

OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

⑪ Número de publicación: **2 347 122**

⑫ Número de solicitud: 200930018

⑤ Int. Cl.:
B64C 1/10 (2006.01)
B29C 70/30 (2006.01)
B29C 70/48 (2006.01)

⑫

SOLICITUD DE PATENTE

A1

⑫ Fecha de presentación: **31.03.2009**

⑫ Fecha de publicación de la solicitud: **25.10.2010**

⑫ Fecha de publicación del folleto de la solicitud:
25.10.2010

⑦ Solicitante/s: **AIRBUS OPERATIONS, S.L.**
Avda. John Lennon, s/n
28906 Getafe, Madrid, ES

⑦ Inventor/es: **Vera Villares, Enrique y**
Outon Hernández, Ignacio

⑦ Agente: **Ungría López, Javier**

⑤ Título: **Estructura de ensamblaje del mamparo de presión de una aeronave.**

⑤ Resumen:

Estructura de ensamblaje del mamparo de presión de una aeronave.

La estructura comprende: un anillo de mamparo (22) con una porción anterior y una porción posterior inclinada hacia arriba y hacia atrás, por la que se conecta al mamparo de presión (1); una cuaderna simple (18), que se conecta a la porción anterior del anillo de mamparo (22); una platabanda extendida (23), que se dispone entre la porción anterior del anillo de mamparo (22) y el revestimiento (6, 7); y unos herrajes de tensión (24, 25), que se acoplan entre la platabanda extendida (23) y los larguerillos (8, 9).

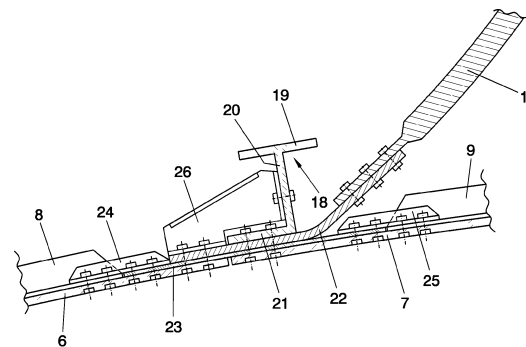


FIG. 3

ES 2 347 122 A1

DESCRIPCIÓN

Estructura de ensamblaje del mamparo de presión de una aeronave.

5 Campo de la invención

La presente invención se concibe para la industria aeronáutica, en el campo del diseño y la construcción de aeronaves.

10 Objeto de la invención

La presente invención, según se expresa en el enunciado de la presente memoria descriptiva, tiene por objeto proporcionar una estructura de ensamblaje del mamparo de presión de una aeronave.

15 El mamparo de presión es el elemento que cierra la zona presurizada de la aeronave por su parte más posterior. Desde un punto de vista estructural, este elemento tiene forma cóncava desde el lado de la zona presurizada y sustancialmente semiesférica, de manera que se proporcione un aprovechamiento óptimo del material del mamparo para absorber las cargas debidas a la diferencia de presión, en adelante cargas de presión.

20 Otro objeto de la presente invención es proporcionar una estructura de ensamblaje tal que todas las piezas que lo conforman puedan ser fácilmente fabricadas en material compuesto, con el consiguiente ahorro en peso que ello supone, factor determinante en la industria aeronáutica.

Estado de la técnica anterior a la invención

25 Convencionalmente, el mamparo de presión se ensambla a la aeronave a través de una cuaderna que separa una sección anterior de otra sección posterior del fuselaje, secciones correspondientes a las zonas presurizada y no presurizada de la aeronave, respectivamente. Con esta configuración, fundamentalmente la estructura de ensamblaje del mamparo debe ser capaz, además de absorber las cargas de presión, de proporcionar la resistencia adecuada para el
30 acoplamiento entre las secciones anterior y posterior del fuselaje así como la rigidización transversal adecuada del fuselaje.

Para ello, las estructuras de ensamblaje del mamparo de presión conocidas incorporan una cuaderna con simetría cilíndrica (siguiendo el contorno del fuselaje), quedando definida por su sección de simetría, como a continuación se describe.
35

La cuaderna está constituida por un alma, un ala superior y un ala inferior. Convencionalmente, el ala superior de la cuaderna tiene una porción anterior y una porción posterior.

40 El mamparo de presión se fija a la porción posterior del ala superior de la cuaderna, para ello la porción posterior se proyecta hacia arriba y hacia atrás con cierta inclinación respecto al revestimiento. Esta inclinación viene determinada por una línea tangente al mamparo de presión, teniendo un valor aproximado y orientativo de 60°. Convencionalmente, la conexión del mamparo a la cuaderna se realiza con medios de fijación mecánicos como remaches.

45 Por otra parte, el revestimiento de la sección anterior y de la sección posterior del fuselaje se fijan al ala inferior de la cuaderna a través de una placa de refuerzo denominada platabanda que se dispone entre el ala inferior de la cuaderna y el revestimiento. Convencionalmente, la conexión entre el ala inferior de la cuaderna y el revestimiento se realiza por medios de fijación mecánicos como remaches.

