

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 422 587**

51 Int. Cl.:

B64C 1/00 (2006.01)

B64D 27/02 (2006.01)

B64D 29/04 (2006.01)

B64D 27/14 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **28.11.2008 E 08853247 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **24.04.2013 EP 2279115**

54 Título: **Fuselaje de aeronave resistente a impactos**

30 Prioridad:

30.11.2007 ES 200703181

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

12.09.2013

73 Titular/es:

**AIRBUS OPERATIONS, S.L. (100.0%)
Avda. John Lennon s/n
28902 Getafe, Madrid, ES**

72 Inventor/es:

VERDE PRECKLER, JORGE PABLO

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 422 587 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

Fuselaje de aeronave resistente a impactos

Campo de la invención

5 La presente invención se refiere a un fuselaje resistente a impactos para aeronaves con motores de hélice ubicados en la parte trasera y con el empenaje situado detrás del plano de las hélices.

Antecedentes de la invención

10 Un fallo en el motor que produzca un desprendimiento de una de las palas de la hélice, puede impactar a gran velocidad contra el fuselaje trasero, seccionándolo. En esta condición de emergencia, la aeronave opera con sólo un motor, el cual genera un empuje hacia delante, fuera del plano de simetría del avión. Este empuje produce un momento de guiñada que tiene que ser compensado con una fuerza aerodinámica lateral producida por el estabilizador vertical del empenaje, para que la aeronave pueda seguir navegando de manera estable. Ya que el estabilizador vertical se halla por encima del fuselaje posterior, esta fuerza aerodinámica lateral genera una torsión a lo largo del fuselaje trasero. Si la pala impacta contra el fuselaje y lo secciona, la resistencia a torsión del fuselaje se ve reducida considerablemente, ya que la rigidez a torsión de una sección cerrada es proporcional al área total encerrada por la sección, mientras que la rigidez a torsión de una sección abierta es proporcional al área de la sección que tiene material. Por lo tanto, es fundamental diseñar una sección que tenga múltiples celdas cerradas e independientes de modo que en el caso de daño, residualmente permanezca suficiente área de sección cerrada como para soportar la torsión producida por el empenaje en la condición de emergencia de un motor apagado.

20 Habitualmente, los motores de hélice se ubican en el ala de modo que un desprendimiento de una hélice puede impactar en el fuselaje central, por delante del ala. En esta zona del fuselaje, la torsión que tiene que soportar el citado fuselaje es relativamente baja, y no es una condición de emergencia crítica. Esto hace que hasta ahora no se haya considerado la rigidez residual a torsión después de impacto como un factor crítico en el diseño de los fuselajes. Sin embargo, esta condición cambia cuando se ubican los motores de hélice en la parte trasera de la aeronave delante del empenaje, ya que entonces el momento torsor generado por el empenaje debido al fallo de un motor es muy elevado, produciendo una situación catastrófica para la aeronave, situación que ha de ser prevenida.

25 Se conoce, a partir del documento US-A-4976396, un fuselaje trasero que comprende motores de hélice de soporte con hélices formadas por palas, estando situado el empenaje detrás del plano de las hélices. Se conoce un panel de aeronave con construcción en sándwich a partir del documento WO 02/098734 A, por ejemplo: esta construcción comprende un revestimiento exterior, un revestimiento interior y un material intermedio del núcleo con zonas de baja densidad y una rejilla de refuerzo.

Otra de las ventajas añadidas es que el diseño del fuselaje según la presente invención atenúa considerablemente el ruido producido por las hélices de los motores en funcionamiento, ruido que se propaga a través del revestimiento del fuselaje, llegando a la cabina de pasajeros.

La presente invención está orientada a la satisfacción de esta demanda.

35 Sumario de la invención

40 El objetivo de la presente invención es una configuración estructural del fuselaje trasero de una aeronave con motores de hélice, estando los citados motores de hélice ubicados en la parte trasera de la aeronave, en la cual el empenaje está situado detrás del plano de las hélices. La configuración estructural propuesta por la invención es altamente resistente a las cargas de torsión provenientes del empenaje de la aeronave en caso de daño en el fuselaje de la misma por desprendimiento de una de las palas del motor de hélice.

