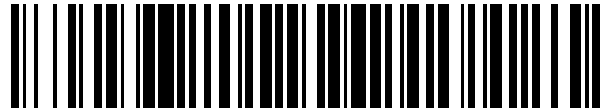


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 523 443**

51 Int. Cl.:

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 1/12 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.05.2009 E 09745872 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **13.08.2014 EP 2301840**

54 Título: **Estructura de aeronave en material compuesto**

30 Prioridad:

16.05.2008 ES 200801426

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

26.11.2014

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**ARÉVALO RODRÍGUEZ, ELENA y
MUÑOZ ROYO, PEDRO LUIS**

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 523 443 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

Estructura de aeronave en material compuesto

Campo de la invención

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

Antecedentes de la invención

10 Es comúnmente conocido que la industria aeronáutica requiere estructuras que por una parte soporten las cargas a las que son sometidas, cumpliendo altas exigencias de resistencia y rigidez, y por otra parte sean lo más ligeras posible. Una consecuencia de este requisito es el uso cada vez más extendido de los materiales compuestos en estructuras primarias ya que, aplicando convenientemente los citados materiales compuestos, se puede conseguir en consecuencia un importante ahorro de peso frente a un diseño en material metálico.

15 Especialmente las estructuras integradas han demostrado ser muy eficientes en este sentido. Se habla de estructura integrada cuando los distintos elementos estructurales están fabricados de una vez. Ésta es otra ventaja del uso de los materiales compuestos debido a que, por su condición de capas independientes que se pueden ir apilando en la forma deseada, ofrecen la posibilidad de integrar más y más la estructura, lo que además provoca a menudo un ahorro de costes - igualmente esencial a la hora de competir en el mercado - al tener menos piezas individuales que ensamblar.

20 La estructura principal de los fuselajes de aeronave se compone de revestimiento, larguerillos y cuadernas. El revestimiento se rigidiza longitudinalmente con larguerillos para disminuir su espesor y ser competitivo en peso, mientras que las cuadernas impiden la inestabilidad general del fuselaje y pueden estar sometidas a introducciones locales de carga. Dentro del fuselaje de una aeronave podemos encontrar otros elementos estructurales, como es el caso de vigas, que sirven de marco a secciones abiertas del fuselaje o bien que sirven para soportar las cargas introducidas por el suelo de la cabina de la citada aeronave.

25 Así, la estructura más utilizada actualmente para un fuselaje consta, por un lado, de un revestimiento con larguerillos integrados, copegados o cocurados y, por otro lado, de cuadernas, pudiendo ser estas cuadernas, a su vez, flotantes o completas, fabricándose aparte y remachándose posteriormente al revestimiento del fuselaje.

El conjunto revestimiento más larguerillos puede fabricarse en un único proceso (denominado *one-shot*), mediante el cual se obtiene el revestimiento, cónico o cilíndrico, junto con los larguerillos de una pieza, o bien dicho conjunto revestimiento más larguerillos puede fabricarse por separado en varios paneles (solución panelizada) que luego se unen mecánicamente.

30 En lo referente a las cuadernas, éstas pueden ser, según la técnica conocida, flotantes o completas. En el caso de las cuadernas completas empleadas en la actualidad, el proceso de fabricación se realiza en numerosos pasos. Las cuadernas se fabrican por separado, en varios tramos, y se unen mecánicamente al revestimiento, tomando la forma de dicho revestimiento al apoyar sobre el mismo. El problema que plantean estas cuadernas completas conocidas es que han de emplearse útiles complicados y caros para conseguir las tolerancias de montaje necesarias para poder unir dichas cuadernas al revestimiento, teniendo en cuenta los requerimientos aerodinámicos y estructurales precisos.

35 Para el caso de cuadernas flotantes, el proceso de fabricación conocido también consta de varios pasos. Las cuadernas se fabrican por separado pero, aparte de los tramos que hagan falta en función de la panelización del revestimiento, la sección transversal constará de dos piezas diferentes: por un lado, de la cuaderna flotante como tal y, por otro lado, del pie (pieza denominada "*babette*" o "*shear tie*") que se une al revestimiento mediante remaches, estando a su vez la propia cuaderna flotante remachada al pie anteriormente citado. Con esta solución, se simplifica la fabricación de la cuaderna flotante debido a que, al no tener que copiar la forma del revestimiento, los útiles empleados son más sencillos, al tiempo que se mejora el problema de las tolerancias de montaje. Sin embargo, esta solución conocida de cuadernas flotantes plantea el inconveniente del aumento del número de piezas y, por tanto, del número de uniones necesarias.

45 En los dos casos conocidos anteriores, cuadernas completas y cuadernas flotantes, hacen falta diferentes estaciones de montaje y gran cantidad de elementos de unión (básicamente remaches), lo cual implica la existencia de penalizaciones en peso, de altos costes de producción y ensamblaje, y de una mayor capacidad logística necesaria.

50 Es por ello que en los últimos años se están dedicando grandes esfuerzos a conseguir un nivel cada vez más alto de integración en la producción de fuselajes en material compuesto, para evitar así los inconvenientes de las soluciones conocidas anteriormente mencionados. El problema que plantea esta integración reside fundamentalmente en originar la suficiente presión en todos los elementos durante el proceso de curado conjunto.

