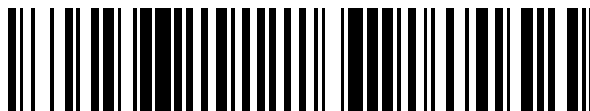


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 400 768**

21 Número de solicitud: 201031014

51 Int. Cl.:

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 1/14 (2006.01)

12

SOLICITUD DE PATENTE

A1

22 Fecha de presentación:

30.06.2010

43 Fecha de publicación de la solicitud:

12.04.2013

71 Solicitantes:

**AIRBUS OPERATIONS, S.L. (100.0%)
AVDA. JOHN LENNON S/N
28906 GETAFE (Madrid) ES**

72 Inventor/es:

**CRUZ DOMÍNGUEZ, Francisco José y
ARÉVALO RODRÍGUEZ, Elena**

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

54 Título: **ESTRUCTURA INTERNA DE AERONAVE EN MATERIAL COMPUESTO.**

57 Resumen:

Estructura de refuerzo (1) para abertura (10) en la estructura primaria de una aeronave, comprendiendo esta estructura primaria un revestimiento (2), unas cuadernas (3) transversales con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave, y unos larguerillos (4) longitudinales con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave, comprendiendo dicha estructura de refuerzo (1):

- un elemento de refuerzo perimetral (5) en el borde de la abertura (10), y copiando la geometría de la misma;

- al menos un par de elementos de refuerzo transversales (6), dispuestos en ambos lados transversales de la abertura (10); al menos un par de elementos de refuerzo longitudinales (7), dispuestos en ambos lados longitudinales de la abertura (10).

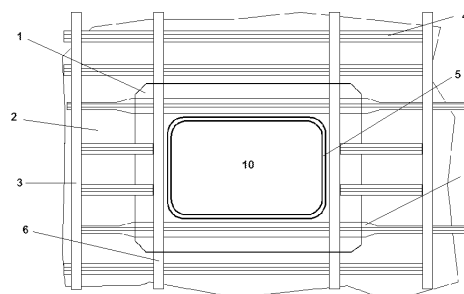


FIG. 2

DESCRIPCIÓN

Estructura interna de aeronave en material compuesto

CAMPO DE LA INVENCION

5 La presente invención se refiere a una estructura interna de una aeronave realizada en material compuesto, en particular para fuselajes de estructuras aeronáuticas o para estructuras similares de aeronave.

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

10 Las estructuras aeronáuticas están diseñadas buscando la optimización de las mismas para mínimo peso, cumpliendo criterios de resistencia y rigidez. Una consecuencia de este requisito es el uso cada vez más extendido de materiales compuestos en las estructuras internas de aeronave, en particular en las estructuras primarias que forman el fuselaje de la misma, ya que, aplicando convenientemente los citados materiales compuestos, se puede conseguir, entre otros, un importante ahorro en peso frente a un diseño convencional de la misma estructura, realizado en material metálico.

15 La estructura primaria que forma el fuselaje de una aeronave, realizada en material compuesto, comprende un revestimiento, unos larguerillos y unas cuadernas. El revestimiento se rigidiza longitudinalmente mediante unos larguerillos, realizados en material compuesto, de tal forma que se busca la optimización en peso de dicho revestimiento. A su vez, las cuadernas de material compuesto, dispuestas transversalmente a los larguerillos anteriores, impiden la inestabilidad general del fuselaje, al tiempo que ayudan a la optimización del revestimiento y sirven para transmitir entradas locales de cargas al conjunto de la estructura primaria de la aeronave.

20 El revestimiento de la estructura primaria del fuselaje de una aeronave, realizado en material compuesto, puede fabricarse en una sola pieza de 360 grados (revestimiento denominado "one-shot"), siendo este revestimiento cónico o cilíndrico, o bien puede fabricarse por separado en varios paneles que se unirán mecánicamente en una etapa posterior (revestimiento denominado en *solución panelizada*). En ambos casos, tanto para revestimientos *one-shot*, como para revestimientos *panelizados*, los larguerillos longitudinales en material compuesto pueden estar tanto co-pegados como co-curados con la piel del revestimiento compuesto. Además, las cuadernas de material compuesto podrán también estar co-pegadas o co-curadas con la piel del mencionado revestimiento, de tal forma que se obtendría un conjunto final de estructura primaria integrada en material compuesto, formada por revestimiento, larguerillos y cuadernas, sin la existencia de uniones de tipo remachado.

25 Se habla de una estructura integrada cuando los distintos elementos que componen la misma están fabricados a la vez en un solo proceso, y no existe la necesidad de emplear ningún tipo de uniones o remaches. Así, el obtener estructuras de tipo integrado es otra de las ventajas de las estructuras en materiales compuestos, puesto que, obviamente, no es posible conseguir las mencionadas estructuras en material metálico, realizadas en un solo proceso integrado. Las estructuras integradas en material compuesto consiguen un ahorro en peso y, consiguientemente, un ahorro en costes, frente a estructuras similares no integradas realizadas en metal, en las cuales es necesario ensamblar una gran cantidad de piezas individuales.

30 En las estructuras que forman el fuselaje de una aeronave, es preciso realizar aberturas, en muchas ocasiones de gran magnitud, en el revestimiento de las mismas, con objeto de tener acceso al interior de la estructura de la aeronave, o bien para permitir el paso de otros componentes estructurales de la aeronave.

35 Estas aberturas debilitan la resistencia de la estructura del fuselaje de la aeronave, por lo que es necesario el refuerzo de las mismas mediante elementos estructurales adicionales. En estructuras de tipo metálico, estas aberturas han de estar reforzadas mediante diversas piezas y elementos auxiliares metálicos, remachados a la estructura en cuestión. La fabricación de cada uno de estos componentes por separado así como el montaje de los mismos a través de uniones remachadas y piezas auxiliares supone en algunos casos incremento de peso y, sobre todo, incremento de costes, al añadir el conjunto de operaciones de montaje. En el campo de las estructuras de material compuesto, es práctica común que las mencionadas aberturas se refuercen mediante una estructura tipo marco formada por vigas y cuadernas, en metal o en material compuesto, estando a su vez estos elementos unidos entre sí mediante diversas piezas de unión, que unen mediante remaches estos elementos al resto de la estructura. Además, es preciso en este tipo de estructuras incrementar el espesor del revestimiento en las zonas próximas a la abertura realizada, de tal forma que se refuerce aún más dicha área. El problema que plantean refuerzos de este tipo es el incremento en el número de piezas adicionales a la estructura base, así como el incremento de peso hasta conseguir el espesor necesario del revestimiento en zona de agujero, todo lo cual repercute obviamente en un incremento de costes. Además, como se ha comentado anteriormente, la fabricación y el montaje de estas estructuras es laborioso y muy manual, en la mayoría de los casos, puesto que no es posible realizar una fabricación en serie de estas estructuras.

40 Sería por tanto deseable, en las zonas de aberturas de estructuras de material compuesto que conforman el fuselaje de una aeronave, disponer de estructuras de refuerzo de dichas aberturas, en las cuales se eliminen los marcos

formados por vigas y cuadernas, así como el conjunto de piezas que sirven de unión de las anteriores. Sería también deseable integrar durante el proceso de fabricación el refuerzo de dichas aberturas con el consiguiente ahorro en las operaciones de montaje.

La presente invención está dirigida a la solución de estos problemas.

5

SUMARIO DE LA INVENCION

Así, es un objeto de la presente invención proporcionar una estructura de refuerzo para aberturas realizadas en estructuras primarias de aeronave realizadas en material compuesto, tal que las mencionadas estructuras primarias comprenden un revestimiento, unas cuadernas transversales con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave, y unos larguerillos longitudinales con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave. Preferiblemente, estas aberturas están realizadas en el seno del revestimiento de las mencionadas estructuras primarias. Las estructuras de refuerzo de estas aberturas, según la invención, comprenden:

10

- un elemento de refuerzo perimetral en el borde de la abertura;
- al menos un par de elementos de refuerzo transversales, dispuestos en ambos lados transversales de la abertura en cuestión;
- 15 - al menos un par de elementos de refuerzo longitudinales, dispuestos en ambos lados longitudinales de la abertura en cuestión.

