La aeronave de la reivindicación 1, en la que el dispositivo (6) de empuje comprende una hélice.

Fig. 1

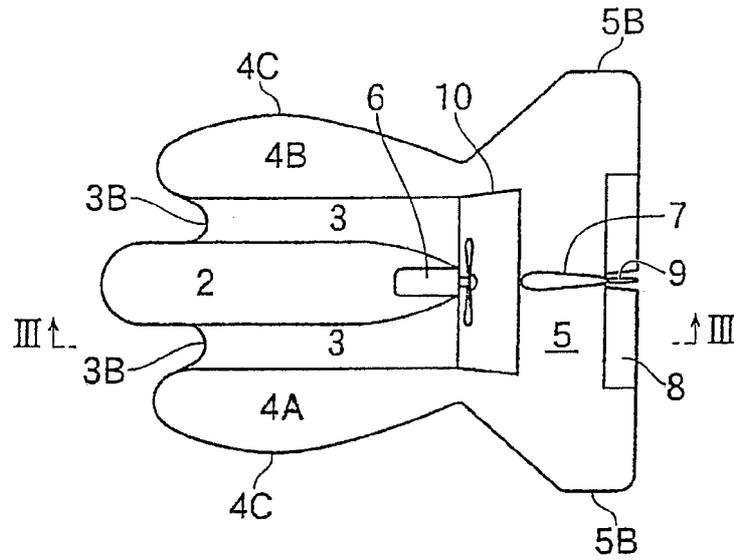


Fig. 2

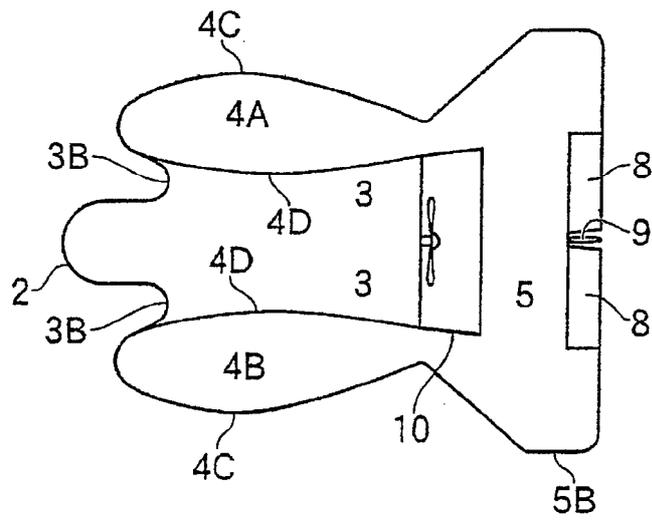


Fig. 3

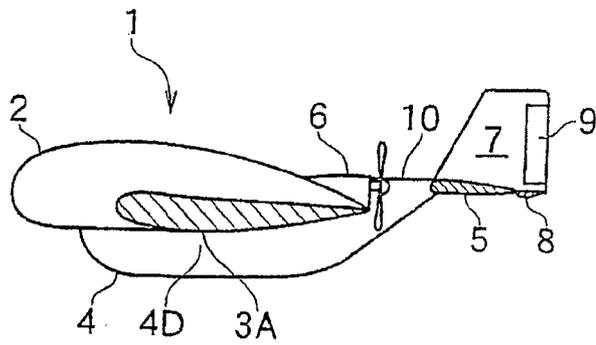


Fig. 4