Como resultado de estos esfuerzos, existen varias patentes en las que se describen métodos de fabricación que, con ayuda de útiles especiales de curado, logran integrar algunos de los elementos estructurales típicos, ensamblando los

demás elementos restantes en los siguientes estadios de montaje. Es el caso de las patentes WO2008/025860A1, WO2006001860A2 y US2006231682A1.

Las citadas patentes se centran en el útil para posibilitar la fabricación de la pieza completa (revestimiento de una pieza, larguerillos y pies de cuadernas) en un solo proceso de curado.

5 El documento US 5223067 A describe un método para fabricar una estructura de fuselaje de aeronave con las siguientes etapas. Una pluralidad de miembros en forma de anillo se preparan primero, cada miembro estando dispuesto alrededor de la superficie periférica exterior en posiciones separadas en la dirección circunferencial de la misma con una pluralidad de rebajes. Se proporcionan miembros de placa alargados que tienen partes convexas respectivas correspondientes a los rebajes, para formar larguerillos. Los miembros en forma de anillo se colocan en una
10 disposición espaciada coaxialmente en paralelo, y posteriormente un útil de laminación se inserta en los miembros en forma de anillo dispuestos coaxialmente con una bolsa de silicona interpuesta entre ellos, teniendo la bolsa de silicona un extremo opuesto abierto. Los miembros en forma de anillo se colocan en los rebajes anulares proporcionados en el útil de laminación y en los rebajes anulares formados de manera correspondiente proporcionados en la bolsa. Entonces los larguerillos se colocan en los elementos con forma de anillo con las partes convexas encajadas en los rebajes de los
15 miembros en forma de anillo, de modo que se forma una estructura con los miembros en forma de anillo y los larguerillos. Después la estructura se encaja en un útil de bobinado, y un material preimpregnado reforzado con fibra en forma de cinta se enrolla alrededor de la estructura. Todo el conjunto se somete a procesos de curado y de embolsado. Los útiles y la bolsa se eliminan finalmente.

20 El documento US 6613258 B1 describe un método para fabricar piezas de material compuesto con matriz termoplástica. Se propone un procedimiento para la fabricación de piezas de grandes dimensiones formadas por un revestimiento y rigidizadores, tales como segmentos de fuselaje de aeronave realizados en un material compuesto con una matriz termoplástica. Una vez que los rigidizadores se han fabricado separadamente por apilado, consolidación y conformado, estos rigidizadores se colocan sobre un utillaje y el revestimiento es simultáneamente fabricado y ensamblado a los rigidizadores por soldadura por difusión. Más precisamente, el revestimiento es apilado y consolidado
25 de manera continua por el cabezal de apilado, de tal manera que la pieza requerida se obtiene directamente.

La patente US2006231682A1 parte de la base de apilar individualmente los elementos estructurales básicos y, con los útiles adecuados, curarlos conjuntamente. El problema que plantea este documento es que, al ser necesario realizar el apilado y conformado de muchas piezas, los costes de fabricación son muy elevados, al tiempo que el paso de carga entre los diversos elementos estructurales básicos se produce por la interface pegada, pudiendo existir problemas de
30 despegado en dichas zonas de unión.

La presente invención está orientada a la solución de los inconvenientes planteados anteriormente.

Sumario de la invención

La presente invención queda definida en las reivindicaciones adjuntas.

35 Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la descripción detallada que sigue de una realización ilustrativa de su objeto en relación con las figuras que se acompañan.

Descripción de las figuras

La Figura 1a muestra en esquema el fuselaje de una aeronave con cuadernas completas conocidas.

La Figura 1b muestra un esquema frontal con larguerillos en T del conjunto del fuselaje de una aeronave con cuadernas completas conocidas.

40 La Figura 1d muestra un esquema frontal con larguerillos en omega del conjunto del fuselaje de una aeronave con cuadernas completas conocidas.

Las Figuras 1c y 1e muestran un esquema de sección transversal del conjunto del fuselaje de una aeronave con cuadernas completas conocidas.

La Figura 2a muestra en esquema el fuselaje de una aeronave con cuadernas flotantes conocidas.

45 Las Figuras 2b muestran un esquema frontal con larguerillos en T del conjunto del fuselaje de una aeronave con cuadernas flotantes conocidas.

La Figura 2d muestra un esquema frontal con larguerillos en omega del conjunto del fuselaje de una aeronave con cuadernas flotantes conocidas.

50 La Figura 2c muestra un esquema de sección transversal del conjunto del fuselaje de una aeronave con cuadernas flotantes conocidas.

La Figura 3 muestra el concepto de pies de cuadernas integrados según la presente invención.

Las Figuras 4a y 4b muestran esquemáticamente el fuselaje de una aeronave incluyendo el concepto de pies de cuadernas integrados tanto para larguerillos en omega como en T, respectivamente, según la presente invención.

Las Figuras 5a y 5b muestran la sección A-A' de las Figuras 4a y 4b para un fuselaje tanto con larguerillos en omega como en T, respectivamente, según la presente invención.

- 5 La Figura 6 muestra esquemáticamente el apilado en plano del elemento en forma de U de la invención, incluidos refuerzos, que integra parte del revestimiento del fuselaje de una aeronave y dos mitades en L que, al unirse con las mitades en L de los elementos en forma de U adyacentes, forman un pie de cuaderna integrado en T.