15

Según la invención, el elemento de refuerzo perimetral en el borde de la abertura de la estructura primaria de la aeronave se obtiene de forma integrada y en una sola pieza, en el propio proceso de fabricación del revestimiento, con lo cual se obtendrá por co-pegado o bien por co-curado. Los elementos de refuerzo transversales de la estructura de refuerzo de la invención copian la geometría de aquellos elementos de la estructura primaria sobre los que van a ir dispuestos, de tal modo que se colocan sobre los anteriores mediante un proceso de co-pegado o de co-curado. Además, según la invención, los elementos de refuerzo longitudinales se diseñan de tal forma que tienen un mayor espesor en las zonas que bordean a la mencionada abertura, tal que dichos diseños se obtienen directamente del propio proceso de fabricación de la estructura primaria, estando, por consiguiente, co-pegados o co-curados en dicha estructura. De este modo, se obtiene una estructura final de aeronave en la cual se han eliminado los elementos y piezas adicionales, habiéndose obtenido una estructura integrada, en la cual se ha incrementado la eficiencia estructural y se ha optimizado la eficiencia en costes.

20

25

Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la siguiente descripción detallada de una realización ilustrativa y no limitativa de su objeto en relación con las Figuras que se acompañan.

30

BREVE DESCRIPCION DE LAS FIGURAS

Las Figuras 1a y 1b muestran los principales componentes de la estructura primaria interna del fuselaje de una aeronave, así como el área de refuerzo de una abertura realizada en dicho fuselaje, según la técnica anterior conocida.

La Figura 2 muestra en esquema una estructura de refuerzo para una abertura realizada en la estructura primaria de una aeronave, realizada en material compuesto, según la presente invención.

35

Las Figuras 3a, 3b, 3c y 3d muestran una estructura de refuerzo para una abertura realizada en la estructura primaria de una aeronave, realizada en material compuesto, según la presente invención, así como detalles de diversos cortes seccionados de la misma.

40

La Figura 2 y 3 muestra el concepto de estructura de refuerzo integrado en el revestimiento sin otras piezas adicionales. En ellas se muestra el concepto de refuerzo integrado en borde de agujero y su dependencia con la estructura que le rodea.

Las Figuras 4a a 4j muestran diversas posibilidades de realización del elemento de refuerzo perimetral en el borde de la abertura realizada en la estructura primaria de una aeronave, en material compuesto, según la presente invención.

45

Las Figuras 5a y 5b muestran diversas realizaciones de la abertura realizada en la estructura primaria de una aeronave, en material compuesto, según la presente invención.

La Figura 6 muestra otra realización de la estructura de refuerzo para una abertura realizada en la estructura primaria de una aeronave, realizada en material compuesto, según la presente invención.

Las Figuras 7a, 7b y 7c muestran la estructura de refuerzo para una abertura realizada en la estructura primaria de una aeronave, realizada en material compuesto, según la presente invención.

Las Figuras 8a, 8b y 8c muestran la aplicación de la estructura de refuerzo en una abertura realizada en la estructura primaria de una aeronave, realizada en material compuesto, comprendiendo dicha estructura primaria un revestimiento realizado a 360 grados (*“one-shot”*) o un revestimiento fabricado mediante paneles, según la presente invención.

5 DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCION

10 Así, según una realización preferida de la invención, se proporciona una estructura de refuerzo 1 para una abertura 10 realizada en el seno de la estructura primaria de una aeronave, preferiblemente estando esta estructura primaria realizada en material compuesto. Estas estructuras primarias comprenden un revestimiento 2, unas cuadernas 3 transversales con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave, y unos larguerillos 4 longitudinales con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave. Las aberturas 10 están realizadas en el seno del revestimiento 2 de las mencionadas estructuras primarias.

15 Según se muestra en las Figuras 1a y 1b, una abertura 10 realizada en el seno del fuselaje de una aeronave, cuando esta abertura 10 es de gran tamaño, comprende, según la técnica anterior conocida, una estructura de refuerzo 20, que consiste en crear un marco alrededor de la mencionada abertura 10, con piezas adicionales en forma de vigas 40. Las vigas 40 se remachan al revestimiento 2, y se unen o se remachan a las cuadernas 3 de la estructura primaria mediante piezas adicionales 50 en forma de angulares y platabandas. Estas vigas 40 pueden estar también unidas a los larguerillos 4 que forman parte de la estructura interna mencionada del revestimiento 2. Además, es práctica habitual en la técnica anterior conocida, el incrementar el espesor del revestimiento 2 de forma apreciable en la zona próxima a la abertura 10, por requerimientos de máxima deformación en borde de dicha abertura 10, con el correspondiente incremento en peso que esto conlleva.

20 Según la presente invención, como se desprende de la Figura 2 y de las Figuras 3a, 3b, 3c y 3d, la estructura de refuerzo 1 de una abertura 10 en el seno del revestimiento 2 de la estructura primaria de una aeronave, según la invención, comprende:

- un elemento de refuerzo perimetral 5 en el borde de la abertura 10;
- 25 - al menos un par de elementos de refuerzo transversales 6, dispuestos en ambos lados transversales de la abertura 10 en cuestión;
- al menos un par de elementos de refuerzo longitudinales 7, dispuestos en ambos lados longitudinales de la abertura 10 en cuestión.

30 Según la invención, el elemento de refuerzo perimetral 5 en el borde de la abertura 10 de la estructura primaria de la aeronave se obtiene de forma integrada y en una sola pieza, en el propio proceso de fabricación del revestimiento 2, mediante co-pegado o co-curado. Los elementos de refuerzo transversales 6 de la estructura de refuerzo 1 según la invención (Figura 3d) copian la geometría de aquellos elementos de la estructura primaria sobre los que van dispuestos, de tal modo que se colocan sobre los anteriores mediante un proceso de co-pegado o de co-curado. Así, según se puede observar en la Figura 3d, el elemento de refuerzo transversal 6 mostrado copia en sección la geometría del revestimiento 2, de los larguerillos 4 y de los elementos de refuerzo longitudinales 7, sobre los que dicho elemento 6 va dispuesto. Además, según la invención, los elementos de refuerzo longitudinales 7 se diseñan de tal forma que son larguerillos longitudinales a la dirección de vuelo de la aeronave, y que tienen un mayor espesor 70 en las zonas que bordean a la mencionada abertura 10, tal que dichas zonas de mayor espesor 70 se obtienen directamente del propio proceso de fabricación de la estructura primaria, por co-pegado o co-curado en dicha estructura. De este modo, la estructura interna de aeronave según la invención es una estructura integrada, en la cual se han eliminado las vigas 40 y las piezas adicionales 50, que se empleaban en la técnica anterior. La invención tiene como fundamento optimizar el diseño de un revestimiento en fibra de carbono buscando una solución más integrada e incrementando la eficiencia estructural así como el ahorro de costes. El hecho de no utilizar piezas o elementos adicionales, como en la técnica anterior, posee además la ventaja de evitar, en el proceso de fabricación, las tolerancias de dichos elementos o piezas que, obviamente, complican y encarecen el procedimiento de fabricación de las mismas, así como su posterior montaje. Además, según la técnica anterior, las estructuras conseguidas tienen muchas tensiones acumuladas, mientras que, en la invención, se evitan tensiones y cargas acumuladas.