50 Para asegurar la continuidad del acoplamiento de las secciones anterior y posterior del fuselaje, y por ende la continuidad de los esfuerzos a absorber por los larguerillos y el revestimiento de las respectivas secciones, una estructura de ensamblaje conocida incorpora unos herrajes de tensión anterior y posterior. Estos herrajes de tensión acoplan los larguerillos y el revestimiento de la sección anterior a los larguerillos y revestimiento de la sección posterior del fuselaje a través de la cuaderna. Cada uno de estos herrajes de tensión se fijan por un lado a los larguerillos y por otro
55 lado a la cuaderna, por medios de fijación mecánicos como remaches. Los herrajes de tensión convencionalmente se fijan a la cuaderna tanto a través del alma como a través de la porción anterior del ala superior de la misma. Por su parte, los herrajes de tensión posteriores convencionalmente se fijan a la cuaderna solamente a través del alma de la misma.

60 También con la función de asegurar la continuidad del acoplamiento entre las secciones anterior y posterior, así como de refuerzo para la absorción de las cargas de presión y por tanto para descargar la cuaderna, se conocen elementos estructurales, que disponiéndose en el lado de la zona presurizada, consisten esencialmente en tirantes que se acoplan entre la cuaderna y en otra cuaderna de refuerzo conectada a los larguerillos de la sección anterior.

65 Los elementos de la estructura convencional de ensamblaje del mamparo de presión, es decir la cuaderna, la platabanda, los herrajes de tensión y los tirantes y cuadermas de refuerzo, convencionalmente se fabrican de metal. En particular, la cuaderna necesariamente ha de fabricarse de metal y por la técnica de mecanizado, considerando el estado de esfuerzos que debe absorber por su constitución como se ha descrito, teniendo en cuenta que ello proporciona la

resistencia óptima con peso y coste mínimo. Así, pensando en la fabricación en material compuesto mediante la técnica convencional de RTM, la solución directa de fabricar en material compuesto la cuaderna de la estructura de ensamblaje conocida mediante esta técnica, que se consideraría ideal para este caso, presenta aun así serios inconvenientes. En primer lugar conllevaría a un redimensionamiento desproporcionado de la cuaderna considerando el número de capas de fibras orientadas que habría que apilar para dotar a la cuaderna de la resistencia adecuada. En segundo lugar, la cuaderna a obtener presentaría vulnerabilidad al problema de la delaminación de capas, sobre todo en la zona de la intersección entre el alma y el ala superior donde preferentemente se concentrarían esfuerzos en la dirección perpendicular al laminado. Y en tercer lugar, requeriría de un utillaje relativamente complicado debido a la forma relativamente compleja de la sección de la cuaderna.

Descripción de la invención

Con objeto de resolver los inconvenientes del estado de la técnica la presente invención proporciona una estructura de ensamblaje del mamparo de presión que puede fabricarse toda ella fácilmente en material compuesto.

La estructura de ensamblaje del mamparo de presión de la invención se concibe, al igual que la estructura convencional, también para acoplar la sección anterior de la sección posterior del fuselaje correspondientes a las zonas presurizada y no presurizada de la aeronave respectivamente. Así, la estructura de ensamblaje del mamparo debe ser capaz, además de absorber las cargas de presión, de proporcionar la resistencia adecuada para el acoplamiento entre las secciones anterior y posterior del fuselaje así como la rigidización transversal adecuada del fuselaje.

Para ello, la estructura de ensamblaje del mamparo de presión reivindicada, a diferencia de la estructura de ensamblaje conocida, incorpora una cuaderna simple y un anillo de mamparo, ambos elementos con simetría cilíndrica (siguiendo el contorno del fuselaje) y por tanto quedando definidos por su sección de simetría, como a continuación se describe.

El anillo de mamparo tiene la función de recibir las cargas de presión del mamparo. Se caracteriza por tener una forma en L, con dos porciones rectas: una porción anterior y otra porción posterior. Así, el mamparo de presión se conecta a la porción posterior del anillo de mamparo, proyectándose la porción posterior hacia arriba y hacia atrás con cierta inclinación respecto al revestimiento, viniendo determinada la inclinación por una línea tangente al mamparo de presión.

Por otra parte, la cuaderna simple tiene la función de rigidizar la sección transversal del fuselaje, de manera desacoplada de la función de absorber las cargas de presión del mamparo, que es proporcionada por el anillo de mamparo. Para ello la cuaderna tiene un ala superior, un alma y un ala inferior.

La cuaderna simple se conecta al anillo de mamparo y, el conjunto de cuaderna y anillo, se fijan al revestimiento por interposición de una placa de refuerzo o platabanda extendida, entre la porción anterior del anillo de mamparo y el revestimiento. Tanto la sección anterior como la sección posterior del revestimiento se fijan a la porción anterior del anillo de mamparo, de modo que dicha porción anterior del anillo tiene la función de recibir los esfuerzos del acoplamiento de las secciones del fuselaje.