La Figura 7 muestra esquemáticamente el doblado de los elementos en forma de U integrados según la presente invención.

- 10 Las Figuras 8a y 8b muestran la unión de dos elementos en U según el concepto de pie de cuaderna integrado, tanto para larguerillos en omega como en T, respectivamente, según la presente invención.

La Figura 9 muestra la sección B-B' de las Figuras 8a y 8b, indicando la posición de los rowings en la unión de los elementos en U que forman los pies de cuaderna integrados de la presente invención.

Descripción detallada de la invención

- 15 Las estructuras de fuselaje de aeronave que emplean cuadernas completas conocidas comprenden cuadernas 36, que comprenden a su vez un alma 35, unos pies de cuaderna 32, larguerillos 31 y un revestimiento 33, estando los citados pies 32 remachados al revestimiento 33. Los detalles de esta configuración pueden observarse en las Figuras 1a-1e.

- 20 Por otro lado, las estructuras de fuselaje de aeronave que emplean cuadernas flotantes conocidas comprenden, a nivel de cuaderna, dos piezas diferentes, una cuaderna flotante 46 como tal y un pie 42. Además, comprenden un revestimiento 43 al cual están unidos mediante remaches los pies 42, y unos larguerillos 41 a los que también se unen los pies 42 anteriores. Esta estructura puede observarse en las Figuras 2a-d.

- 25 Así, la presente invención propone una estructura altamente integrada de fuselaje de aeronave que comprende un revestimiento base 3, rigidizadores longitudinales o larguerillos 1 y elementos en forma de U 15, de manera que la estructura integrada obtenida es más eficaz en cuanto a resistencia, rigidez y bajo peso. Además, una configuración tan integrada supone un ahorro en costes de fabricación y de montaje.

El fuselaje objeto de la presente invención comprende un revestimiento base 3, que se caracteriza por soportar cargas transversales y principalmente cortadura en el plano. Para conseguir la suficiente rigidez axial del revestimiento base 3 y estabilizarlo a pandeo, sin aumentar su espesor, se introducen larguerillos 1. Los larguerillos 1 asumen principalmente las cargas longitudinales de la estructura.

- 30 Por otra parte, el fuselaje de la invención comprende asimismo múltiples cuadernas flotantes que han de soportar mayoritariamente las cargas transversales de la estructura, mantener la superficie aerodinámica y evitar la inestabilidad general del fuselaje. Estas cuadernas flotantes irán remachadas a los elementos que conforman los pies de cuaderna de la invención.

Por lo tanto, y desde un punto de vista estructural, el fuselaje objeto de la invención comprende:

- 35
- un revestimiento rigidizado longitudinalmente con larguerillos;
 - cuadernas flotantes, que irán remachadas a los elementos que forman los pies de cuaderna, y
 - pies de cuaderna.

- 40 Además, el proceso de producción propuesto por la invención es una evolución de lo anteriormente descrito. En el momento de apilar las capas de fibra 7, según se desprende de la Figura 6, se van formando individualmente elementos con forma de U 15 según el concepto de pie de cuaderna de la invención, que comprenden una parte 5 y dos secciones en L, 4a+5a y 4b+5b. La parte 5, junto con el revestimiento base 3, integrará el revestimiento completo del fuselaje de una aeronave. Por otra parte, las secciones en L 4a+5a y 4b+5b, del elemento en U 15, al unirse con las secciones en L de los elementos en forma de U 15 adyacentes, formarán un pie de cuaderna integrado estructural en T según la invención. Cada uno de los elementos anteriores asume varias funciones estructurales, obteniéndose al unirlos la configuración completa deseada. En una última etapa se cura todo el conjunto formado por revestimiento base 3, larguerillos 1 y elementos en forma de U 15 en un solo ciclo y se consigue una estructura completamente integrada de fuselaje.

Los laminados de las piezas en forma de U 15 pueden incluir, en caso de ser necesario, refuerzos 6 integrados en las zonas de doblado para conseguir el sobre espesor preciso en los pies de cuaderna integrados en T de la invención.

- 50 Así, la invención consigue ya desde el apilado de capas de fibra 7, la propia integración del conjunto anterior, de tal forma que con los elementos en forma de U se consiguen dos funciones estructurales al mismo tiempo: como pies de

cuaderna y como revestimiento. El apilado de capas de fibra 7 se diseña y optimiza para cumplir esta doble funcionalidad anteriormente descrita. Además, al ir los pies de cuaderna integrados, se consigue solucionar el problema de posibles despegados en las zonas de unión entre pies de cuaderna y revestimiento.

5 El material compuesto empleado en los elementos de la estructura podrá comprender fibras de carbono o de vidrio. La resina será de tipo termoplástico o termoestable (epoxi, bismaleimida, fenólica,...). El material compuesto podrá ser preimpregnados o de fibra seca. El fuselaje podrá estar panelizado (el revestimiento no es un barril completo sino que está formado por varios paneles) o bien estar formado por un barril completo.

