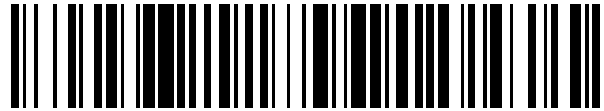


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 439 841**

51 Int. Cl.:

**B64C 1/14** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **26.10.2011 E 11186637 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **16.10.2013 EP 2447151**

54 Título: **Panel de aeronave que comprende una abertura equipada con un cerco**

30 Prioridad:

**26.10.2010 FR 1058793**

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

**27.01.2014**

73 Titular/es:

**AIRBUS OPERATIONS (S.A.S.) (100.0%)  
316, route de Bayonne  
31060 Toulouse, FR**

72 Inventor/es:

**FORT, FRÉDÉRIC y  
GAUTHIE, LAURENT**

74 Agente/Representante:

**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

**ES 2 439 841 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**

Panel de aeronave que comprende una abertura equipada con un cerco

La presente invención se refiere a un diseño de panel de aeronave que comprende una abertura equipada con un cerco.

5 La estructura de una aeronave comprende generalmente varios paneles a través de los cuales se hacen aberturas que se cierran con elementos que pueden o no ser transparentes.

El documento DE102006053967 describe una estructura de esta clase según el preámbulo de la reivindicación 1.

Se describe un panel de ventana que comprende un elemento transparente y un marco de ventana sujeto con un cerco en la parte estructural.

10 La figura 1 ilustra, en sección transversal, una disposición conocida del cerco 10 de una abertura 12 hecha en un panel 14 de fuselaje de aeronave que está dotado de una ventana 16.

Así, según esta técnica anterior, el cerco 10 utilizado para sujetar el conjunto de cristal de ventana 18/junta de sellado de ventana 20 a la abertura 12 consta de un único componente de cerco 22 en forma de una sección en ángulo que se monta a horcajadas sobre el borde 24 de la abertura 12.

15 Más específicamente, la base 26 del componente 22 tiene un talón 28 que encaja en la abertura 12, y una parte horizontal 30 presionada contra el borde 24 de la abertura 12 y fijada al panel 14.

El talón 28 comprende entonces un labio 34 que se extiende hacia el centro de la abertura 12 para soportar el conjunto de cristal de ventana 18/junta de sellado de ventana 20, mientras que un dispositivo de retención 33, que descansa contra una extensión vertical 32 de la parte horizontal 30, afianza el conjunto desde el otro lado.

20 En este diseño de la técnica anterior, la parte horizontal 30 del componente de cerco 22 se fija al borde 24 de la abertura 12 en numerosos puntos, 70 a 100 puntos, para dar una idea aproximada de escala, perforando el panel y a continuación remachando.

Una primera desventaja con el diseño, en el caso de un panel de fuselaje hecho de material compuesto, es que las operaciones de taladrado y escariado de los agujeros de remache son muy incómodas de realizar cerca del borde 24 de la abertura 12, especialmente en el caso de un material compuesto basado en fibra de carbono.

25 El documento WO2009003954 describe una cubierta para una abertura de acceso que comprende una cubierta exterior y una cubierta interior que se afianzan sobre la estructura para impedir el taladrado.

30 Así, debido al número de agujeros a practicar para cada abertura 12 en una aeronave y debido a la dificultad de realizar las operaciones de mecanizado, los costes asociados a la fijación de los componentes de cerco 22 para una aeronave son relativamente altos.

Además, una segunda desventaja es que los agujeros de remache y el número de ellos debilitan el borde de la abertura y perjudican a la estabilidad mecánica del borde contra las deformaciones debidas a la flexión del fuselaje y a las fuerzas de presurización de la cabina.

Por tanto, es un objeto de la presente invención aliviar estas desventajas de la técnica anterior.

35 Un primer objetivo de la invención es proponer un diseño que permitirá que un cerco de abertura de panel se ajuste sin perforar y, por tanto, sin debilitar el panel.

A este fin, la invención propone un panel de aeronave según la reivindicación 1.