40 Así, para grandes aberturas 10, la presente invención propone un nuevo concepto de refuerzo buscando una optimización en peso y ahorro en costes de fabricación y de montaje. Para ello, se define la estructura de refuerzo 1 que se muestra en las Figuras 2 y 3a-3d, con la idea de integrar una serie de soluciones de tal forma que la suma de todas ellas permitan una optimización de la estructura en peso y coste. Para ello, se define un elemento de refuerzo perimetral 5 en el borde de la abertura 10, en forma de perfil integrado en el propio revestimiento 2 y siguiendo o copiando la geometría de la abertura 10. El resto de la estructura no se ve alterada con piezas adicionales, no siendo necesaria la unión de cuadernas 3 a elementos adicionales más allá que la que ya tienen al revestimiento 2. Buscando una optimización en peso puede ser necesario que en las proximidades de la abertura 10, tanto los elementos de refuerzo transversales 6, como los elementos de refuerzo longitudinales 7 y el revestimiento 2 incrementen su rigidez mediante

una mayor sección. Así, los elementos de refuerzo longitudinales 7 con un mayor espesor 70 en las zonas que bordean a la mencionada abertura 10, según se ha descrito anteriormente, son una realización más de la presente invención.

El proceso de fabricación de encintado del revestimiento 2 en el seno de la estructura interna del fuselaje de la aeronave no se ve alterado por la solución propuesta por la invención.

5 El elemento de refuerzo perimetral 5 en el borde de la abertura 10 según la invención, consigue dotar a la abertura 10 de la suficiente entidad estructural y rigidez al pandeo necesaria. Como se ha comentado anteriormente, el refuerzo perimetral 5 existe siempre en la estructura de refuerzo 1 de la invención, mientras que, en segunda línea de refuerzo de la abertura 10, la invención comprende, en caso de ser necesario, el dotar de mayor grosor a los larguerillos 4 y cuadernas 3, y en algunos casos también al revestimiento 2, alrededor de la abertura 10 anterior. En ninguno de estos casos se altera el proceso de fabricación del revestimiento, pudiéndose fabricar las estructuras de refuerzo 1 en serie, al contrario que en la técnica anterior conocida.

Según lo que se ha descrito, la nueva solución de refuerzos para grandes aberturas 10, según la invención, consiste en combinar, según necesidades estructurales, el siguiente conjunto de soluciones evitando tener que hacer cruces con uniones estructurales entre vigas 40 y cuadernas 3:

- 15 - definir una estructura de refuerzo 1 que comprende al menos un par de elementos de refuerzo transversales 6, dispuestos en ambos lados transversales de la abertura 10, en forma de perfil que copia la geometría de la abertura 10 en todo su perímetro; dicho perfil puede estar integrado en el propio revestimiento 2 o remachado a él, siendo esta solución válida para las distintas formas de aberturas 10 que habitualmente se utilizan;
- 20 - definir unos refuerzos estructurales adyacentes a la mencionada abertura 10, en forma de cuadernas 3 y elementos de refuerzo longitudinales 7, formados por larguerillos de la estructura interna que tienen un mayor espesor 70, sin otros requerimientos de piezas adicionales.

25 La estructura interna de la aeronave es preferiblemente de material compuesto, el cual puede ser tanto fibra de carbono como fibra de vidrio con resina termoestable o termoplástica, si bien la estructura interna puede estar realizada también en metal. El principal campo de aplicación de la estructura de refuerzo 1 de la invención se centra en fuselajes de estructuras aeronáuticas, si bien la invención también se puede aplicar a otras estructuras con características similares, como por ejemplo cajones de torsión de aeronave. Asimismo, los materiales pueden ser pre-impregnados o de fibra seca, pudiéndose utilizar en este último caso procesos de infusión de resina para su fabricación.

30 La estructura de refuerzo 1 de la invención es aplicable a cualquier tipo ó forma de larguerillo 4, y a cualquier tipo o forma de cuaderna 3, que conformen la estructura interna de una aeronave. Además, la invención es aplicable a cualquier tipo de revestimiento 2 de fuselaje.

35 El elemento de refuerzo perimetral 5 en el borde de la abertura 10 puede fabricarse de distintas maneras, tal y como se desprende de las Figuras 4a a 4j. En cualquiera de las opciones anteriores, es preciso dotar a la abertura 10 de un refuerzo perimetral a la misma, y perpendicular a la superficie que define la mencionada abertura 10, con lo que, habitualmente, el refuerzo perimetral 5 será perpendicular a la superficie definida por el revestimiento 2. La obtención del mencionado refuerzo perimetral 5 puede estar integrada en el propio proceso de fabricación del revestimiento 2, tanto para el caso en el que dicho revestimiento 2 se fabrique en un "one-shot" (360 grados, mediante utillaje colapsable), como para el caso en el que la fabricación del revestimiento 2 se haga en varios paneles de dicho revestimiento 2 por separado, los cuales se unen posteriormente para formar el revestimiento final a 360 grados. La Figura 8a muestra en esquema la configuración del útil que se emplea para encintar, de tal forma que el refuerzo perimetral 5 se posiciona en el momento preciso sobre este útil, continuándose el encintado después de haber posicionado dicho refuerzo 5, y curándose posteriormente todo el conjunto. La Figura 8b muestra en esquema el diseño de la estructura de refuerzo 1 sobre un revestimiento 2 realizado en diversos paneles. La Figura 8c muestra en sección cómo quedaría integrado el refuerzo perimetral 5 de la Figura 4g en el revestimiento 2 de la estructura de refuerzo 1, según una realización preferida de la invención: el refuerzo perimetral 5 quedaría embebido en el revestimiento 2, de tal forma que, al curarse posteriormente la estructura, se obtendría un conjunto integrado en una sola pieza.

45 La invención es aplicable a cualquier forma de abertura 10, según se muestra en las Figuras 5a y 5b: aberturas circulares, hipodrómicas, rectangulares con bordes redondeados, cuadradas con bordes redondeados, etc.

50 Como se muestra en la Figura 6, en determinadas situaciones de requerimientos de carga y requerimientos de geometría, la estructura de refuerzo 1 de la invención puede ser sólo necesaria en ciertas zonas de la abertura 10, de tal forma que el elemento de refuerzo perimetral 5 esté realizado sólo en ciertas zonas del borde de la abertura 10.

Con la presente invención se consigue un concepto de refuerzo de grandes aberturas más tolerante a daños al conseguirse un doble cinturón de refuerzo, el cual está formado, en primera instancia, por el refuerzo perimetral 5 y, en segunda instancia, por el conjunto de elementos estructurales que rodean dicho refuerzo perimetral 5, como son: los

elementos de refuerzo transversales 6, en algunas ocasiones de mayor sección comparada con la sección de las cuadernas 3 transversales, los elementos de refuerzo longitudinales 7 con un mayor espesor 70 en las zonas que bordean a la abertura 10, y el refuerzo del revestimiento 2, que en algunas realizaciones también incrementa su sección.

5 La invención puede ser aplicable tanto a zonas del revestimiento 2 del fuselaje de una aeronave muy cargadas, como es el caso del *rear end* de la aeronave, como a otras partes del fuselaje.