Se describen a continuación los pasos detallados de un proceso de fabricación preferido para la producción de un fuselaje completo de aeronave en una sola pieza. El proceso comprende las etapas siguientes:

- 10 a) primeramente se apilan sobre una base plana o con curvatura las capas de material compuesto 7, mediante un procedimiento manual o automático (automated tape layer, fiber placement, etc.), de las que se componen los elementos con forma de U 15: estos apilados pueden comprender también refuerzos 6 tanto en sentido longitudinal como transversal para optimizar en todo momento el apilado, según vaya a formar parte de un panel de revestimiento o de un pie de
- 15 cuaderna;
- b) después se apilan mediante un procedimiento manual o automático (automated tape layer, fiber placement, etc.), las capas de material compuesto de las que se componen los larguerillos 1;
- c) seguidamente, el apilado obtenido en la etapa a) se dobla para conformar las piezas en forma de U 15: este doblado puede realizarse de diferentes maneras, como por ejemplo mediante la
- 20 aplicación de un ciclo de temperatura y vacío que moldea el apilado con la geometría requerida mediante el pertinente útil 11, el cual copia su geometría interior, Figura 7;
- d) después, el apilado obtenido en la etapa b) se dobla para conformar los larguerillos 1;
- e) después, los distintos elementos con forma de U 15 se colocan en el útil de curado junto con los larguerillos 1, Figuras 8a y 8b; es posible que en esta fase sea necesario introducir "rovings" 10
- 25 (tiras de fibra unidireccionales que deben ser del mismo material que el utilizado en los apilados o de un material compatible) para evitar huecos, acumulaciones de resina y asegurar así un cocurado óptimo, Figura 9;
- f) en la siguiente etapa se encinta o apila el revestimiento base 3, ya sea todo el barril de manera continua (one-shot) o dividido en paneles, mediante un procedimiento manual o automático (fiber placement, etc.): el útil para llevar a cabo este procedimiento puede ser cónico, cilíndrico o bien un sector de dicho cono o de dicho cilindro, en función de que se trate de un proceso one-shot
- 30 (sección cilíndrica o cónica) o de una sección panelizada;
- g) en la siguiente etapa se lleva a cabo el curado de la estructura completa mediante la aplicación de un ciclo único de presión y temperatura, con la ayuda del pertinente sistema de utillaje que puede ser tanto interior como exterior a la estructura, permitiendo la adecuada compactación de todas las zonas de la citada estructura, pudiendo la estructura completa estar cocurada (si todas las partes, revestimiento base 3, larguerillos 1 y elementos en U 15 están en fresco), copegada (por ejemplo, si los elementos en U 15 están curados previamente) o encolada secundariamente;
- 35 h) luego las cuadernas flotantes son remachadas a los elementos que forman los pies de cuaderna.
- 40 En el caso de hacer elementos en forma de U 15 curados previamente (copegado), bien siendo el material compuesto un material prepreg o preimpregnado, o de fibra seca, existe en el proceso anterior una etapa más, previa a la etapa e), que es una etapa de curado de los elementos en forma de U 15. Si el material compuesto es fibra seca, se emplearán procesos de Moldeo por Transferencia de Resina (RTM).

45 En las realizaciones que acabamos de describir pueden introducirse aquellas modificaciones comprendidas dentro del alcance definido por las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

- 5 1.- Estructura de fuselaje de aeronave realizada en material compuesto que comprende un revestimiento y larguerillos (1) y una pluralidad de cuadernas flotantes, comprendiendo el revestimiento un revestimiento base (3), la estructura comprende además elementos en forma de U (15) cada uno de los cuales comprende una parte de revestimiento (5) en la base y dos secciones en L (4a+5a y 4b+5b), caracterizada porque la parte de revestimiento (5) junto con el revestimiento base (3) integran el revestimiento completo de la estructura de fuselaje de avión, y las secciones en L (4a+5a y 4b+5b), unidas a las secciones en L de los elementos en forma de U (15) adyacentes, forman pies de cuaderna en forma de T estructurales integrados, de modo que estos elementos en forma de U (15) realizan dos funciones estructurales en la estructura al mismo tiempo, actuando como pies de cuaderna y como revestimiento, proporcionando una estructura integrada de fuselaje, con el revestimiento, larguerillos (1) y los pies de cuaderna, las cuadernas flotantes estando remachadas a los elementos que forman los pies de cuaderna.
- 10 2.- Estructura de fuselaje de aeronave realizada en material compuesto según la reivindicación 1 caracterizada porque las piezas en forma de U (15) comprenden refuerzos (6) para conseguir el sobre espesor preciso en las zonas de doblado de dichos elementos (15).
- 15 3.- Estructura de fuselaje de aeronave realizada en material compuesto según la reivindicación 1 ó 2 caracterizada porque el material compuesto comprende fibras de carbono o de vidrio.
- 4.- Estructura de fuselaje de aeronave realizada en material compuesto según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque la resina del material compuesto es de tipo termoestable o termoplástico.
- 20 5.- Estructura de fuselaje de aeronave realizada en material compuesto según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque el material compuesto es preimpregnado o de fibra seca.
- 6.- Estructura de fuselaje de aeronave realizada en material compuesto según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque el fuselaje está panelizado o formado por un barril completo.
- 25 7.- Procedimiento de fabricación de una estructura de fuselaje de aeronave realizada en material compuesto según la reivindicación 1, caracterizado porque comprende las siguientes etapas:
- a) apilado de capas de material compuesto (7) de las que se componen los elementos con forma de U (15);
 - b) apilado de las capas de material compuesto de las que se componen los larguerillos (1);
 - c) doblado del apilado obtenido en la etapa a) para conformar los elementos en forma de U (15);
 - d) doblado del apilado obtenido en la etapa b) para conformar los larguerillos (1);
 - 30 e) colocación de los elementos en forma de U (15) en el útil de curado junto con los larguerillos (1);
 - f) apilado del revestimiento base (3),
 - g) curado de la estructura formada por los elementos en forma de U (15), los larguerillos (1) y el revestimiento base (3) mediante la aplicación de presión y temperatura, permitiéndose la adecuada compactación de todas las zonas de la citada estructura, y
 - 35 h) remachado de las cuadernas flotantes a los elementos que forman los pies de cuaderna.
- 8.- Procedimiento de fabricación de una estructura de fuselaje de aeronave realizada en material compuesto según la reivindicación 1, caracterizado porque comprende las siguientes etapas:
- a) apilado de capas de material compuesto (7) de las que se componen los elementos con forma de U (15);
 - b) apilado de las capas de material compuesto de las que se componen los larguerillos (1);
 - 40 c) doblado del apilado obtenido en la etapa a) para conformar los elementos en forma de U (15);
 - d) doblado del apilado obtenido en la etapa b) para conformar los larguerillos (1);
 - d2) curado de los elementos en forma de U (15);
 - e) colocación de los elementos en forma de U (15) en el útil de curado junto con los larguerillos (1);
 - f) apilado del revestimiento base (3),
 - 45 g) copegado de la estructura formada por los elementos en forma de U (15) previamente curados, los larguerillos (1) y el revestimiento base (3), y