En la disposición de la cuaderna simple sobre el anillo de mamparo se encuentra adecuado situar el alma de la cuaderna próxima al ángulo entre la porción anterior y la porción posterior del anillo de mamparo, para proporcionar un efecto de pisa de la cuaderna simple sobre el anillo de mamparo, que permite mejorar la distribución de las cargas de presión en el anillo de mamparo. En particular, la cuaderna simple puede tener un ala inferior que se extienda únicamente hacia delante respecto del alma, lo que permite optimizar este efecto.

Para asegurar la continuidad del acoplamiento de las secciones anterior y posterior del fuselaje, y por ende la continuidad de los esfuerzos a absorber por los larguerillos y el revestimiento de las respectivas secciones, la estructura de ensamblaje incorpora unos herrajes de tensión, anterior y posterior, que acoplan los larguerillos a la platabanda extendida.

Con esta configuración, se elimina la necesidad de que la cuaderna simple deba resistir a tracción, como en la cuaderna convencional, eliminando por consiguiente la necesidad de ser fabricada en metal. Así, los esfuerzos debidos a las cargas de presión se redistribuyen hacia las secciones del fuselaje, evitando por tanto la necesidad de que sean absorbidos por la cuaderna convencional.

Adicionalmente, la estructura de ensamblaje puede incorporar una pluralidad de placas de rigidización para evitar el pandeo local de la cuaderna simple de la estructura de ensamblaje. Estas placas de rigidización se disponen a lo largo de la cuaderna conectándose entre la cuaderna y al anillo de mamparo.

Los elementos de cuaderna simple, anillo de mamparo y platabanda extendida, pueden consistir cada uno de ellos en un único tramo o en una pluralidad de tramos, dispuestos a lo largo del contorno del fuselaje. En este último caso, cuando sea necesario asegurar la continuidad de esfuerzos entre los distintos tramos pueden disponerse elementos de acoplamiento convencionales. En particular, ello será necesario en la cuaderna. Así, entre los distintos tramos de la cuaderna puede disponerse para ello una placa que solape cada pareja de tramos.

ES 2 347 122 A1

Para conectar los distintos elementos que componen la estructura de ensamblaje se contemplan tanto medios de fijación como medios de unión. Los medios de fijación se distinguen de los medios de unión en que los medios de fijación requieren de elementos conectores ajenos a los elementos a conectar. Los medios de fijación pueden ser mecánicos (roscados, como tornillos; o no roscados, como remaches ciegos o no ciegos) o químicos (como adhesivos, por pegado o por copegado; por copegado cuando las piezas a conectar son de material compuesto) . Los medios de unión a su vez pueden ser mecánicos (como por machihembrado) o químicos (como por cocurado, cuando las piezas a conectar son de material compuesto) . La diferencia entre las técnicas de cocurado y copegado es la siguiente: En el cocurado se unen elementos que no han sido curados previamente, produciéndose la unión mediante el curado del conjunto de los dos elementos, no disponiendo adhesivo entre los elementos a conectar; sin embargo en el copegado, uno de los elementos a conectar se ha curado previamente, disponiendo una capa de adhesivo entre los elementos a conectar.

Por tanto, de acuerdo con lo anterior, se contemplan múltiples opciones de conexión entre los distintos elementos que componen la estructura, según los medios de fijación o unión seleccionados. En particular, cuando el anillo de mamparo, la cuaderna simple y las placas de rigidización son de material compuesto, dichos elementos pueden conectarse entre sí por copegado y también por cocurado.

Adicionalmente, se contempla la opción de que el anillo de mamparo forme parte integrada del mamparo de presión, de forma que el mamparo de presión se fabrique con el anillo de mamparo incluido.

Todos los elementos de la estructura de ensamblaje, por su propia configuración, pueden fabricarse fácilmente en material compuesto.

El material compuesto se define en la técnica como el material que consiste esencialmente en fibras de pequeño diámetro, alta resistencia y alta rigidez embebidas en una matriz de material homogéneo.

El material compuesto que se considera apropiado para la fabricación de los elementos de la estructura de la invención es el material compuesto de matriz orgánica, en el que la matriz es una resina de material termoestable (por ejemplo Epoxy, Poliéster, Fenólica, Poliamida o Bismaleimida) o termoplástico. De otro lado, materiales apropiados para las fibras son el Boro o el Carbono (Grafito).

