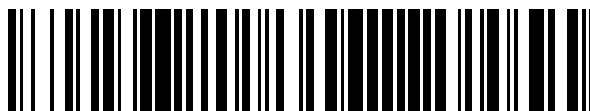


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 563 437**

51 Int. Cl.:

F02K 3/06 (2006.01)
F02K 3/04 (2006.01)
F02K 3/02 (2006.01)
F02K 3/00 (2006.01)
F02K 1/00 (2006.01)
B64C 7/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.04.2011** **E 11774209 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **16.12.2015** **EP 2564051**

54 Título: **Turboventilador de aeronave**

30 Prioridad:

27.04.2010 BR PI1001223

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

15.03.2016

73 Titular/es:

PONTES, MARCIO CARMO LOPES (100.0%)
Rua Embaixador Carlos Taylor 160 Gávea
22451-080 Rio de Janeiro - RJ, BR

72 Inventor/es:

PONTES, MARCIO CARMO LOPES

74 Agente/Representante:

TEMIÑO CENICEROS, Ignacio

ES 2 563 437 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

Turboventilador de aeronave.

- 5 La presente invención se refiere a **TURBOVENTILADORES** y se refiere más particularmente a la técnica para aliviar las alas de una aeronave de transporte de parte o todo el peso de los turboventiladores.

Se sabe bien que el turboventilador es el equipo individual más pesado de una aeronave de transporte moderna. Reduciendo el peso que tienen que soportar las alas de la aeronave de transporte se reduce la cantidad de esfuerzo
10 de sustentación que las alas han de producir. La disminución de la necesidad de sustentación generada por las alas de estas aeronaves, permite ángulos menores de ataque en las diversas fases del vuelo.

La reducción de los ángulos de ataque necesarios da como resultado una reducción de la resistencia, y un consumo de combustible inferior, con un aumento de la eficiencia, una reducción de costes y menor emisión de
15 contaminación.

La presente invención se refiere a un turboventilador de aeronave equipado con una combinación aerodinámica, diseñada para reducir el esfuerzo de sustentación requerido generado por las alas de una aeronave que tiene cierto peso y velocidad. La reducción de la sustentación por las alas de la aeronave permite un descenso significativo del
20 momento de esfuerzo, dando como resultado una resistencia inferior con respecto a la marcha de la aeronave, con un aumento de la eficiencia y una reducción del consumo de combustible.

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

25 Existen diversas invenciones diseñadas para utilizar la evacuación de los gases y el aire procedente de los turboventiladores y los turborreactores de aeronaves para generar sustentación adicional, y también para equipar la aeronave con la capacidad de despegar y aterrizar en pistas cortas.

Una de las técnicas actuales consiste en situar los turboventiladores en la parte frontal de las alas de la aeronave y
30 en una posición de tal forma que la evacuación de los gases y el aire de derivación de los turboventiladores transcurran tangencialmente con respecto a la superficie superior de las alas. De acuerdo con esta técnica, cuando los dispositivos hipersustentadores se accionan (aletas extendidas), el flujo de gases de los turboventiladores se dirige hacia abajo, aumentando significativamente la fuerza de sustentación.

35 Las patentes de Estados Unidos 2.991.961, 4.019.696 y 4.392.621 se basan en esta técnica. Uno de los inconvenientes de esta solución consiste en la necesidad de situar los turboventiladores en la parte frontal y superior de las alas, que no coincide con el posicionamiento adoptado en la gran mayoría de las aeronaves comerciales impulsadas por turboventiladores, en las que dichos turboventiladores se montan sobre unos soportes bajo las alas.

40 La patente GB 1.071.764 del 14 de junio de 1967 describe un vehículo en el que el aumento o mejora de la sustentación se obtiene por el flujo de los gases de los motores a reacción en o bajo las alas del vehículo, estando cada uno de los dos motores de reacción situados delante del borde frontal de cada una de las dos alas del vehículo. El vehículo descrito en la patente GB 1.071.764 tiene una configuración muy particular, totalmente diferente de la configuración adoptada en la gran mayoría de las aeronaves comerciales impulsadas por
45 turboventiladores, en las que dichos turboventiladores se montan sobre unos soportes bajo las alas.

La patente GB 2.019.793 describe una pala deflectora de flujo deformable principalmente para montar dentro del flujo de un ventilador de propulsión de aeronave de manera que pueda realizarse un cambio de dirección del flujo, incluye un miembro de ataque, un miembro de salida, un miembro de suspensión de ballesta de forma arqueada que
50 conecta las dos porciones de relleno de caucho unidas a cada lado del miembro de suspensión de ballesta conformado para proporcionar un contorno de pala deseable.