h) remachado de las cuadernas flotantes a los elementos que forman los pies de cuaderna.

9.- Procedimiento de fabricación de una estructura de fuselaje de aeronave según la reivindicación 7 u 8, caracterizado porque el apilado de las capas de material compuesto (7) en las etapas a) y b) se realiza mediante procedimiento manual o automático.

5 10.- Procedimiento de fabricación de una estructura de fuselaje de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 7 a 9, caracterizado porque los apilados de los elementos en forma de U (15) de la etapa a) comprenden refuerzos (6) tanto en sentido longitudinal como transversal para optimizar dichos apilados.

10 11.- Procedimiento de fabricación de una estructura de fuselaje de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 7 a 10, caracterizado porque, en la etapa c), el doblado de los elementos en forma de U (15) se realiza mediante un ciclo de temperatura y vacío, mediante la utilización de un útil (11).

12.- Procedimiento de fabricación de una estructura de fuselaje de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 7 a 11, caracterizado porque, en la etapa e), se introducen roving (10) para evitar huecos, acumulaciones de resina y asegurar un cocurado óptimo.

15 13.- Procedimiento de fabricación de una estructura de fuselaje de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 7 a 12, caracterizado porque, en la etapa f), se utiliza un útil cónico, cilíndrico o bien un sector, en función de que se trate de un proceso one-shot o de una sección panelizada.