Aunque la presente invención se ha descrito enteramente en conexión con realizaciones preferidas, es evidente que se pueden introducir aquellas modificaciones dentro de su alcance, no considerando éste como limitado por las anteriores realizaciones, sino por el contenido de las reivindicaciones siguientes.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Estructura de refuerzo (1) para abertura (10) en la estructura primaria de una aeronave, comprendiendo esta estructura primaria un revestimiento (2), unas cuadernas (3) transversales con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave, y unos larguerillos (4) longitudinales con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave, caracterizada porque dicha estructura de refuerzo (1) comprende:
- un elemento de refuerzo perimetral (5) en el borde de la abertura (10), y copiando la geometría de la misma;
 - al menos un par de elementos de refuerzo transversales (6), dispuestos en ambos lados transversales de la abertura (10);
 - 10 - al menos un par de elementos de refuerzo longitudinales (7), dispuestos en ambos lados longitudinales de la abertura (10).
2. Estructura de refuerzo (1) según la reivindicación 1 caracterizada porque el elemento de refuerzo perimetral (5) se obtiene de forma integrada y en una sola pieza, en el propio proceso de fabricación del revestimiento (2).
- 15 3. Estructura de refuerzo (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada porque los elementos de refuerzo transversales (6) copian la geometría de los elementos de la estructura primaria sobre los que van dispuestos, copiado en sección la geometría del revestimiento (2), de los larguerillos (4) y de los elementos de refuerzo longitudinales (7).
- 20 4. Estructura de refuerzo (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada porque los elementos de refuerzo longitudinales (7) se diseñan de tal forma que son larguerillos longitudinales a la dirección de vuelo de la aeronave, teniendo un mayor espesor (70) en las zonas que bordean a la abertura (10).
5. Estructura de refuerzo (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada porque los elementos de refuerzo (6) transversales y el revestimiento (2) incrementan su sección en las zonas alrededor de la abertura (10).
- 25 6. Estructura de refuerzo (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada porque el elemento de refuerzo perimetral (5) está dispuesto en todo el borde de la abertura (10).
7. Estructura de refuerzo (1) según cualquiera de las reivindicaciones 1-5, caracterizada porque el elemento de refuerzo perimetral (5) está dispuesto en algunas zonas del borde de la abertura (10).
8. Estructura de refuerzo (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada porque la estructura primaria de la aeronave está realizada en material compuesto.
- 30 9. Estructura de refuerzo (1) según la reivindicación 8, caracterizada porque la estructura primaria está realizada en fibra de carbono o en fibra de vidrio con resina termoestable o termoplástica.
10. Aeronave que comprende una estructura de refuerzo (1) según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9.