La patente FR 2.129.994 se refiere a reactores para la propulsión de una aeronave. Se refiere más precisamente a reactores de doble flujo (turboventiladores) con alta tasa de dilución. Esta invención está compuesta por un aparato
55 que, aplicado en un reactor de doble flujo con alta tasa de dilución, desvía el flujo frío del reactor a una dirección desviada en relación al flujo de gases caliente. Este aparato está compuesto por dos rejillas dispuestas en paralelo, una después de la otra, en el interior del carenado externo del turboventilador, sesgadas respecto al eje longitudinal del turboventilador, y situadas cerca de la tobera de gas de salida del turboventilador. Cada rejilla tiene varias palas dispuestas en paralelo. Las palas de una rejilla pueden girar para desviar los gases descargados de los

turboventiladores para conseguir un efecto de sustentación. Estas palas pueden invertir el empuje para ayudar a detener la aeronave.

La patente BE 653.262 se refiere a unos deflectores de empuje montados en el centro del cuerpo de un turboventilador de aeronave para desviar el flujo del ventilador consiguiendo un esfuerzo vertical. Los deflectores de empuje se forman por una cascada de pequeñas placas rodeadas por una góndola que contiene aberturas a través de las cuales puede desviarse el flujo del ventilador.

La patente de Estados Unidos 2004/031258 se refiere a una técnica para suprimir el ruido en un motor de reacción. Un supresor del ruido incluye un conducto de escape para expulsar una primera corriente de una corriente de aire tomada de una entrada. El conducto de escape tiene un extremo de salida. La corriente de aire se divide en la primera corriente y una segunda corriente. La segunda corriente tiene un eje. Un director de corriente fijado en la proximidad del extremo de salida dirige la primera corriente en una dirección que se aleja o hacia los lados con respecto al eje.

Los documentos GB 2.019.793, FR 2.129.994 y BE 653.262 usan técnicas por deflectores de flujo que redirigen completamente el flujo generado por el ventilador para obtener un empuje vertical, ayudando a resolver los problemas relacionados con aeronaves de aterrizaje corto. El efecto de las técnicas empleadas por estas tres invenciones es aumentar el esfuerzo vertical añadiendo parte del empuje de los turboventiladores de las aeronaves a la sustentación generada por las alas. Sin embargo, esto conlleva una penalidad muy importante, ya que el empuje horizontal se reduce drásticamente.

De forma análoga, la patente de Estados Unidos 2004/0031258 consiste en un método para la supresión del ruido de los turboventiladores desviando los gases expulsados por el turboventilador, lo que creará un esfuerzo de momento que obligará a la parte frontal del turboventilador a descender sobrecargando los pilones de la aeronave en lugar de aliviarlos.

A diferencia de las técnicas que se han descrito anteriormente, la presente invención no requiere ningún posicionamiento especial de los turboventiladores, y puede adoptarse en cualquier configuración de la aeronave impulsada por turboventiladores, que puede montarse sobre los pilones bajo o sobre las alas.

Otra técnica diseñada para generar sustentación adicional en una aeronave impulsada por turboventiladores consiste en desviar el aire soplado por el ventilador que pasa externamente a la cámara de combustión y dirigirlo a través de conductos a orificios que liberan este aire tangencialmente a la superficie superior de las alas. Esta técnica se describe en las patentes de Estados Unidos 4.117.995 y 4.326.686.

Los inconvenientes de esta solución residen en la eficiencia reducida del turboventilador como un medio de propulsión de la aeronave durante el tiempo en el que el aire se desvía para generar sustentación, como se ha descrito anteriormente, en las pérdidas de carga que se producen cuando un fluido se desvía de su trayectoria original, y en la necesidad de equipar la aeronave con conductos y sistemas de control que ocupen espacio interno.

A diferencia de las técnicas que se han descrito anteriormente, la presente invención genera una sustentación adicional en todas las fases del vuelo, no desvía el aire soplado por los turboventiladores de su función prioritaria, que consiste en generar la propulsión de la aeronave, y no requiere ningún posicionamiento especial de los turboventiladores, y puede adoptarse en cualquier configuración de la aeronave impulsada por turboventiladores. Consiste en pocas piezas, tiene bajo peso, y es extremadamente sencilla de realizar.

De acuerdo con la presente invención, la disposición y la ubicación de los motores de reacción de las aeronaves (turboventiladores soportados por pilones fijados a las alas) no se altera ni se ve afectada.