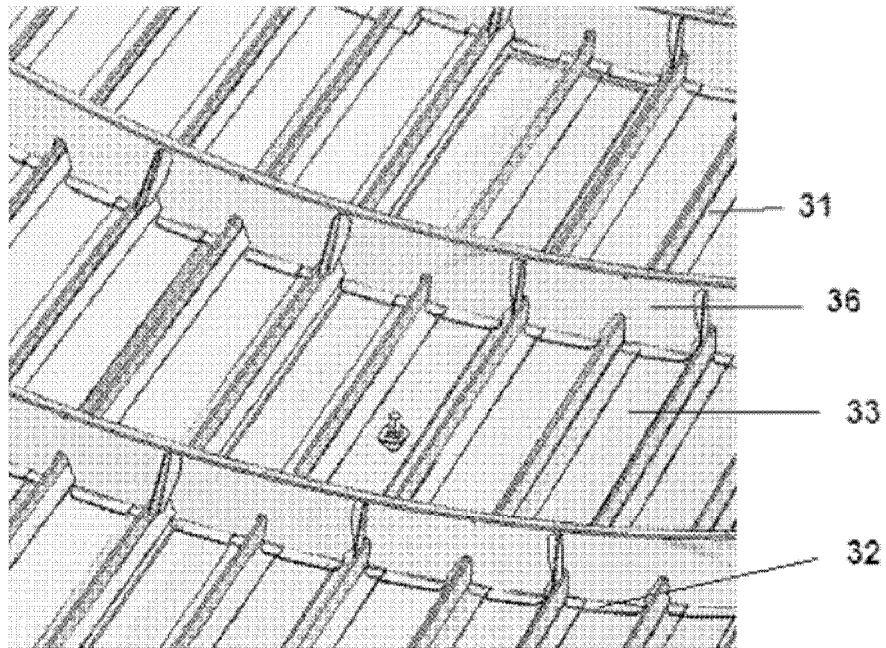


FIG. 1a

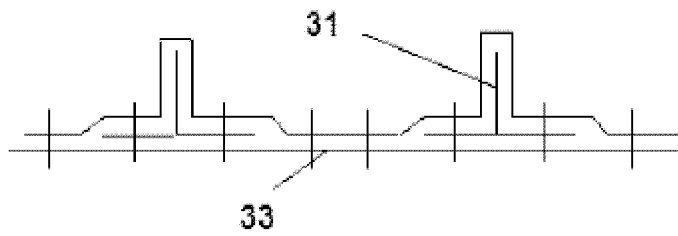


FIG. 1b

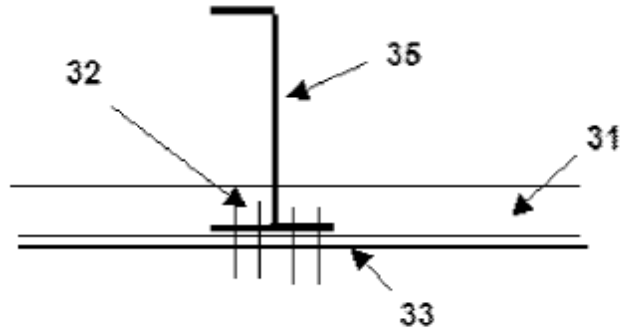


FIG. 1c

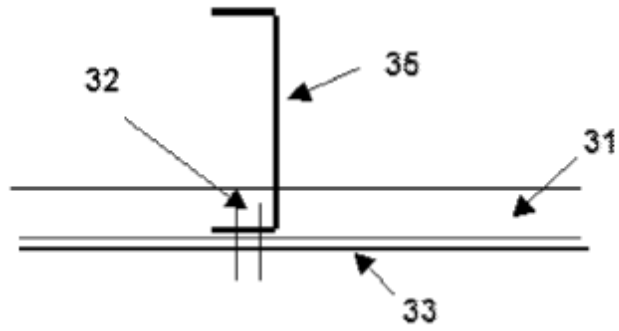


FIG. 1e

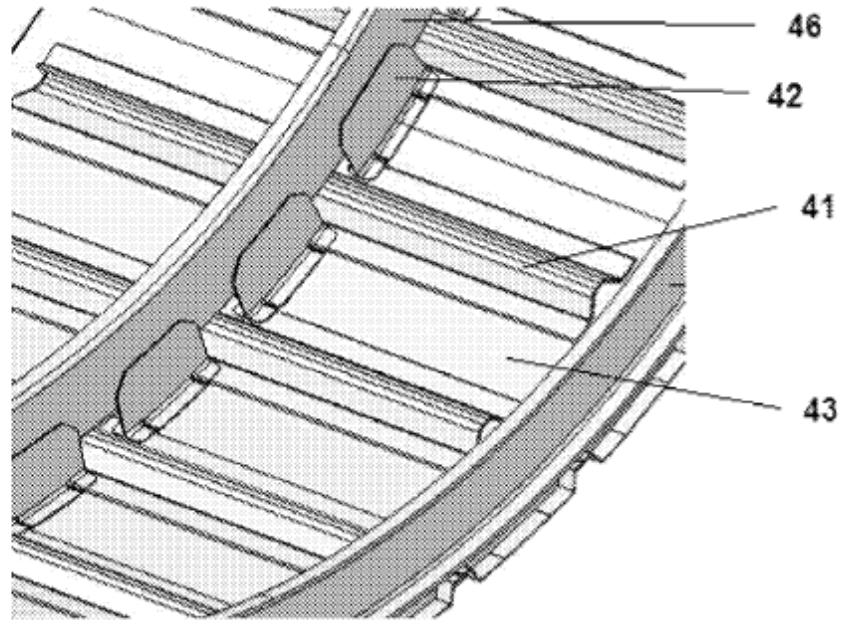