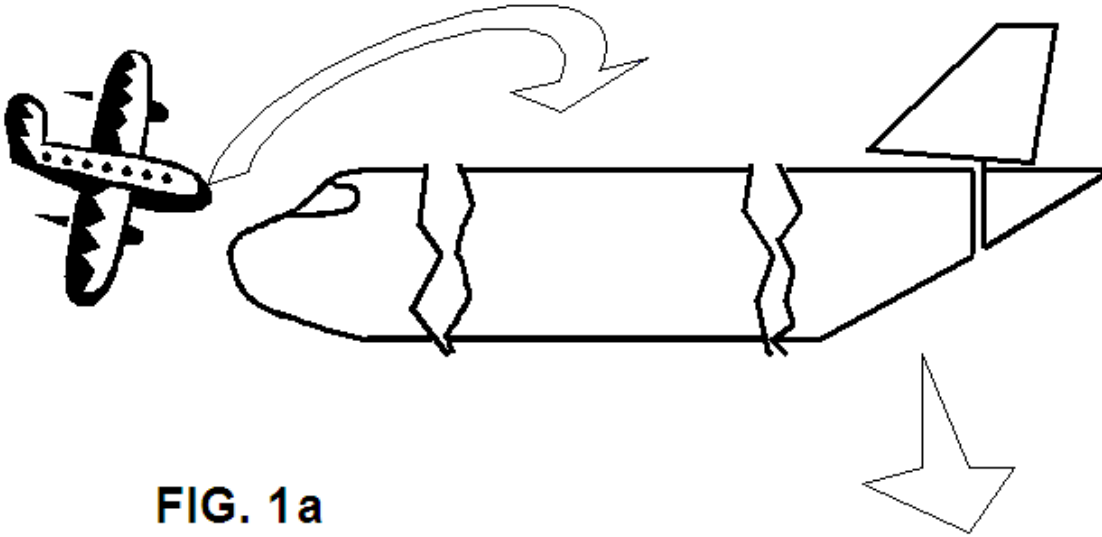


FIG. 1a

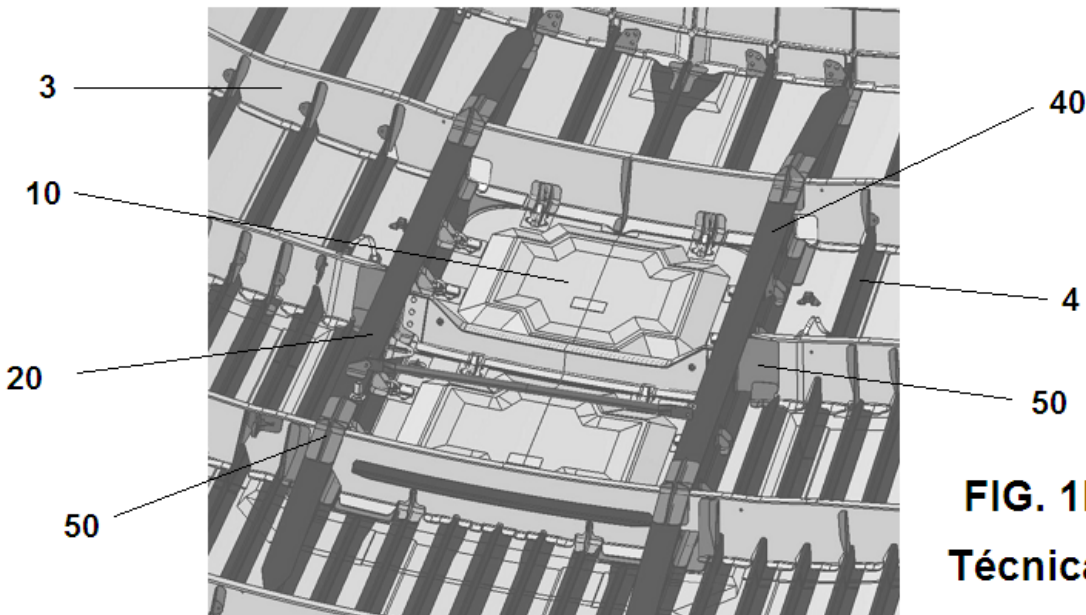


FIG. 1b
Técnica Anterior

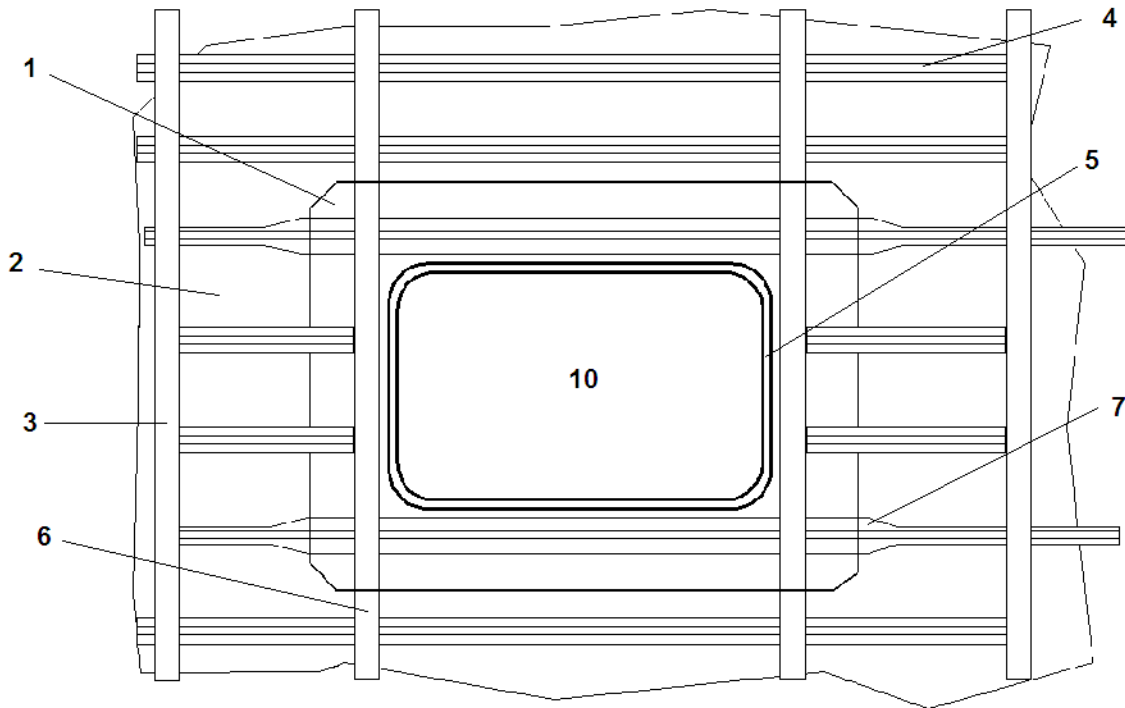


FIG. 2

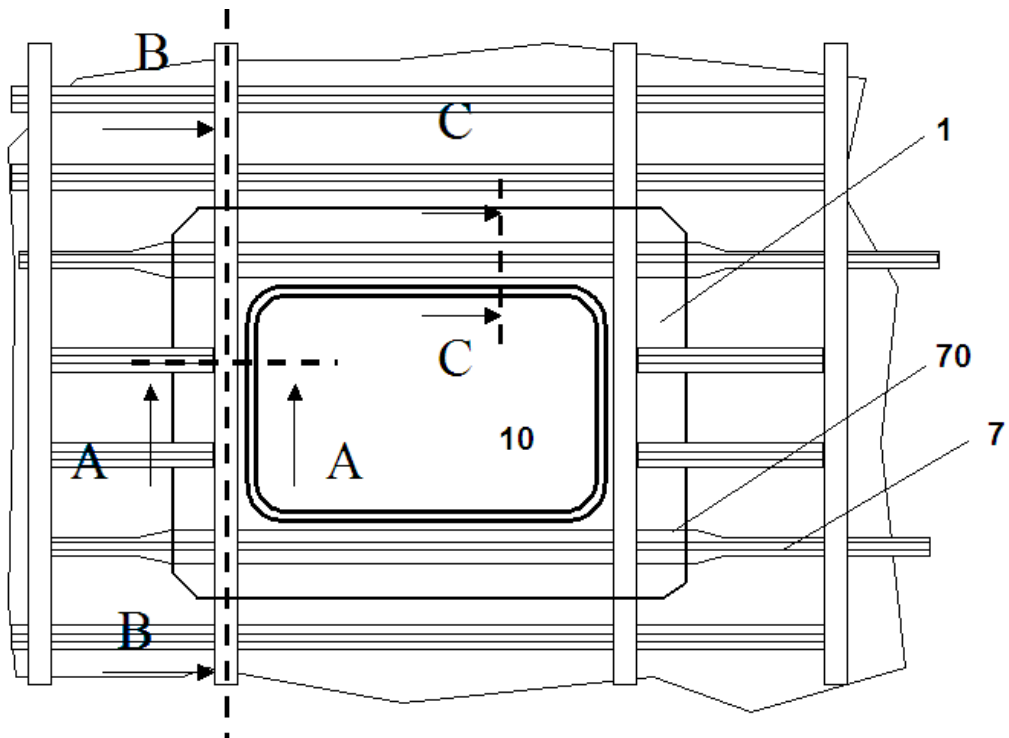


FIG. 3a

Sección C-C

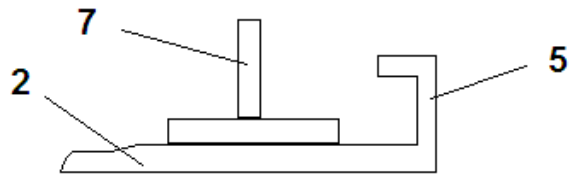


FIG. 3b

Sección A-A

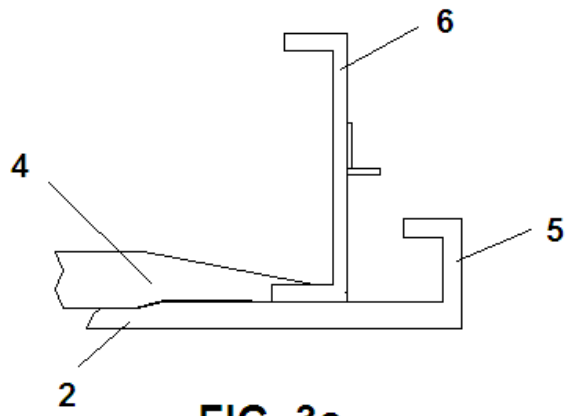


FIG. 3c

Sección B-B

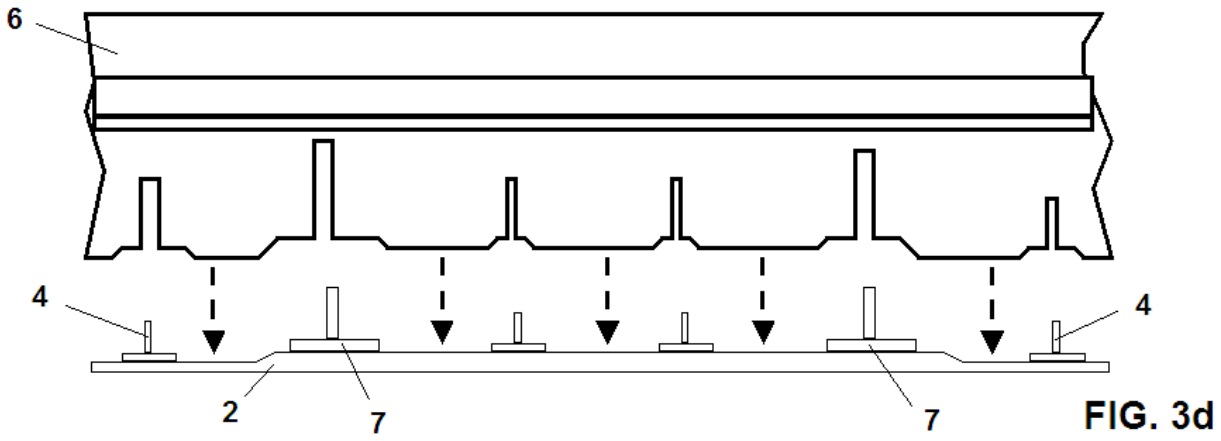
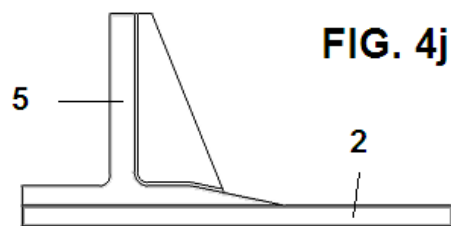