Para la obtención de los elementos de la estructura de ensamblaje de la invención se contemplan las siguientes técnicas de fabricación:

- RTM: (Resin Transfer Moulding) Las fibras extendidas en tejidos o tramas se disponen apiladas en un molde. Posteriormente el material de la matriz se transfiere al interior del molde hasta completar los huecos entre las fibras, compactándose el conjunto en el interior del molde. El material compuesto se somete a un ciclo de temperatura y presión adecuado para el curado de la resina de la matriz en horno o autoclave.
- Preimpregnado: Las fibras previamente impregnadas en material de la matriz se extienden sobre la superficie de un molde, apilándose en capas hasta obtener el espesor requerido del elemento, compactándolo posteriormente. La extensión del material se realiza en láminas, cintas o bandas, dando lugar a los distintos procesos conocidos como laminado, encintado o colocación de fibras, respectivamente. Adicionalmente, puede complementarse el preimpregnado con la técnica de termoconformado/prensado, por la que mediante la aplicación de calor y presión se provoca la deformación del material contra un molde. El material compuesto se somete a un ciclo de temperatura y presión adecuado para el curado de la resina de la matriz en horno o autoclave.

Puede obtenerse una cuaderna simple, o distintos tramos de cuaderna simple, por la técnica de RTM, con la resistencia adecuada y peso reducido, teniendo en cuenta que la cuaderna no recibe las cargas de presión y por ende no presenta zonas críticas de delaminación, que implicaría espesores mayores y formas complejas inviables por esta técnica como se indicó anteriormente.

El anillo de mamparo, o los distintos tramos del anillo, pueden obtenerse por la técnica de preimpregnado del material compuesto sobre una superficie con la forma del anillo a obtener.

En el caso de que el anillo de mamparo forme parte integrada del mamparo de presión, el mamparo de presión puede fabricarse junto al anillo de mamparo, como un todo, por la técnica de preimpregnado, preferiblemente por la técnica de preimpregnado con colocación de fibras.

La platabanda extendida, o los distintos tramos de la platabanda, pueden obtenerse también por la técnica de preimpregnado del material compuesto sobre una superficie con la forma de la platabanda a obtener.

Finalmente, el resto de los elementos estructurales de la estructura de ensamblaje (herrajes de tensión y placas de rigidización), pueden obtenerse por la técnica de preimpregnado con termoconformado/prensado para obtener las dobles.

Breve enunciado de las figuras

Para complementar la descripción de la invención y con objeto de ayudar a una mejor comprensión de sus características técnicas, se acompaña a la presente memoria descriptiva las siguientes figuras:

Figura 1.- Vista en perspectiva esquemática de la disposición del mamparo de presión en una aeronave.

Figura 2.- Sección A-A' de la vista mostrada en la Figura 1, que representa una estructura convencional de ensamblaje del mamparo de presión a la aeronave.

Figura 3.- Sección A-A' de la vista mostrada en la Figura 1, que representa una realización de la estructura de ensamblaje del mamparo de presión a la aeronave de la invención.

Referencias

- 1: Mamparo de presión.
- 2: Zona presurizada de la aeronave.
- 3: Zona no presurizada de la aeronave.
- 4: Sección anterior del fuselaje.
- 5: Sección posterior del fuselaje.
- 6: Revestimiento de la sección anterior del fuselaje.
- 7: Revestimiento de la sección posterior del fuselaje.
- 8: Larguerillo de la sección anterior del fuselaje.
- 9: Larguerillo de la sección posterior del fuselaje.
- 10: Cuaderna convencional.
- 11: Porción anterior del ala superior de la cuaderna convencional.
- 12: Porción posterior del ala superior de la cuaderna convencional.
- 13: Alma de la cuaderna convencional.
- 14: Ala inferior de la cuaderna convencional.
- 15: Platabanda convencional.
- 16: Herraje de tensión anterior convencional.
- 17: Herraje de tensión posterior convencional.
- 18: Cuaderna simple.
- 19: Ala superior de la cuaderna simple.
- 20: Alma de la cuaderna simple.
- 21: Ala inferior de la cuaderna simple.
- 22: Anillo de mamparo.
- 23: Platabanda extendida.
- 24: Herraje de tensión anterior.
- 25: Herraje de tensión posterior.
- 26: Placa de rigidización.

Descripción de una realización preferida

Considerando la numeración adoptada en las figuras, en la figura 3 se muestra la sección A-A' de una realización de la estructura de ensamblaje de la invención.

La estructura de la invención proporciona un ensamblaje del mamparo de presión 1 a la aeronave y medios para el acoplamiento entre las secciones anterior 4 y posterior 5 del fuselaje de la aeronave. El mamparo de presión 1 separa la zona presurizada 2 de la zona no presurizada 3 de la aeronave.

Como puede observarse en la figura 3, la realización que se describe incorpora una cuaderna simple 18, que tiene un ala superior 19, un alma 20 y un ala inferior 21.

Un anillo de mamparo 22 se remacha por una porción posterior inclinada hacia arriba y hacia atrás al mamparo de presión 1.

La cuaderna simple 18 se dispone sobre una porción anterior no inclinada del anillo de mamparo 22, y éste a su vez se dispone sobre una platabanda extendida 23. El conjunto de cuaderna simple 18, anillo de mamparo y platabanda extendida 23 se remacha a la sección posterior 7 del revestimiento del fuselaje, por medio de remaches.

La realización incorpora una placa de rigidización 26 que por un borde posterior se remacha al alma 20 de la cuaderna simple 18.