RESUMEN DE LA INVENCION

La presente invención está diseñada para reducir la fuerza de sustentación requerida de las alas de una aeronave, dando como resultado un descenso significativo del momento de esfuerzo al que se ha hecho referencia anteriormente, dando como resultado una resistencia inferior, un aumento de la eficiencia y una reducción del consumo de combustible.

Por consiguiente, un objetivo de la presente invención es resolver los problemas del estado de la técnica reduciendo el ángulo de ataque necesario para que la aeronave impulsada por turboventiladores mantenga la sustentación en

cualquier condición de peso, velocidad y densidad de aire.

Esta reducción del ángulo de ataque da como resultado una reducción de la resistencia aerodinámica, con ahorro de combustible, dando como resultado un mejor rendimiento y eficiencia. Estos ahorros son incluso mayores en la fase de despegue y en la fase de ascenso de la aeronave hasta la altitud de crucero. En estas fases, el consumo de combustible es proporcionalmente mayor ya que la aeronave necesita un efecto de mayor sustentación que su propio peso para ganar altitud.

Otro objetivo es reducir la necesidad de sustentación por el estabilizador horizontal de la aeronave, con una reducción de la resistencia aerodinámica, dando como resultado mayor rendimiento y eficiencia para la aeronave impulsada por turboventiladores.

Otro objetivo de la presente invención es reducir la tensión sobre las estructuras de las alas de la aeronave, extendiendo así la vida útil de estas estructuras, con una reducción del riesgo de accidentes por hundimiento de las estructuras, y con una reducción de los costes de mantenimiento de las mismas.

Un objetivo adicional de la presente invención es reducir las distancias requeridas en el despegue y el aterrizaje de la aeronave impulsada por turboventiladores, dado que la presente invención aumenta la capacidad de sustentación tanto en el despegue como el aterrizaje con mayor seguridad.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La figura Nº 1 es una vista superior parcialmente cortada del interior de un turboventilador que ilustra los componentes de la presente invención.
La figura Nº 2 es una vista lateral parcialmente cortada del interior de un turboventilador.
La figura Nº 3 es una vista idéntica a la de la figura Nº 2, excepto por la posición del ala izquierda. En esta figura, el ala izquierda 5 está formando un ángulo de ataque α con una línea imaginaria que pasa a través del eje geométrico longitudinal del turboventilador.
La figura Nº 4 es una vista parcialmente cortada del interior de un turboventilador. En esta figura, las alas 5 tienen dispositivos hipersustentadores, específicamente las aletas 8.
La figura Nº 5 es una vista en perspectiva del turboventilador, con algunos de los componentes de la presente invención.

En las figuras 2, 3 y 4, se representa un vector que transcurre perpendicularmente al eje geométrico longitudinal del turboventilador en relación con el peso del turboventilador, así como una representación, en forma de un vector que también transcurre perpendicularmente al eje geométrico longitudinal del turboventilador y en la dirección opuesta al vector que representa el peso, en relación con la fuerza de sustentación generada por las dos pequeñas alas 5 que son la materia objeto de la presente invención.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LOS MODOS DE REALIZACIÓN DE LA INVENCION

Un turboventilador convencional está compuesto por un ventilador 1, un estator 2, un carenado externo 3, que envuelve el ventilador y el estator, y un carenado interno 4, que envuelve los compresores, la cámara de combustión y las turbinas. El turboventilador de aeronave de la presente invención, como se ilustra en la figura 1, comprende adicionalmente dos alas 5 y dos soportes articulados 6, para cada una de las alas 5.

Como se sabe, cuando más pesado es el peso total (propio peso + peso del combustible + peso de la carga transportada) de una aeronave que vuela a cierta velocidad, mayor es el ángulo de ataque requerido para obtener la elevación apropiada. A su vez, la resistencia en marcha (arrastre) tiende a aumentar con el aumento del ángulo de ataque, dando como resultado un mayor consumo de combustible.

Este aumento de la resistencia es resultante del aumento del momento de esfuerzo que se opone al avance. El momento de esfuerzo es proporcional a la envergadura de la aeronave, y al valor de la resistencia aerodinámica de cada sección de ala. El valor de la resistencia aerodinámica D se calcula mediante la fórmula:

$$D = C_D \times \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times S$$

en la que D es la fuerza de resistencia aerodinámica;

C_D es el coeficiente de resistencia, que varía de acuerdo con la sección del ala, pero que aumenta considerablemente con el aumento del ángulo de ataque;
 ρ es la densidad del aire;
 V es la velocidad en pies por segundo;
 S es el área del ala en pies cuadrados.