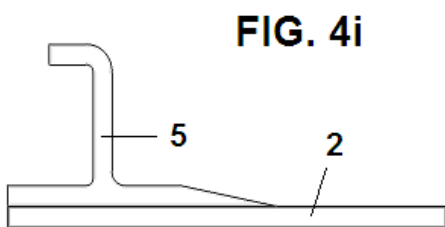
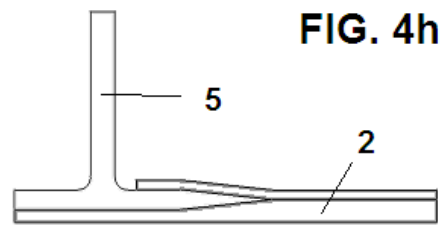
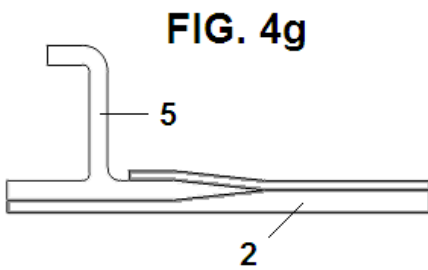
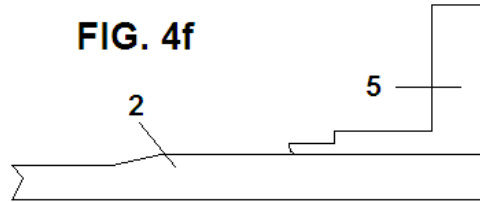
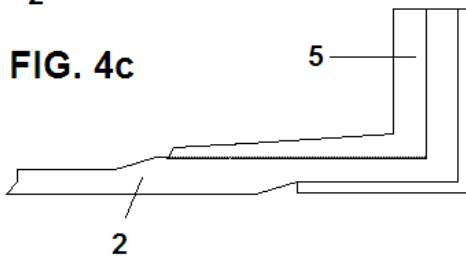
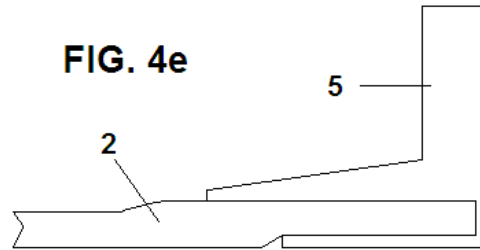
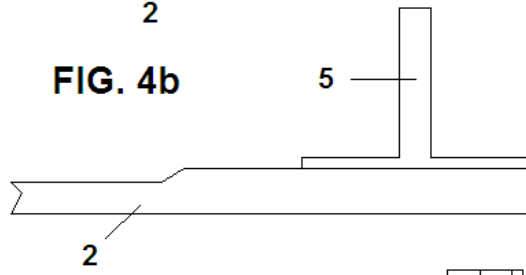
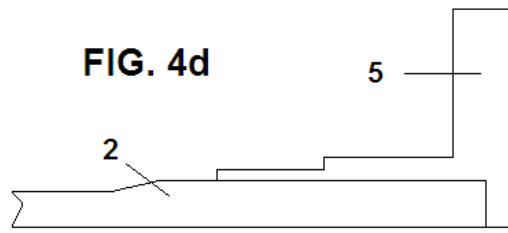
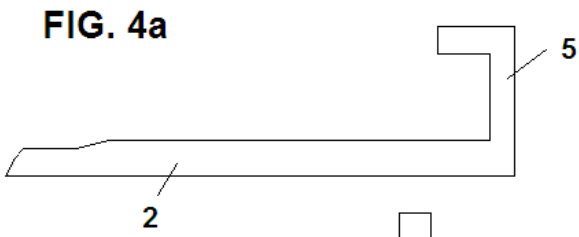
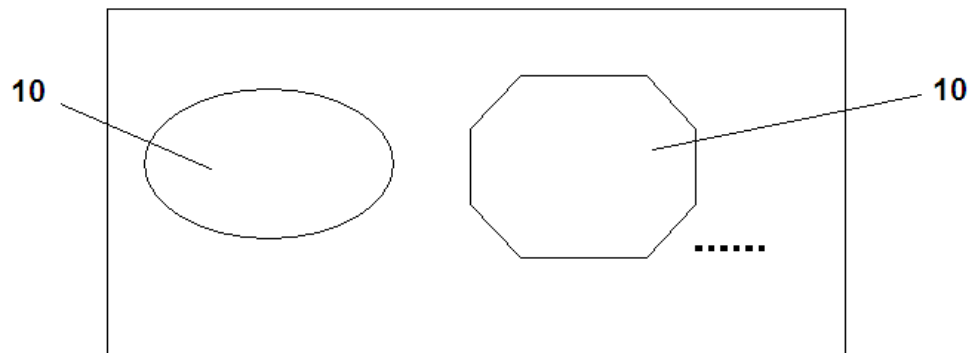
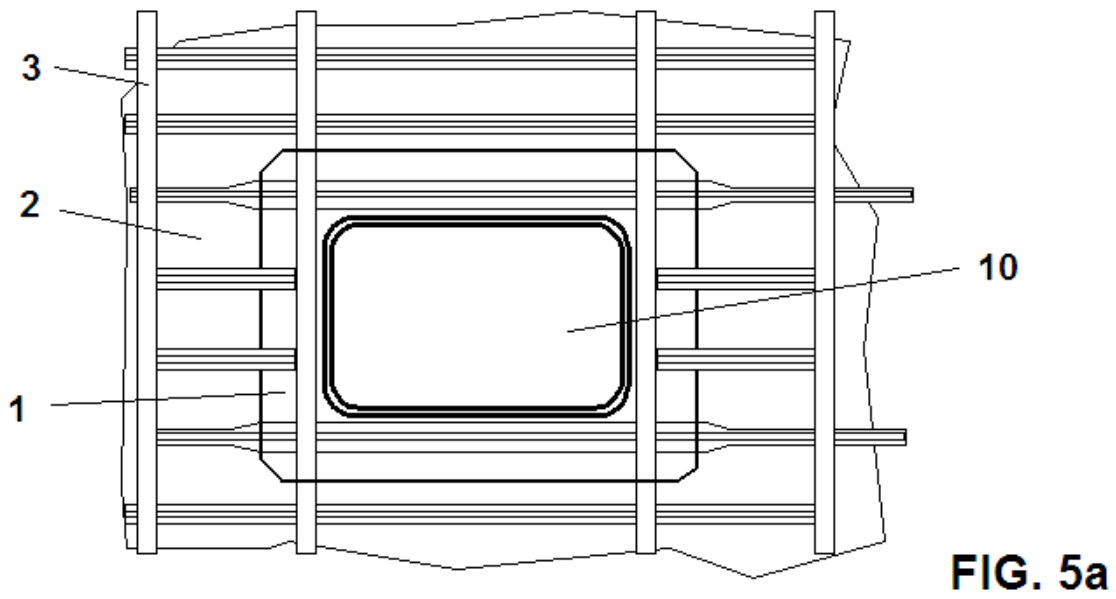