La porción anterior del anillo de mamparo 22, se extiende hacia delante más allá de la zona de contacto del ala inferior 21 de la cuaderna 19 con el anillo de mamparo 22. Por esta zona extendida se remachan: el anillo de mamparo 22, la placa de rigidización 26, la platabanda extendida 23 y la sección anterior 6 del revestimiento.

La estructura de ensamblaje incorpora también unos herrajes de tensión anterior 24 y posterior 25, que se remachan a los larguerillos 8,9 y al revestimiento 6,7 de las secciones anterior 4 y posterior 5 del fuselaje, respectivamente.

REIVINDICACIONES

1. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión de una aeronave, para acoplar una sección anterior (4) con otra sección posterior (5) del fuselaje, correspondientes a zonas presurizada (2) y no presurizada (3), respectivamente; las secciones anterior (4) y posterior (5) comprendiendo larguerillos (8, 9) y revestimiento (6, 7);

la estructura **caracterizada** porque comprende:

- un anillo de mamparo (22), que se extiende con simetría cilíndrica según el contorno del fuselaje, la sección de simetría teniendo una forma de L, con una porción anterior y una porción posterior, la porción posterior inclinada hacia arriba y hacia atrás y conectándose al mamparo de presión (1);

- una cuaderna simple (18), que se extiende con simetría cilíndrica según el contorno del fuselaje, la sección de simetría teniendo un ala superior (19), un alma (20) y un ala inferior (21); el ala inferior (21) de la cuaderna simple (18) conectándose a la porción anterior del anillo de mamparo (22);

- una platabanda extendida (23); que se extiende con simetría cilíndrica según el contorno del fuselaje, disponiéndose entre la porción anterior del anillo de mamparo (22) y el revestimiento (6, 7); y

- unos herrajes de tensión (24, 25); que se acoplan entre la platabanda extendida (23) y los larguerillos (8, 9).

2. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque los revestimientos de las secciones anterior (6) y posterior (7) del fuselaje se fijan al conjunto de la cuaderna simple (18), anillo de mamparo (22) y platabanda extendida (23) con medios mecánicos como remaches.

3. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 2, **caracterizado** porque los revestimientos de las secciones anterior (6) y posterior (7) del fuselaje se fijan al conjunto de platabanda extendida, larguerillos (8, 9) y herrajes de tensión (24, 25), de las respectivas secciones anterior (6) y posterior (7) del fuselaje, con medios mecánicos como remaches.

4. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 3, **caracterizado** porque adicionalmente comprende una pluralidad de placas de rigidización (26) para evitar el pandeo local de la cuaderna simple (18), que se conecta entre la cuaderna simple (18) y la porción anterior del anillo de mamparo (22).

5. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 3-4, **caracterizada** porque el anillo de mamparo (22) forma parte integrada del mamparo de presión (1).

6. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 3-4, **caracterizada** porque el anillo de mamparo (22) se fija al mamparo de presión (1) con medios mecánicos.

7. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 3-6, **caracterizada** porque la cuaderna simple (19) se divide en una pluralidad de tramos, dispuestos a lo largo del contorno del fuselaje y sustancialmente no separados entre sí; acoplándose dichos tramos entre sí mediante medios convencionales.

8. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 3-4, **caracterizada** porque la cuaderna simple (19) es de material compuesto, obteniéndose por la técnica de RTM.

9. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 3-4, **caracterizada** porque el anillo de mamparo (22) es de material compuesto, obteniéndose por la técnica de preimpregnado.

10. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 3-4, **caracterizada** porque la platabanda extendida (23) es de material compuesto, obteniéndose por la técnica de preimpregnado.

11. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 3-4, **caracterizada** porque los herrajes de tensión (24, 25) son de material compuesto, obteniéndose por la técnica de preimpregnado con termoconformado/prensado.

12. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 4, **caracterizada** porque las placas de rigidización (26) son de material compuesto, obteniéndose por la técnica de preimpregnado con termoconformado/prensado.

13. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 3-4, **caracterizada** porque el mamparo de presión (1) y el anillo de mamparo (22) son de material compuesto, y se conectan entre sí por una técnica seleccionada del grupo consistente en cocurado y copegado.

ES 2 347 122 A1

14. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 3-4, **caracterizada** porque la cuaderna simple (18) y el anillo de mamparo (22) son de material compuesto, y se conectan entre sí por una técnica seleccionada del grupo consistente en cocurado y copegado.

5 15. Estructura de ensamblaje del mamparo de presión, según la reivindicación 4, **caracterizada** porque las placas de rigidización (26), la cuaderna simple (18) y el anillo de mamparo (22) son de material compuesto, y se conectan entre sí por una técnica seleccionada del grupo consistente en cocurado y copegado.