Puesto que la fuerza de sustentación generada por una ala es directamente proporcional a la velocidad al cuadrado del aire que pasa sobre sus superficies, el efecto de sustentación obtenido de la forma que se ha descrito anteriormente es proporcionalmente muy alto respecto al área de las alas 5 que son la materia objeto de la presente invención.

Las dos alas 5 se sitúan en el interior del turboventilador, entre el carenado externo 3 y el carenado interno 4 del turboventilador y externamente a los demás componentes del turboventilador, tal como los compresores, la cámara de combustión y las turbinas, que no se detallarán aquí.

Cada una de las alas 5 se conecta por dos soportes articulados 6, que fijan cada una de las alas 5 sobre la estructura del turboventilador, proporcionándose unos servomecanismos 7, uno para cada una de las alas 5, que al accionarse permiten que el ángulo de ataque X (figura 3) de las alas 5 cambie con respecto al eje geométrico longitudinal del turboventilador.

Los cuatro soportes 6, dos para cada una de las alas 5, se sitúan preferiblemente aproximadamente en la misma sección transversal del centro de gravedad del turboventilador, y aproximadamente en la misma sección transversal de la ubicación del centro de sustentación de cada una de las dos pequeñas alas 5 que son la materia objeto de la presente invención.

Con este dispositivo, las alas 5 usan el "aire soplado", representándose el aire soplado en las figuras 2 y 3 por flechas con direcciones sustancialmente paralelas al eje geométrico longitudinal del turboventilador, por el ventilador 1 a gran velocidad para generar un efecto de sustentación predeterminado, que se representa en las figuras 2 y 3 por un vector de dirección perpendicular al eje geométrico longitudinal del turboventilador, para compensar total o parcialmente el peso del propio turboventilador, representándose el peso en las figuras 2 y 3 por un vector también perpendicular al eje geométrico longitudinal del turboventilador, pero en la dirección opuesto al vector que representa la sustentación.

La variación del ángulo de ataque de las alas 5 permite que la fuerza de sustentación generada se ajuste a los diversos regímenes operativos de los turboventiladores.

En otra realización de la invención (figura 2), el turboventilador de la aeronave está compuesto por dos alas 5 y dos soportes no articulados 6 para cada una de las alas 5. Las dos alas 5 se sitúan en el interior del turboventilador, entre el carenado externo 3 y el carenado interno 4 del turboventilador y externamente a los demás componentes del turboventilador.

De la misma manera que la realización anterior, cada una de las alas 5 se conecta a la estructura del turboventilador mediante dos soportes no articulados 6. Por consiguiente, las alas 5 usan el aire "soplado", que se representa en la figura 2 por vectores con direcciones paralelas al eje geométrico longitudinal del turboventilador, por el ventilador 1 a gran velocidad, para generar un efecto de sustentación deseado, que se representa en la figura 2 por un vector perpendicular al eje geométrico longitudinal del turboventilador, para compensar total o parcialmente el peso del propio turboventilador, representándose el peso, en la figura 2, por un vector perpendicular al eje geométrico longitudinal del turboventilador, pero en la dirección opuesta al vector que representa la sustentación.

En otra realización de la invención (figura 4), el turboventilador de la aeronave está compuesto por dos alas 5, dos soportes 6 para cada una de las alas, y una aleta 8, una para cada una de las alas 5. Las dos alas 5 y sus aletas respectivas 8 se sitúan en el interior del turboventilador, entre el carenado externo 3 y el carenado interno 4 del turboventilador y externamente a los demás componentes del turboventilador.

Cada una de las alas 5 está conectada a la estructura del turboventilador por dos soportes 6. Por consiguiente, las alas 5 usan el aire "soplado", que se representa en la figura 4 por vectores con direcciones paralelas al eje geométrico longitudinal del turboventilador, por el ventilador 1 a gran velocidad, para generar un efecto de sustentación deseado, que se representa en la figura 4 por un vector perpendicular al eje geométrico longitudinal del turboventilador, para compensar total o parcialmente el peso del propio turboventilador, que se representa en la

figura 4 por un vector perpendicular al eje geométrico longitudinal del turboventilador, pero opuesto al vector que representa la sustentación.

5 Las aletas 8 se impulsan por servocomandos (no ilustrados), que permiten que sus ángulos de inclinación respectivos se alteren con respecto a las dos alas 5, para ajustar el efecto de sustentación a las diversas fases de vuelo de la aeronave y a los diversos regímenes operativos de los turboventiladores.

Los expertos en la técnica apreciarán que pueden usarse otros dispositivos para modificar el perfil de las alas como sustitución y/o adición a las aletas ilustradas en el presente documento.