45 La presente invención desarrolla un fuselaje trasero de aeronave que comprende una doble cáscara resistente y unida mediante nervios radiales. De esta manera, el revestimiento del fuselaje de la aeronave comprende a su vez múltiples celdas cerradas, de tal forma que un posible daño que seccione el fuselaje dejará residualmente aún muchas celdas cerradas. Como la resistencia a torsión de una sección es proporcional al área encerrada por las celdas cerradas, se asegura mediante la invención una resistencia residual a torsión suficiente como para que la aeronave llegue al aeropuerto más cercano sin que se produzca un fallo catastrófico de la estructura de la misma.

La presente invención está orientada en particular al campo de la aviación civil de motores de hélice ubicados en la parte trasera de la aeronave y con el empenaje detrás del plano de las hélices, aumentando considerablemente la resistencia al daño, concretamente la resistencia a torsión del fuselaje.

50 Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la descripción detallada, presentada a continuación, de una realización ilustrativa de su objeto en relación con las figuras que se acompañan.

Descripción de las figuras

La Figura 1 muestra en esquema la sección, en un plano perpendicular al eje de vuelo de la aeronave, del fuselaje trasero de aeronave según la presente invención.

5 La Figura 2 muestra en esquema y en planta la parte posterior de una aeronave con motores de hélice ubicados en la parte trasera de la misma, y con el fuselaje trasero según la presente invención.

La Figura 3 muestra en esquema y en perfil la parte posterior de una aeronave con motores de hélice ubicados en la parte trasera de la misma, y con el fuselaje trasero según la presente invención.

10 La Figura 4 muestra en esquema la sección en un plano perpendicular al eje de vuelo de la aeronave, del fuselaje trasero de aeronave según la presente invención cuando se ha sufrido un daño severo por el desprendimiento de una pala de la hélice.

Descripción detallada de la invención

15 Según la invención (ver Figura 1) el fuselaje trasero 4 de aeronave comprende un revestimiento o carcasa exterior 6 y un revestimiento o carcasa interior 7, estando ambos revestimientos 6 y 7 unidos por medio de unos elementos radiales 13. Las celdillas 14 resultantes de la configuración de fuselaje 20 anterior irán preferiblemente rellenas de un material 15 resistente y poco denso, de tal forma que este relleno de material 15 tiene el efecto de evitar el pandeo local de las celdillas 14 de la estructura, estabilizando de esta forma la estructura multicelular de pared delgada del fuselaje 20.

20 Los motores de hélice 1 de la aeronave pueden estar enganchados al fuselaje 20 de la aeronave (como se muestra en la Figura 2) o en otro lugar. En dicha Figura se muestra el plano 2 de las hélices 23, las palas 3 de una hélice 23, el empenaje 5 de la aeronave y la zona de fuselaje trasero 4 que puede ser dañada, comprendiendo el fuselaje trasero 4 un revestimiento exterior 6, un revestimiento interior 7 y una zona de transición 8 entre el fuselaje 20 y el fuselaje trasero 4.

Según muestra la Figura 4, cuando se produce un daño severo debido al desprendimiento de una pala 3 de una hélice 23, la trayectoria 16 de la citada pala 3 produce un daño 17 de modo que toda la sección deja de soportar momento torsor.

25 Según se observa en las Figuras 2 y 3, las aeronaves con motores de hélice 1 ubicados en la parte trasera de las mismas están enganchados al fuselaje 14 como muestran las citadas Figuras, pudiendo estar también enganchados a otra parte de la aeronave, estado el empenaje 5 ubicado detrás del plano 2 de las hélices 23. El fuselaje 20 de dichas aeronaves comprende una zona 4 que tiene riesgo de sufrir graves daños en el caso de que una pala 3 de una hélice 23 se desprenda e impacte con elevada energía en el fuselaje 20.

30 Debido a que en el caso de emergencia de desprendimiento de una pala 3 por un motor de hélice 1, ese motor deja de funcionar, el otro motor 1 tiene que seguir impulsando a la aeronave hacia delante, generando un momento de guiñada en la citada aeronave que deberá compensarse con una fuerza lateral aerodinámica producida por el empenaje 5. Esta fuerza, a su vez, producirá una torsión del fuselaje 20 que deberá ser soportada por la sección del fuselaje 20 correspondiente.