40 Más específicamente, el cerco según la invención está hecho de al menos dos componentes independientes, un componente interno y un componente externo, que están unidos uno a otro y que afianzan el borde de la abertura en el panel.

Ventajosamente, la fijación por agarre permite adaptar el cerco de manera que resulte adecuado para paneles de espesores sustancialmente diferentes.

45 Así, es posible reducir el número de familias de cercos que tienen que recibir números de pieza y que han de ser utilizados para construir una aeronave, siendo esta reducción aún más ventajosa en el caso de un fabricante de aeronave que haga modelos diferentes de aeronave.

Otras características y ventajas se harán evidentes a partir de la siguiente descripción de la invención, cuya descripción se da solamente a modo de ejemplo y con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

- la figura 1 es una vista en sección transversal de un panel de aeronave que comprende una abertura equipada con un cerco según la técnica anterior,

- la figura 2 es una vista en perspectiva y en despiece ordenado de un panel de aeronave que comprende una abertura equipada con un cerco que no está de acuerdo con la invención,

5 - la figura 3 es una vista en sección transversal de un panel de aeronave que comprende una abertura equipada con un cerco que no está de acuerdo con la invención, y

- la figura 4 es una vista en sección transversal de un panel de aeronave que comprende una abertura equipada con un cerco según la invención.

10 En una primera realización según la invención, ilustrada en la figura 2, un panel de aeronave sustancialmente plano 40 comprende al menos una abertura 42 de forma oblonga dotada de un cerco 44 destinada a aceptar un dispositivo de cierre 46 que cierre la abertura.

15 El panel 40 es un panel de fuselaje en el que al menos una superficie exterior 48 del mismo corresponde a la superficie aerodinámica de la aeronave, y el cerco 44 forma una interfaz para ajustar un dispositivo de cierre 46 que adopta la forma de al menos un cristal de ventana 50 equipado con una junta de sellado periférica 52 para formar una ventana.

Como se ilustra en las figuras 2, 3 y 4, el cerco 44 rodea la circunferencia de la abertura 42 y está fijado al panel 40. El cerco 44 comprende al menos un labio 54 que se extiende hacia el centro de la abertura 52, soportando el labio 54 la ventana 46 y siendo capaz de reaccionar a las fuerzas de presurización de la cabina aplicadas a la ventana.

El cerco 44 rodea la circunferencia de la abertura 42 continuamente.

20 El cerco 44 tiene una cara externa 56 que está interpuesta entre la superficie exterior 48 del panel y la ventana 46, y el labio 54 tiene una cara interna 58 contra la cual presionan el cristal de ventana 50 y su junta de sellado periférica 52. La cara interna 58 está inclinada hacia el interior de la abertura 42 y hacia el exterior 60 del panel, concretamente de la aeronave, para hacer que el cristal de ventana sea más fácil de posicionar y la junta de sellado sea más fácil de comprimir.

25 La cara externa 56 del cerco 44 se extiende sustancialmente en la continuación de la superficie exterior 48 del panel a fin de mantener la continuidad aerodinámica del fuselaje.

Como se ilustra en la figura 3, el cerco 44 comprende unos medios de fijación 62 que trabajan agarrando el borde 62 de la abertura 42.

30 Al menos una porción 66, de longitud L no cero, del borde 64 se afianza desde el exterior 60 y desde el interior 68 del panel por medio del cerco 44.

La porción 66 está situada en el extremo del borde 64 y se afianza sobre toda la circunferencia de la abertura 42.

Para conseguir esto, el cerco 44 está hecho de al menos dos componentes independientes, un componente interno 70 y un componente externo 72, que están posicionados uno en cada lado del panel 40 y están unidos uno a otro de tal manera que afiancen el borde 64 de la abertura 42.

35 Así, los componentes interno 70 y externo 72 están posicionados respectivamente en el interior 68 y en el exterior 60 del panel.