FIG. 2a

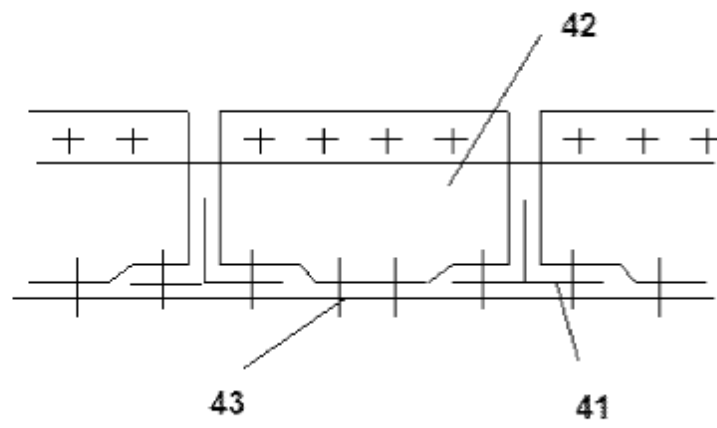


FIG. 2b

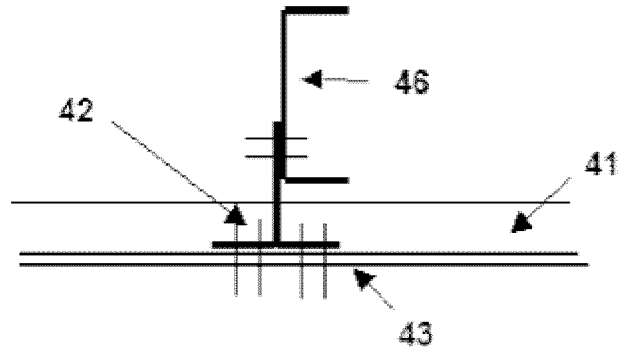


FIG. 2c

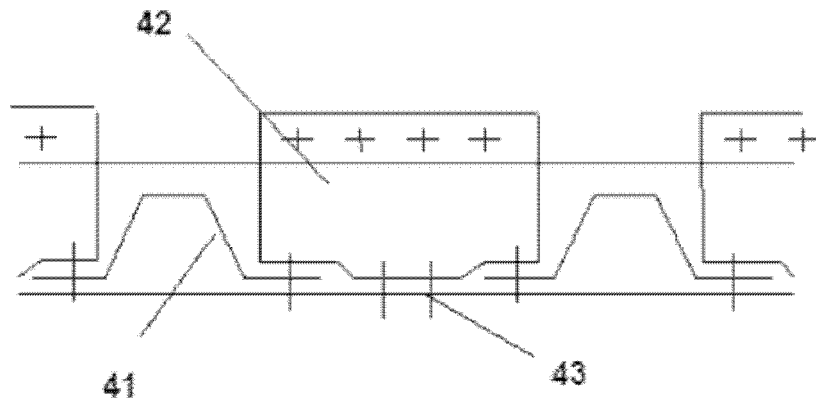
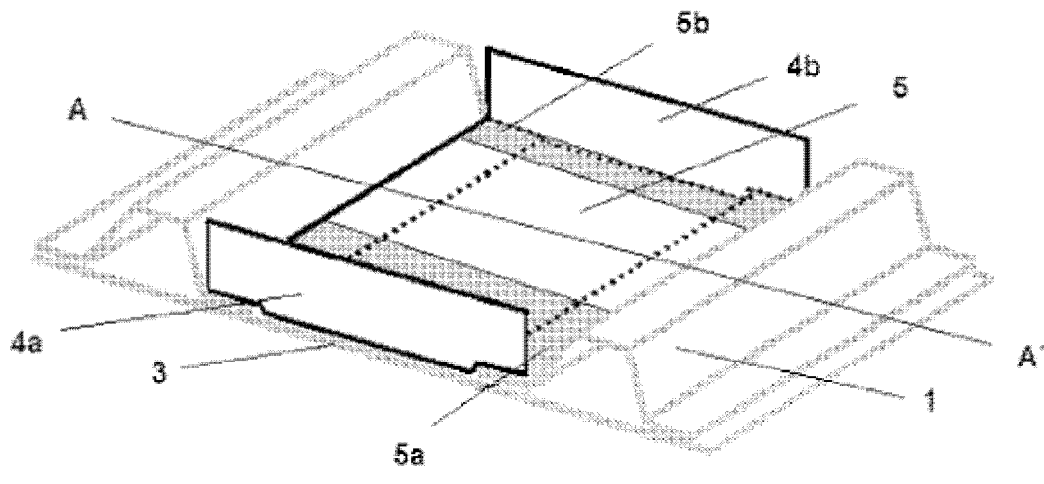
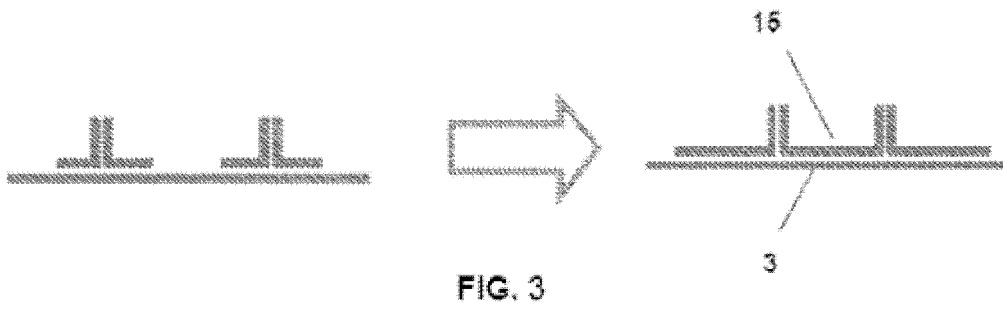