FIG. 3d





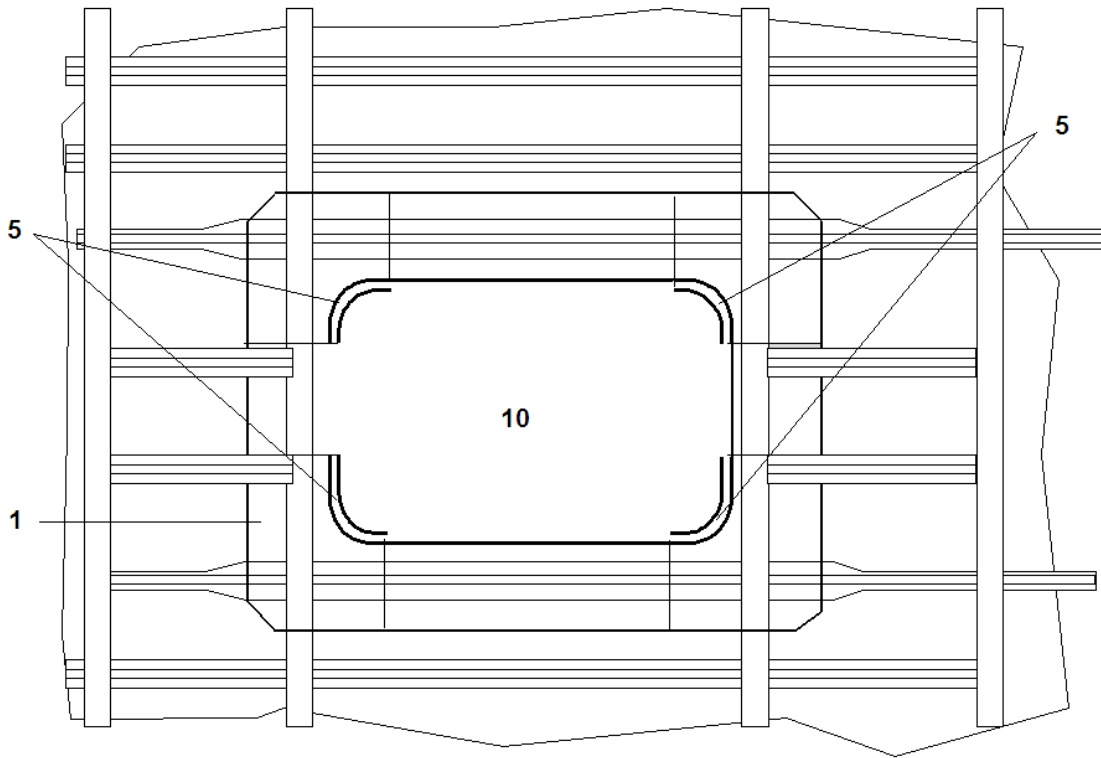


FIG. 6

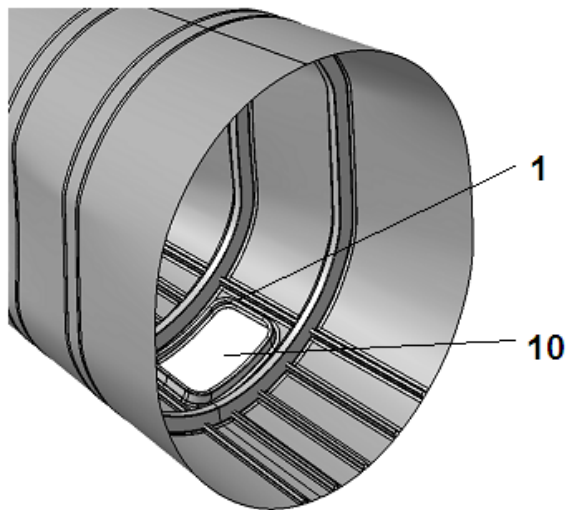
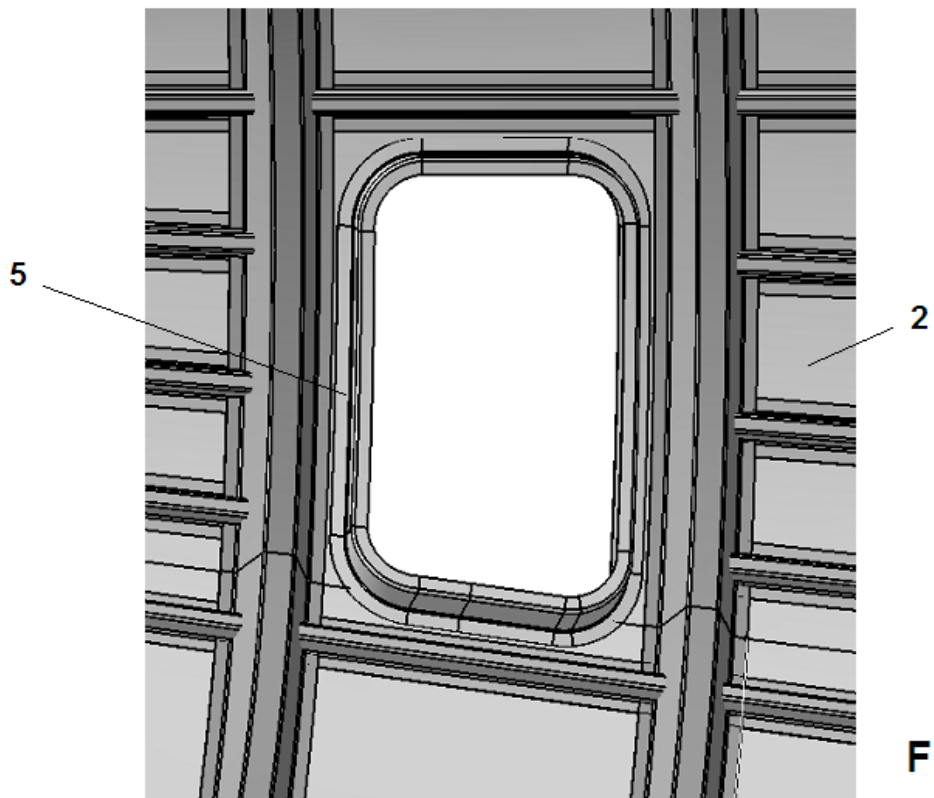
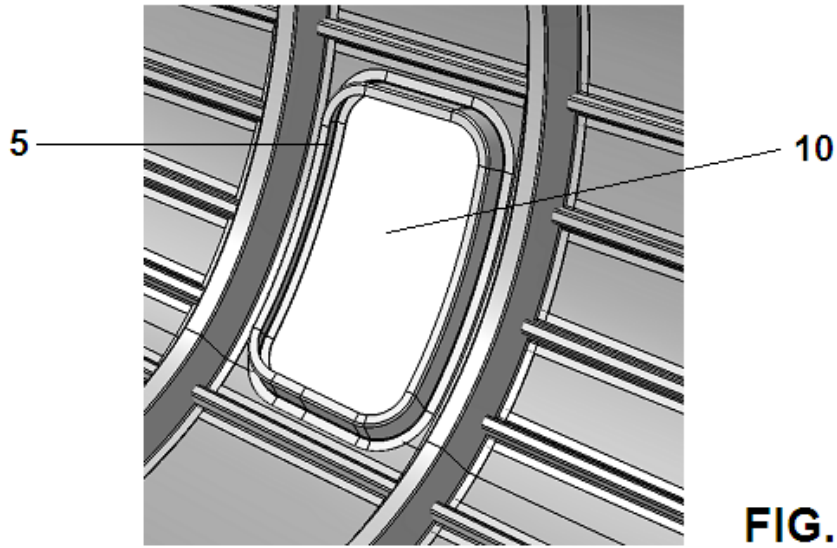


FIG. 7a



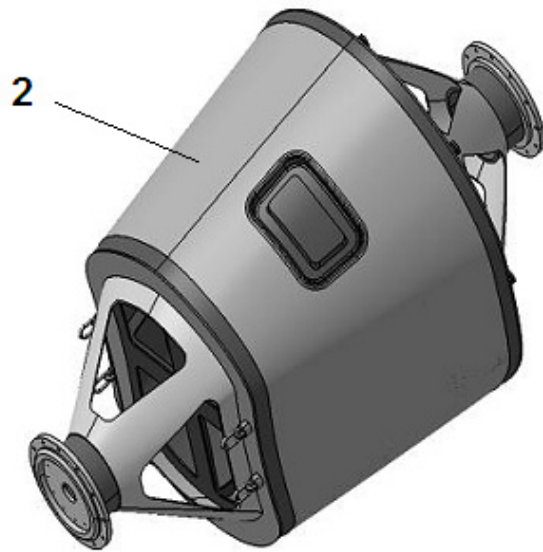


FIG. 4a

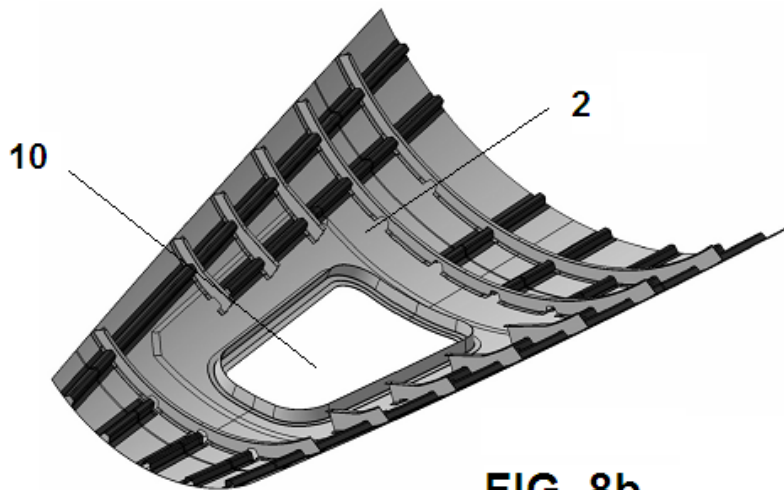


FIG. 8b

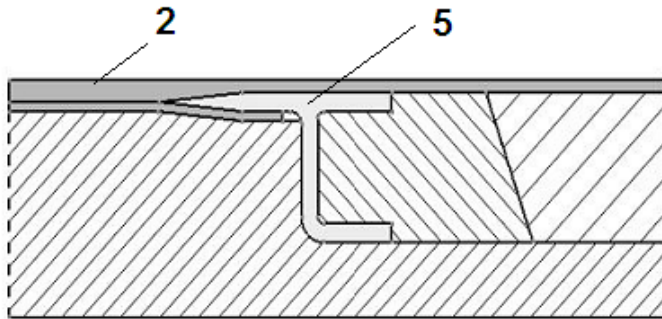


FIG. 8c



- ②① N.º solicitud: 201031014
 ②② Fecha de presentación de la solicitud: 30.06.2010
 ③② Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤① Int. Cl: **B64C1/06** (2006.01)
B64C1/14 (2006.01)