40 Cada uno de los componentes interno 70 y externo 72 comprende respectivamente una extensión lateral 74, 76 en su lado respectivo 68, 60 del panel y en la dirección que se aleja del centro de la abertura 42, comprendiendo cada extensión 74, 76 respectivamente al menos una cara 78, 80 que descansa desde su lado 68, 60 contra el borde 64 del panel y que cubre al menos la porción 66, de longitud L no cero, del borde 64.

Como se ilustra en las figuras 2 y 3, en una primera forma alternativa de los medios de fijación 62, el borde 64 de la abertura 42 es recto y comprende un rebajo 82 en el exterior 60 del panel para aceptar la extensión lateral 76 del componente externo 72.

45 Debido a que el rebajo 82 adopta la forma de un hombro producido en toda la circunferencia de la abertura, el rebajo 82 y la cara 80 de la extensión lateral 76 tienen perfiles sustancialmente idénticos para minimizar la holgura de ajuste entre el cerco 44 y el panel.

Con la cara externa 56 del cerco 44 soportada por el componente externo 72, la profundidad P del rebajo 82 y el espesor M de la extensión lateral 76 están dimensionados de manera que la cara externa 56 esté a haces con la superficie exterior 48 del panel o esté incrustada hacia el interior 68 del panel.

Así, el rebajo 82 permite la creación de unos medios de fijación 62 que trabajan por agarre, mientras que al mismo tiempo permite que la cara externa 56 se mantenga sustancialmente en la continuación de la superficie exterior 48 del panel, manteniendo así la continuidad aerodinámica del fuselaje.

5 Como se ilustra en la figura 4, en los medios de fijación 162, en el panel de aeronave según la invención, el borde 164 de la abertura 42 está vuelto hacia el interior 68 del panel y hacia el centro de la abertura 42 para aceptar la extensión lateral 176 del componente externo 72.

De esta manera, la cara 180 de la extensión lateral 176 que llega a presionar contra el borde 164 del panel vuelto hacia dentro está inclinada hacia el interior 68 del panel y hacia el centro de la abertura 42.

10 La inclinación del borde 164 vuelto hacia dentro y la inclinación de la cara 180 son sustancialmente idénticas a fin de minimizar la holgura de ajuste entre el cerco 44 y el panel.

Estando la cara externa 56 del cerco 44 soportada por el componente externo 72, la inclinación del borde 164 vuelto hacia dentro y la inclinación de la cara 180 están dimensionadas de modo que la cara externa 56 esté a haces con la superficie exterior 48 del panel o esté incrustada hacia el interior 68 del panel.

15 Así, el borde 164 vuelto hacia dentro permite la creación de unos medios de fijación 62 que trabajan por agarre, mientras que, al mismo tiempo, hace posible mantener la cara externa 56 sustancialmente en la continuación de la superficie exterior 48 del panel, manteniendo así la continuidad aerodinámica del fuselaje.

Ventajosamente, el borde 164 vuelto hacia dentro mejora la estabilidad mecánica del borde de la abertura.

20 A continuación, a fin de evitar tener que taladrar y debilitar el panel en el borde 64, 164 de la abertura, los medios 84 de unión mutua de los componentes interno y externo 70, 72 se sitúan más allá del borde en la dirección hacia el centro de la abertura 42.

Los componentes interno 70 y externo 72 están superficie con superficie uno contra otra en una porción central 86 del cerco 44, situándose la porción central 86 inmediatamente después de los medios de fijación 62, 162 y del borde 64, 164 en la dirección hacia el centro de la abertura 42.

25 Los dos componentes 70, 72 pueden unirse uno a otro por diversos medios conocidos para los expertos en la materia, pero, de preferencia, los dos componentes se conectan utilizando tornillos distribuidos alrededor de la circunferencia de la abertura 42 y en la región de la porción central 86 del cerco 44.

En las figuras 2 y 3, el componente interno 70 incorpora un rigidificador 88 en forma de una pared 90 sustancialmente perpendicular al panel y que se extiende hacia el interior 68 del mismo, mejorando el rigidificador 88 la estabilidad mecánica del borde 64 de la abertura.