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

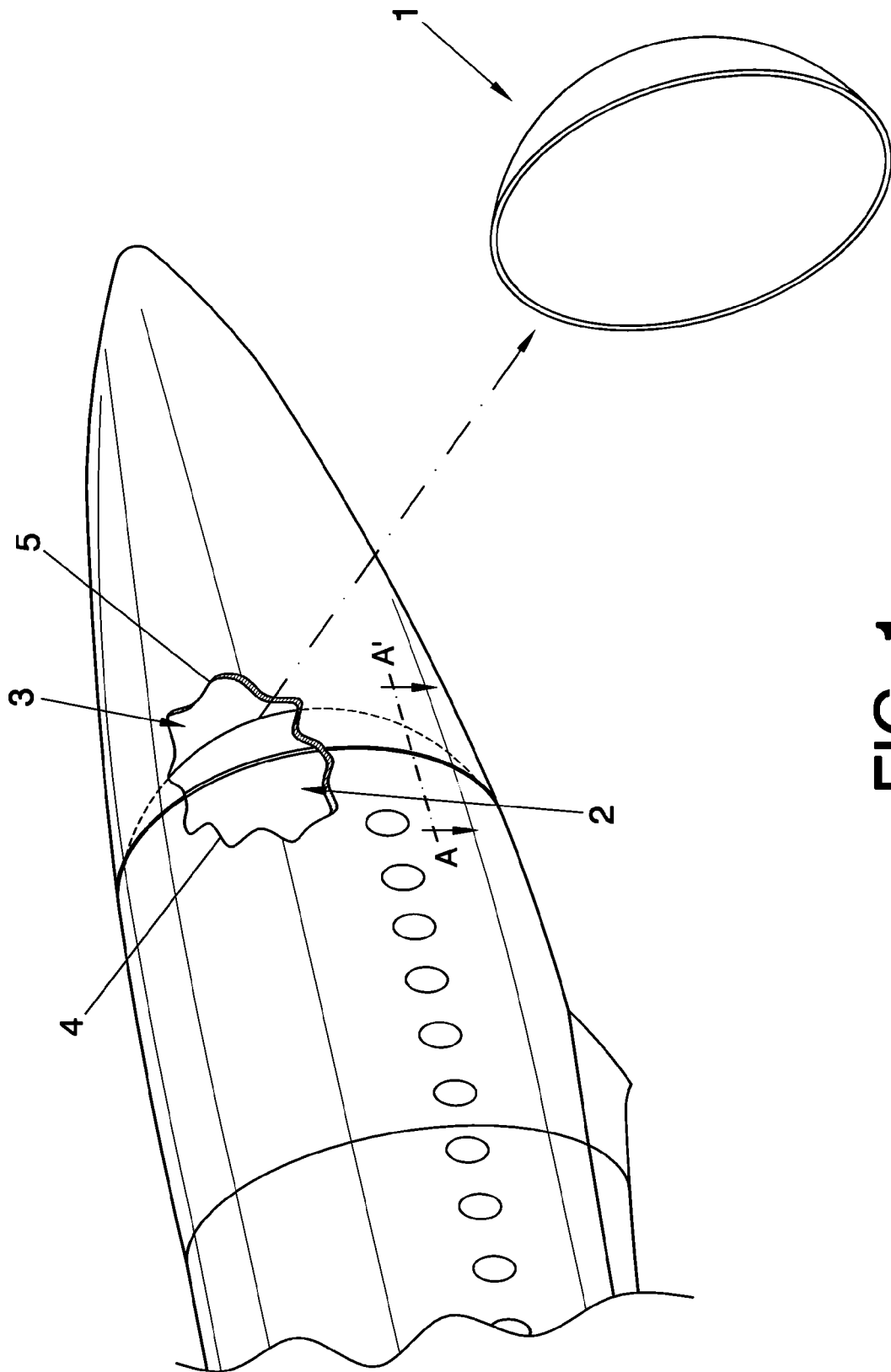
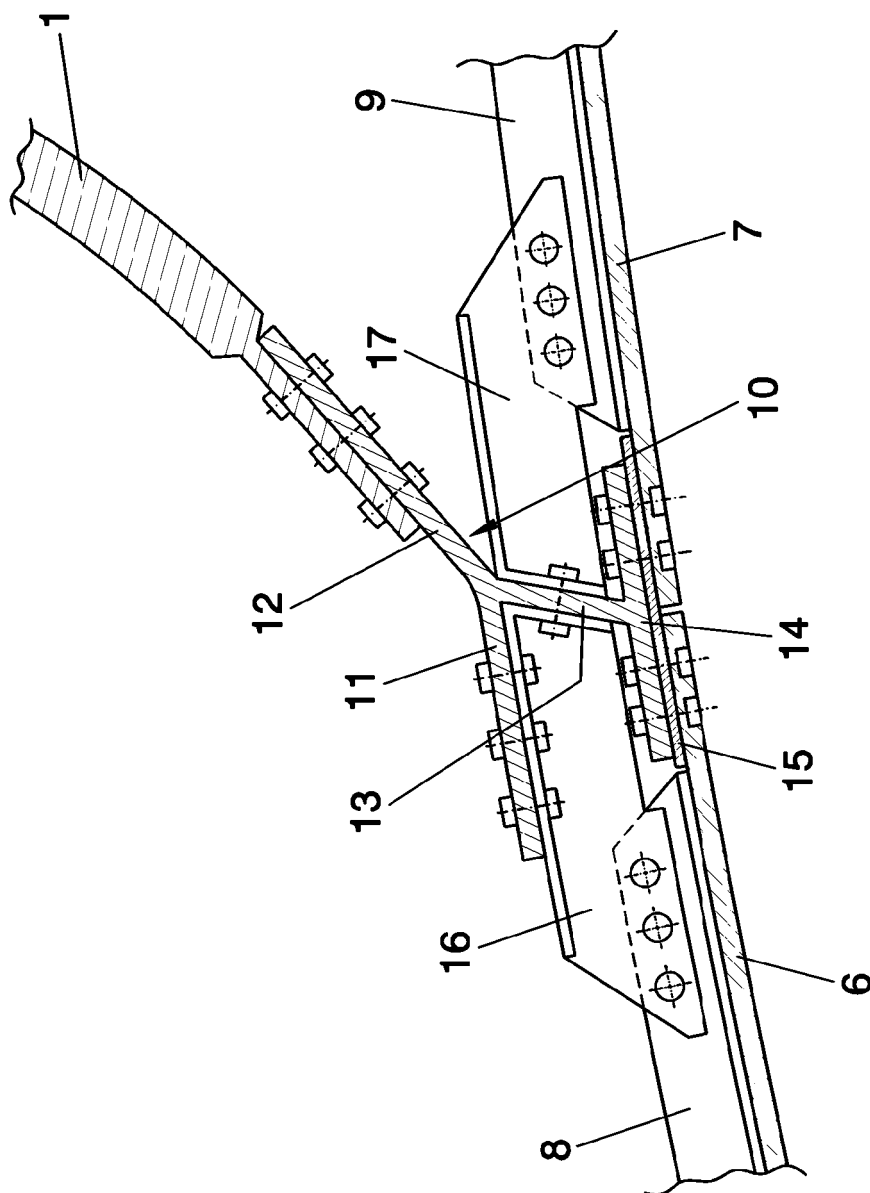