FIG. 2d



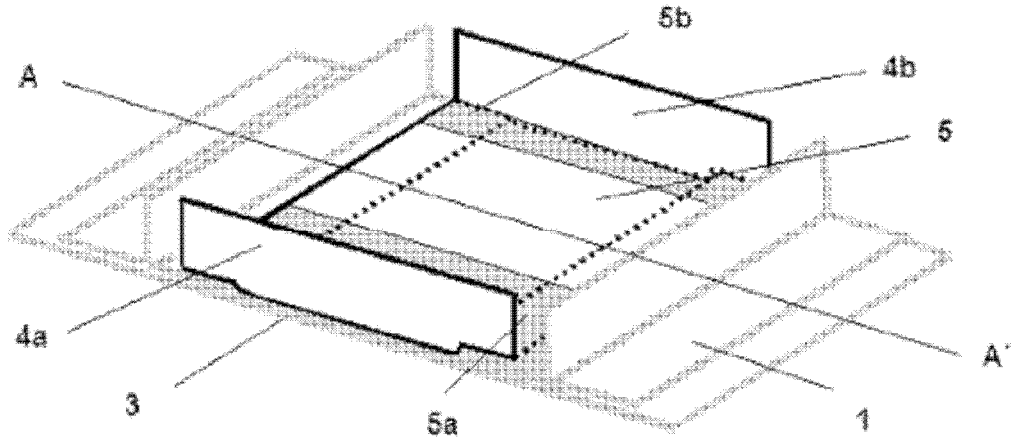


FIG. 4b

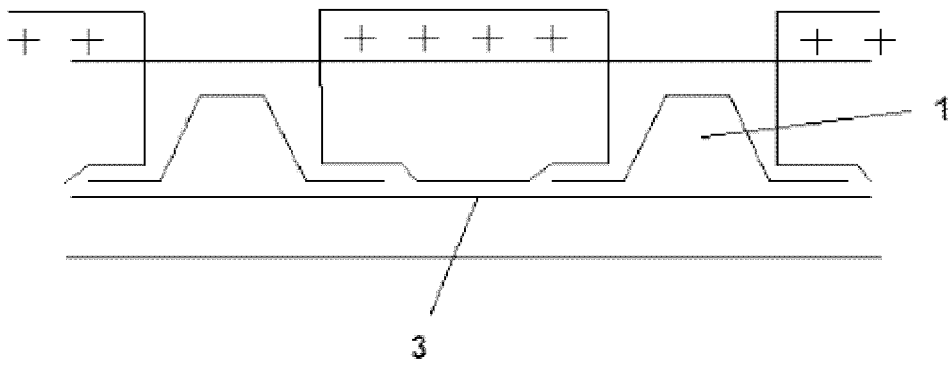


FIG. 5a

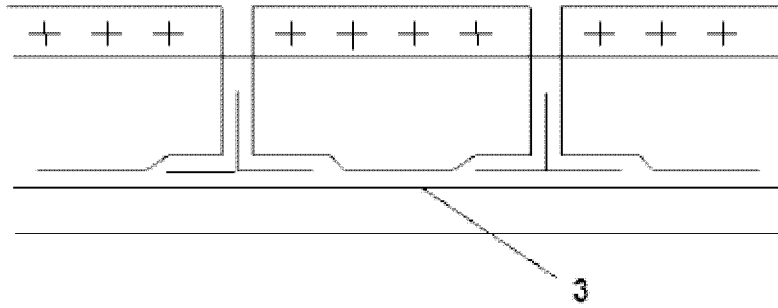


FIG. 5b

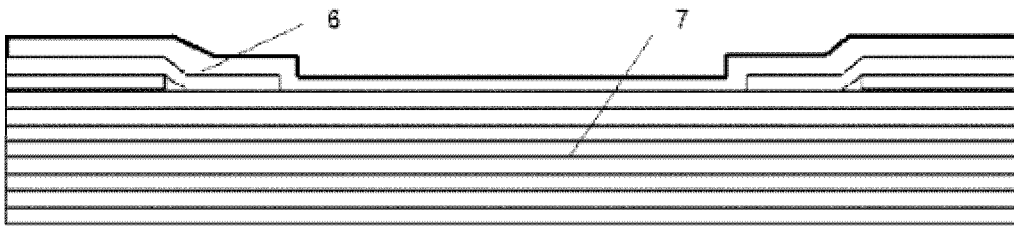


FIG. 6

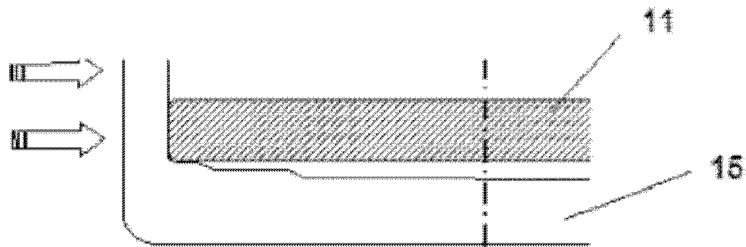


FIG. 7

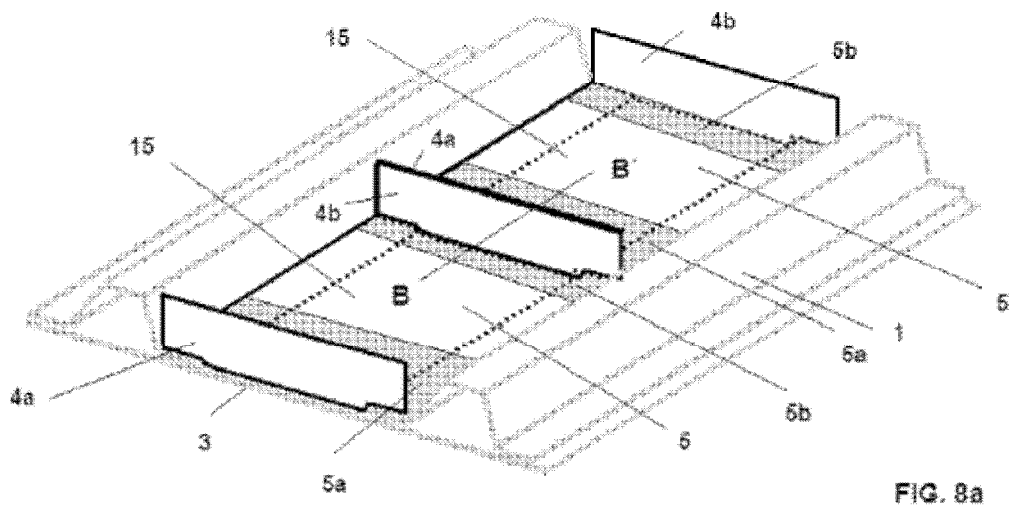


FIG. 8a