30 La pared 90 se fabrica de una pieza con el componente interno 70 y se extiende en dirección normal al borde 64.

Ventajosamente, la pared 90 permite también que el dispositivo de retención 33 según la técnica anterior e introducido en el preámbulo y en la figura 1 se reutilice para mantener el conjunto de cristal de ventana 50/junta de sellado 52 presionado contra el labio 54 del cerco 44 según la invención.

35 De preferencia, el labio 54 contra el cual presionan el cristal de ventana 50 y su junta de sellado periférica 52 forma una parte integrante del componente externo 72, estando localizado el labio inmediatamente después de la porción central 86 del cerco 44, cuando se considera la dirección hacia el centro de la abertura 42.

En el panel según la invención, ilustrado en la figura 4 y que está destinado a prescindir del dispositivo de retención adicional como el utilizado en la técnica anterior, se prevén unos medios 92 de mantenimiento de la ventana 46 contra el labio 54 a incorporar en el cerco.

40 Estos medios de sujeción 92 consisten en una continuación 94 del componente interno 70 hacia el centro de la abertura 42 en una distancia de afianzamiento no cero D del labio 54 del componente externo 72, estando destinados la junta de sellado 52 y el cristal 50 de la ventana 46 a afianzarse entre la continuación 94 y el labio 54.

La continuación 94 es continua en toda la circunferencia de la abertura 42, pero la presente invención cubre también formas alternativas en las que esta continuación 94 sea discontinua.

45 A fin de sujetar firmemente la ventana 46 y ajustar la distancia de afianzamiento D de modo que resulte adecuada para las dimensiones del cristal de ventana 50 y de la junta de sellado 52, puede interponerse al menos una pieza de empaquetadura 96 entre la continuación 94 y la ventana 46.

50 Así, en el panel según la invención, se mantiene la ventana 46 en posición y se fija el cerco 44 al panel 40 simultáneamente y de una manera similar con ayuda de unos medios de ajuste 84 que unen los componentes 70, 72 uno con otro.

**REIVINDICACIONES**

1. Panel de aeronave (40), principalmente un panel de fuselaje de la aeronave, que tiene un exterior (60) y un interior (68), comprendiendo al menos una superficie exterior (48) y al menos una abertura (42), que define un borde (64, 164) del panel, equipada con un cerco (44) destinado a aceptar un dispositivo de cierre (46) que cierra la abertura, estando el cerco (44) que rodea la abertura (42) fijado al panel, formando una interfaz para ajustar el dispositivo de cierre, y comprendiendo al menos un labio (54) que se extiende hacia el centro de la abertura, soportando el labio el dispositivo de cierre (46), teniendo además el cerco (44) una cara externa (56) interpuesta entre la superficie exterior (48) del panel y el dispositivo de cierre (46), caracterizado porque el cerco comprende además unos medios de fijación (162) que trabajan agarrando el borde (164) la abertura (42) del panel, y está hecho de al menos dos componentes independientes, un componente interno (70) y un componente externo (72) que están posicionados respectivamente en el interior (68) y en el exterior (60) del panel (40) y unidos uno a otro de tal manera que afiancen el borde (64, 164), cada uno de los componentes interno (70) y externo (72) comprende respectivamente una porción extendida (176) en su lado (68, 60) del panel y en la dirección que se aleja del centro de la abertura (42), comprendiendo cada extensión (74, 176) respectivamente al menos una cara (78, 180) que descansa desde su lado (68, 60) contra el borde (64, 164) del panel y que cubre al menos una porción (66), de una longitud (L) no cero, del borde (64, 164), y la porción (66) está situada en el extremo del borde (64, 164); y porque:
- el borde (164) de la abertura (42) está vuelto hacia el interior (68) del panel y hacia el centro de la abertura (42) para aceptar la porción extendida del componente externo (72);
  - en donde la inclinación del borde (164) vuelto hacia dentro y la inclinación de la cara (180) de la porción extendida (176) del componente externo (72) están dimensionadas de modo que la cara externa (56) esté a haces con la superficie exterior (48) del panel o esté incrustada hacia el interior (68) del panel.
2. Panel de aeronave (40) según la reivindicación 1, caracterizado porque los medios (84) de unión mutua de los componentes interno y externo (70, 72) están localizados más allá del borde (164) en la dirección hacia el centro de la abertura (42).
3. Panel de aeronave (40) según una de las reivindicaciones 1 o 2, caracterizado porque el cerco (44) incorpora unos medios (92) para sujetar el dispositivo de cierre (46) contra el labio (54), consistiendo estos medios en una continuación (94) del componente interno (70) hacia el centro de la abertura (42) a una distancia no cero (D) de afianzamiento del labio (54) del componente externo (72).