FIG. 1



TÉCNICA ANTERIOR

FIG. 2

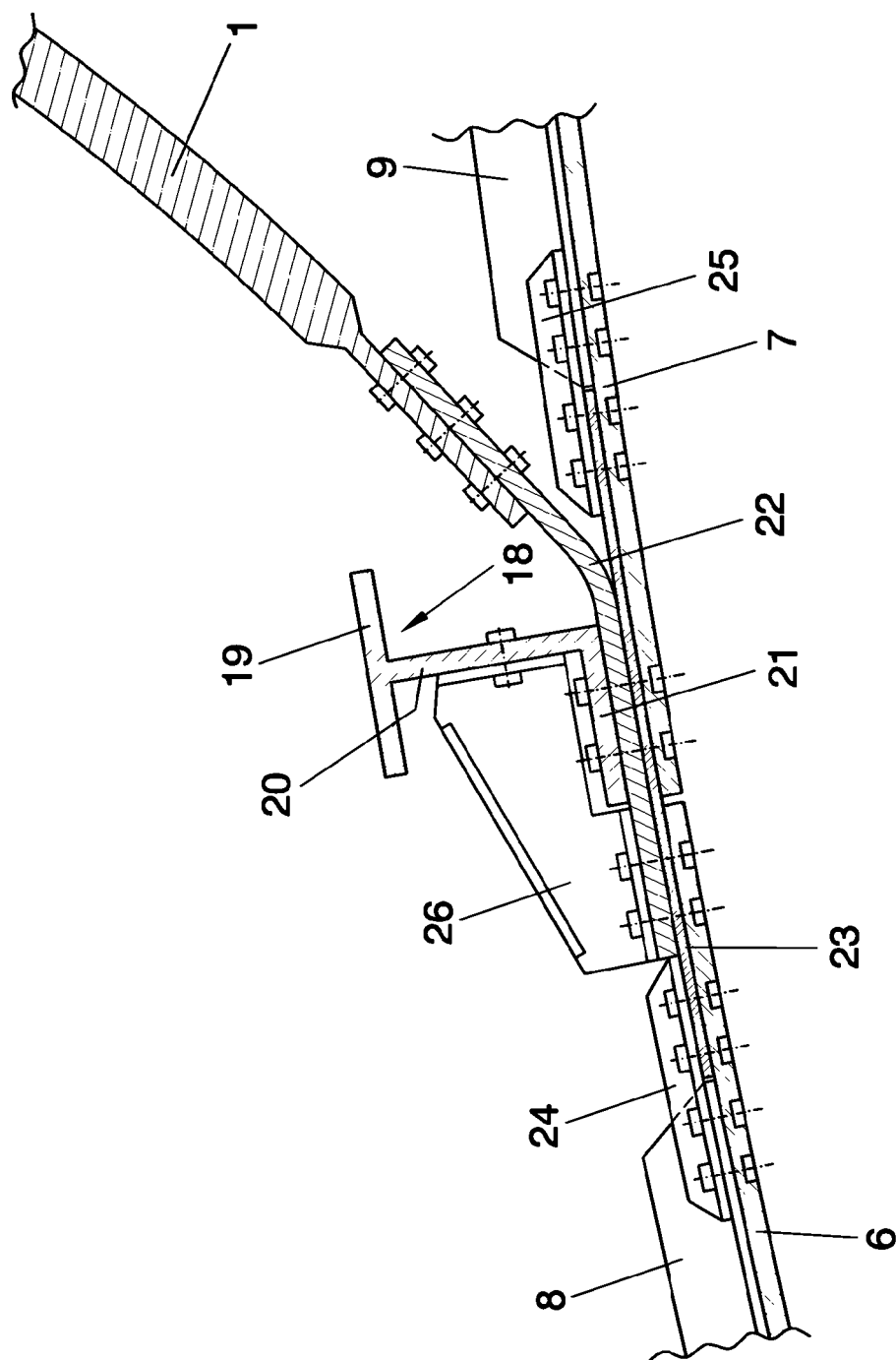


FIG. 3



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

⑪ ES 2 347 122

⑫ Nº de solicitud: 200930018

⑬ Fecha de presentación de la solicitud: 31.03.2009

⑭ Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑮ Int. Cl.: Ver hoja adicional

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	⑯ Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
A	ES 2180206 T3 (FISCHER ADV COMPONENTS GMBH) 01.02.2003, todo el documento.	1,2,5,6, 8-15
A	CA 2698422 A1 (AIRBUS OPERATIONS GMBH) 26.03.2009, páginas 5-7; figuras 1,2.	1-4,6,8-15
A	WO 0104001 A2 (BOEING CO) 18.01.2001, página 4, línea 26 - página 6, línea 2; figuras 1-5.	1-6
A	WO 2008065214 A1 (AIRBUS ESPANA SL; GARCIA LAJA AGUSTIN; CRUZ DOMINGUEZ) 05.06.2008, página 3, línea 25 - página 6, línea 4; figuras 3-6.	1,2,6-9
A	ES 2061866 T3 (DORNIER LUFTFAHRT) 16.12.1994, columna 3, línea 20 - columna 4, línea 63; figuras 1,5.	1,2,6,9

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

08.10.2010

Examinador

A. Hoces Diez

Página

1/4

CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD

B64C 1/10 (2006.01)

B29C 70/30 (2006.01)

B29C 70/48 (2006.01)

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

B64C, B29C

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: 08.10.2010

Declaración

Novedad (Art. 6.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones	1-15	SÍ
	Reivindicaciones		NO
Actividad inventiva (Art. 8.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones	1-15	SÍ
	Reivindicaciones		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 ha sido publicada.

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 Publicación o Identificación	Fecha Publicación
D01	ES 2180206 T3	01-02-2003
D02	CA 2698422 A1	26-03-2009
D03	WO 2008065214 A1	05-06-2008
D04	WO 0104001 A2	18-01-2001
D05	ES 2061866 T3	16-12-1994