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	⑤⑥ Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
X	US 20090146008 A1 (THIELE) 11.06.2009, párrafos [0033]-[0036]; figuras 1-3.	1,4,6,8-10
X	US 20040035979 A1 (McCOSKEY, JR. et al.) 26.02.2004, párrafos [0010]-[0011],[0037],[0045],[0056]-[0057]; figuras 1,11-13.	1-2,6,10
X	US 20060060705 A1 (STULC et al.) 23.03.2006, párrafos [0015],[0017],[0019],[0024],[0031]-[0035]; figuras 2A,3A-3C.	1,3,6,8-10
X	US 20090308977 A1 (LARCHER) 17.12.2009, párrafos [0043]-[0044],[0052]; figuras 2,4.	1,6,10

Categoría de los documentos citados

X: de particular relevancia
 Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría
 A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita
 P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud
 E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

El presente informe ha sido realizado

para todas las reivindicaciones

para las reivindicaciones nº:

Fecha de realización del informe
15.03.2013

Examinador
L. J. Dueñas Campo

Página
1/4

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)

B64C

Bases de datos electrónicas consultadas durante la búsqueda (nombre de la base de datos y, si es posible, términos de búsqueda utilizados)

INVENES, EPODOC

Fecha de realización de la opinión escrita: 15.03.2013

Declaración

Novedad (Art. 6.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones 1-10	SÍ
	Reivindicaciones	NO
Actividad inventiva (Art. 8.1 LP11/1986)	Reivindicaciones 5, 7,	SÍ
	Reivindicaciones 1-4, 6, 8-10	NO

Se considera que la solicitud cumple con el requisito de aplicación industrial. Este requisito fue evaluado durante la fase de examen formal y técnico de la solicitud (artículo 31.2 ley 11/1986).

Base de la opinión.

La presente opinión se ha realizado sobre la base de la solicitud de patente tal y como se publica.

1. Documentos considerados.

A continuación se relacionan los documentos pertenecientes al estado de la técnica tomados en consideración para la realización de esta opinión.

Documento	Número de publicación o identificación	Fecha de publicación
D01	US 20090146008 A1 (THIELE)	11.06.2009
D02	US 20040035979 A1 (McCOSKEY, JR. et al.)	26.02.2004
D03	US 20060060705 A1 (STULC et al.)	23.03.2006
D04	US 20090308977 A1 (LARCHER)	17.12.2009

2. Declaración motivada según los artículos 29.6 y 29.7 del Reglamento de ejecución de la Ley 11/1986, de 20 de marzo, de Patentes sobre la novedad y la actividad inventiva; citas y explicaciones en apoyo de esta declaración

La solicitud de invención presentada contiene una reivindicación principal o independiente de aparato y ocho reivindicaciones más dependientes de la anterior (más una reivindicación independiente de aparato, que solamente define a la aeronave que comprende las reivindicaciones anteriores; por ello, en lo referente a esta reivindicación se remitirá a lo que se exponga sobre las anteriores). Dicha invención define como objeto técnico de la misma, según se expresa en las primeras líneas de la reivindicación principal, una estructura de refuerzo para una abertura; dicho objeto técnico se centra funcionalmente o como aplicación, según se continúa en el preámbulo de la misma, en el campo de las estructuras primarias de aeronaves. Igualmente, y como establece el solicitante en el preámbulo de dicha reivindicación principal, la invención incluye como parte del estado de la técnica de dicho campo tecnológico, de forma resumida, la incorporación en dicha estructura primaria de un revestimiento, unas cuadernas y unos larguerillos. La parte esencial de la invención que destaca el solicitante como novedosa frente al estado de la técnica de cara a resolver el problema técnico planteado y, por tanto, las características técnicas substanciales del aparato que de manera necesaria o suficiente afrontan dicho problema técnico, establecidas según el solicitante en la parte caracterizadora de la reivindicación independiente, comprende un elemento de refuerzo perimetral en el borde de la abertura y que copia la geometría de dicha abertura; un par de elementos de refuerzo transversales en los lados transversales de la abertura; y un par de elementos de refuerzo longitudinales en los lados longitudinales de la abertura.

El documento D01 se considera el estado de la técnica más próximo. Este documento estadounidense, que forma parte del mismo sector técnico, presenta una estructura para una puerta de una aeronave, cuya estructura primaria está realizada en material compuesto. Presenta unos elementos de refuerzo en todo el perímetro de la abertura, más otros elementos estructurales longitudinales y transversales al sentido de vuelo de la aeronave. El documento D01 es, por tanto, relevante en lo que concierne a esta reivindicación 1.

El documento D02 está también bastante relacionado con la solicitud de invención presentada y también forma parte del mismo sector tecnológico. Se trata de un documento estadounidense y muestra una estructura primaria del fuselaje de una aeronave. Presenta en las figuras 11-13 la estructura en torno a una de las aberturas para ventanas. Así, muestra un borde reforzado perimetral y una estructura longitudinal y transversal próxima a la abertura, todo ello realizado en material compuesto de forma integrada. El documento D02 es también relevante en lo que concierne a esta reivindicación 1. Por otra parte, las reivindicaciones dependientes 2-9 podrían encontrarse descritas en alguno de los documentos citados, al menos en sus características técnicas esenciales; o bien, y no tomando en consideración aquellas características técnicas estimadas como ampliamente conocidas en el estado de la técnica o que pueden ser meras yuxtaposiciones de otras características de diseño propias del desarrollo o trabajo técnico normal y no inventivo de un experto en la materia, dichas reivindicaciones dependientes 2-9 pueden presentar un reducido contenido de salto inventivo que fuera susceptible de ampliar o complementar el correspondiente de la reivindicación principal.

El documento D03 está también bastante relacionado con la solicitud de invención presentada y también forma parte del mismo sector tecnológico. Se trata de un documento estadounidense y muestra también una estructura primaria del fuselaje de una aeronave, especialmente en la zona de unión de sendos paneles o de secciones cilíndricas completas del fuselaje. En las figuras 3A-3C muestra el refuerzo realizado en la zona de unión de sendas secciones cilíndricas, que presentan una abertura para ventana en la misma zona de unión de aquéllas, con el refuerzo perimetral y los larguerillos longitudinales más las cuadernas transversales. Por tanto, el documento D03 es también relevante en lo que concierne a dicha reivindicación independiente.

El documento D04 está también bastante relacionado con la solicitud de invención presentada y también forma parte del mismo sector tecnológico. Se trata de un documento estadounidense y muestra una estructura para una puerta de una aeronave. Presenta unos elementos de refuerzo en todo el perímetro de la abertura, más otros elementos estructurales longitudinales y transversales al sentido de vuelo de la aeronave. Por tanto, el documento D04 es también relevante en lo que concierne a dicha reivindicación independiente.