10

Haciendo referencia ahora a la figura 2, se presenta una vista lateral del ala izquierda 5, así como una representación vectorial del esfuerzo de sustentación generado por el peso del flujo de aire sobre el ala izquierda 5 y que compensa (total o parcialmente) el peso del turboventilador, representado por un vector en la dirección opuesta al esfuerzo de sustentación que se ha citado anteriormente.

15

Adicionalmente, la figura 3 es idéntica a la figura 2, excepto en cuanto a la posición del ala izquierda 5. En la figura 3, el ala izquierda 5 forma un ángulo de ataque X con el eje geométrico longitudinal del turboventilador.

20 Adicionalmente, la figura 4 es una vista lateral del interior de un turboventilador, en el que las alas 5 tienen dispositivos hipersustentadores, específicamente las aletas 8.

REIVINDICACIONES

1. Turboventilador de aeronave, estando el turboventilador compuesto por un ventilador (1), un estator (2), un carenado interno (4) y un carenado externo (3), apropiado para envolver el ventilador y el estator, que
5 comprende al menos dos alas (5) dispuestas en el interior del turboventilador, entre el carenado externo y el carenado interno del turboventilador y externamente al carenado interno (4) del turboventilador, **caracterizado por que** cada una de las alas (5) está conectada por dos soportes articulados (6) o soportes no articulados (6), que fijan cada una de las alas (5) sobre la estructura del turboventilador, estando los soportes situados aproximadamente en la misma sección transversal de la ubicación del centro de gravedad del turboventilador, y aproximadamente en la
10 misma sección transversal de la ubicación del centro de sustentación de cada una de las dos pequeñas alas (5), internamente al carenado externo (3) del turboventilador (1).
2. Turboventilador de aeronave, de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado por que** las al menos dos alas (5) están dotadas de dispositivos para aumentar la sustentación del tipo de aletas (8), que tienen
15 servomecanismos (7) para alterar el ángulo de inclinación de las aletas respecto a las dos alas (5).
3. Turboventilador de aeronave, de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado por que** cada una de las alas (5) que tienen al menos dos soportes articulados (6), está dotada de servomecanismos (7), que, al accionarse, permiten que el ángulo de ataque de las alas (5) se cambie respecto a la dirección del flujo de aire
20 soplado por el turboventilador (1).

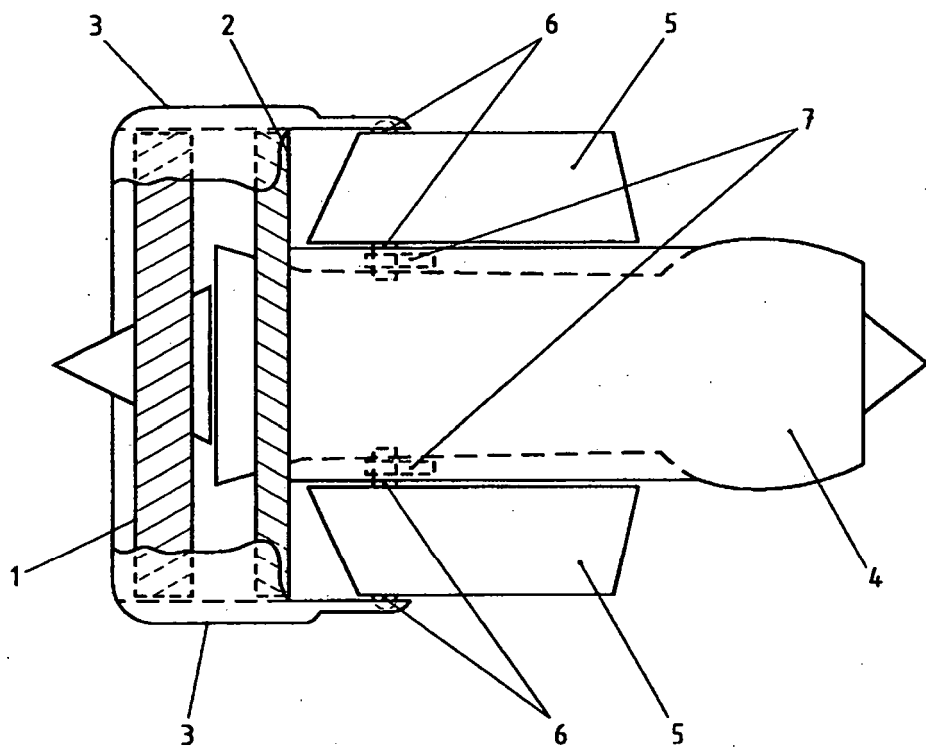


Fig.1