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

El objeto de la invención es un sistema de ensamblaje del mamparo de presión de una aeronave.

El documento D01, que puede considerarse el estado de la técnica más cercano al objeto técnico de la reivindicación 1 y al que pertenecen las referencias numéricas que siguen, divulga un sistema de ensamblaje del mamparo de presión de una aeronave que tiene un anillo de mamparo (13) que se extiende con simetría cilíndrica según el contorno del fuselaje, teniendo la sección de simetría una forma de L, con una porción anterior y una porción posterior, la porción posterior inclinada hacia arriba y hacia atrás y conectándose al mamparo de presión (4); una cuaderna simple (17) que se extiende con simetría cilíndrica según el contorno del fuselaje, teniendo la sección de simetría un ala superior, un alma y un ala inferior; el ala inferior de la cuaderna simple (17) conectándose a la porción anterior del anillo de mamparo (13). Este sistema de ensamblaje a diferencia del descrito en la solicitud no presenta una platabanda extendida que se extienda con simetría cilíndrica según el contorno del fuselaje entre la porción anterior del anillo de mamparo y el revestimiento, ni unos herrajes de tensión acoplados entre dicha platabanda extendida y los larguerillos.

Ni el documento D01 ni ninguno de los otros documentos citados en el informe (D02 a D05), tomados solos o en combinación, revelan las características técnicas definidas en la reivindicación independiente 1. Por lo tanto, los documentos citados sólo reflejan el estado de la técnica y, en consecuencia, la reivindicación 1 es nueva e implica actividad inventiva (Art. 6.1 y 8.1 LP 11/1986).

El resto de las reivindicaciones son dependientes de la reivindicación 1 y, en consecuencia, cumplen igualmente los requisitos de la Ley 11/86 con respecto a la novedad y a la actividad inventiva.