35 Como explica la teoría fundamental de las vigas sometidas a torsión, la resistencia de una sección cerrada es proporcional al área total encerrada por la sección, mientras que la rigidez a torsión de una sección abierta es proporcional al área de la sección que tiene material.

40 Estos factores demuestran que en el caso de un desprendimiento de pala de un motor de hélice ubicado en la parte trasera de la aeronave con el empenaje ubicado detrás del plano de las hélices, el momento torsor generado por el empenaje para compensar el momento de guiñada producido por tener un solo motor propulsando resultará catastrófico si la pala impacta en el fuselaje trasero y produce daños como para que la sección deje de estar cerrada, pasando a estar abierta.

45 La presente invención resuelve el problema anterior desarrollando una sección muy resistente a torsión incluso después de sufrir daños importantes, según se muestra en la Figura 4. La sección comprende múltiples celdas 14, cerradas en su periferia de modo que, aunque se dañen bastantes celdas 14, quedarán todavía otras celdas cerradas 14 capaces de soportar la torsión. La altura de los elementos radiales 13 y por lo tanto la distancia entre el revestimiento exterior 6 y el revestimiento interior 7, a la vez que los espesores de todos los elementos se diseñarán de modo que soporten todas las fuerzas que tiene que soportar el fuselaje 20. El número de celdas 14 se determinará en función de un análisis estadístico de los daños que se puedan producir en la sección y de cuál es el número óptimo de celdas 14 a considerar.

50 Para evitar el pandeo local de los diferentes elementos estructurales debido a la torsión, las celdas 14 se rellenarán de materiales porosos, espumas, u otros materiales resistentes y de baja densidad.

Según la invención, longitudinalmente a lo largo del fuselaje 20 de la aeronave, en cuanto se salga de la zona de riesgo de impacto de la pala 3 de la hélice 23, se diseña una zona de transición 8 del revestimiento interior 7 en la que se unen el revestimiento exterior 6 con el revestimiento único de otras zonas del fuselaje 20.

Otra de las ventajas añadidas a la presente invención es que el diseño del fuselaje trasero 4 atenúa considerablemente el ruido producido por las hélices 23 de los motores 1 en funcionamiento, ruido que se propaga a través del revestimiento del fuselaje trasero 4, llegando a la cabina de pasajeros.

REIVINDICACIONES

1. Fuselaje (20) de una aeronave con motores de hélice (1) que comprenden hélices (23) formadas a su vez por palas (3), estando los citados motores de hélice (1) ubicados en la parte trasera del fuselaje y estando a su vez el empenaje (5) de la aeronave situado detrás del plano de las hélices (23), caracterizado porque el fuselaje trasero (4) comprende un revestimiento exterior (6), la estructura del fuselaje trasero (4) comprendiendo un revestimiento exterior (6) y un revestimiento interior (7) en el área de riesgo de impacto de la pala (3), estando ambos revestimientos (6, 7) unidos por medio de unos elementos radiales (13) que configuran de este modo unas celdillas (14) cerradas independientes en el área de riesgo de impacto, de tal forma que las celdillas (14) mejoran la resistencia a torsión del fuselaje trasero (4) de la aeronave en el área de riesgo de impacto de la pala (3) en caso de daño del fuselaje trasero (4) por desprendimiento de una de las palas (3) de los motores de hélice (1), comprendiendo además la configuración una zona de transición (8) del revestimiento interior (7), en la que se une el revestimiento exterior (6) con el revestimiento único de otras zonas del fuselaje de la aeronave, longitudinalmente a lo largo del fuselaje de la citada aeronave, en cuanto se abandona la zona de riesgo de impacto de la pala (3) del motor de hélice (1).
2. Fuselaje (20) de una aeronave con motores de hélice (1) según la reivindicación 1, caracterizado porque las celdillas (14) están rellenas de un material (15) resistente y poco denso, de tal forma que este relleno de material (15) tiene el efecto de evitar el pandeo local de las celdillas (14) de la estructura, estabilizando de esta forma la estructura multicelular de pared delgada del fuselaje (4).
3. Fuselaje (20) de una aeronave con motores de hélice (1) según la reivindicación 2, caracterizada porque el material (15) es un material poroso.
4. Fuselaje (20) de una aeronave con motores de hélice (1) según la reivindicación 2, caracterizada porque el material (15) es una espuma.