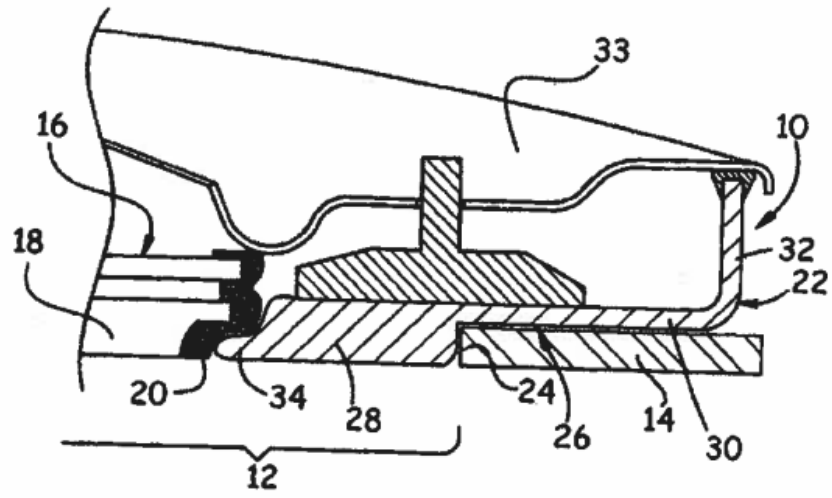


Fig.1

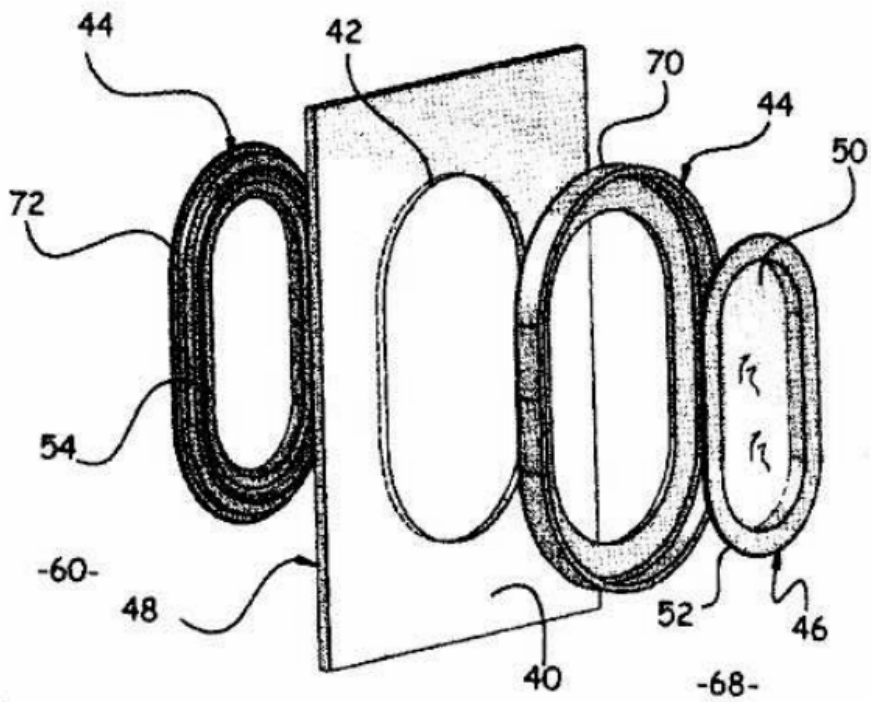


Fig.2

