

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 432 567**

51 Int. Cl.:

**B64C 1/00** (2006.01)

**B29C 70/44** (2006.01)

**B29C 33/44** (2006.01)

**B29C 70/54** (2006.01)

**B64C 1/06** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.01.2007 E 07704782 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **24.07.2013 EP 2128017**

54 Título: **Estructura de material compuesto para fuselaje de aeronave y su procedimiento de fabricación**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**04.12.2013**

73 Titular/es:  
**AIRBUS OPERATIONS S.L. (100.0%)**  
**Avda. John Lennon s/n**  
**28906 Getafe, Madrid, ES**

72 Inventor/es:  
**MARTÍNEZ CEREZO, ALBERTO RAMÓN;**  
**MIGUEZ CHARINES, YOLANDA;**  
**JORDÁN CARNICERO, JAVIER y**  
**SÁNCHEZ FERNÁNDEZ, JULIÁN**

74 Agente/Representante:  
**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

**ES 2 432 567 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 material compuesto para fuselaje de aeronave y su procedimiento de fabricación

### Campo de la invención

5 La presente invención se refiere a un estructura cerrada de material compuesto de una sola pieza para fuselaje de aeronave y al procedimiento de fabricación de una estructura tal de acuerdo con las reivindicaciones independientes 1 y 8.

### Antecedentes de la invención

10 Las estructuras empleadas en fuselajes aeronáuticos comprenden un panel exterior, rigidizadores y/o larguerillos interiores. Al ser en la industria aeronáutica el peso un aspecto primordial, las estructuras empleadas en fuselajes aeronáuticos optimizadas se fabrican en materiales compuestos, prevaleciendo así estas estructuras en materiales compuestos sobre las estructuras metálicas más tradicionales.

En el proceso de optimización de este tipo de estructuras se busca reducir el peso al máximo e integrar el mayor número de piezas individuales en piezas mayores para reducir tanto la duración del proceso de fabricación como la manipulación y el montaje de elementos menores.

15 La aplicación de los aspectos anteriores a los fuselajes aeronáuticos lleva a integrar los paneles exteriores con sus rigidizadores en el menor número de operaciones posible. Ejemplos de esto se encuentran en los documentos EP 1151856, donde se montan los rigidizadores previamente curados sobre cada uno de los paneles exteriores, y US 5242523, donde el entramado cruzado de rigidizadores de material compuesto se monta en varias operaciones sobre los paneles exteriores que conforman la estructura.

20 En estos casos los paneles junto con sus rigidizadores se fabrican en varias operaciones sucesivas, siendo además necesario añadir piezas para unir posteriormente dichos paneles entre sí, con juntas que garanticen la estanqueidad entre paneles.

El documento US 2004/0070108 representa la técnica anterior más cercana con respecto al contenido de las reivindicaciones independientes 1 y 8.

25 La presente invención tiene por objeto una estructura de material compuesto para fuselaje de aeronave que resuelva los inconvenientes de la técnica anterior, así como un procedimiento para la fabricación de una estructura tal.

### Sumario de la invención

30 Así, la presente invención proporciona una estructura cerrada en material compuesto para fuselaje de aeronave conformada sobre un útil macho del que puede separarse en una determinada dirección, comprendiendo dicha estructura un único panel exterior y una pluralidad de rigidizadores longitudinales interiores integrados en dicho panel, de tal forma que el coeficiente de dilatación del útil macho es mayor que el coeficiente de dilatación del material compuesto de la estructura, pudiendo así extraerse en una sola operación la estructura ya fabricada, formada por el panel y los rigidizadores interiores integrados.

35 El útil macho comprende un elemento tubular estanco sobre el cual se sitúan una pluralidad de elementos desmontables.

La presente invención propone además un procedimiento para la fabricación de una estructura cerrada tal, que comprende las siguientes etapas:

- a) disponer los rigidizadores sobre el útil macho ;
- 40 b) laminar el material compuesto sobre la superficie formada por el útil macho y los rigidizadores, para formar el panel exterior;
- c) situar un pisador sobre la superficie exterior del material compuesto laminado;
- d) situar el resto de elementos auxiliares necesarios para el curado en autoclave de los materiales compuestos empleados;
- 45 e) curar la estructura cerrada en condiciones de alta temperatura y presión, dentro de un autoclave;
- f) separar la estructura cerrada del útil macho según la dirección apropiada de, y paralela a, la dirección longitudinal de separación.

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

- 5 La Figura 1 muestra una vista en perspectiva de una estructura cerrada en material compuesto para fuselaje de aeronave según la presente invención.
- La Figura 2 muestra una vista seccionada en detalle del panel y de un rigidizador de una estructura cerrada en material compuesto según la presente invención.
- La Figura 3 muestra una sección transversal de una estructura cerrada en material compuesto dispuesta sobre un útil macho, según la presente invención.
- 10 La Figura 4 muestra una vista seccionada en detalle del útil macho que conforma la estructura cerrada en material compuesto según la presente invención.
- La Figura 5 muestra una vista seccionada del proceso de fabricación de una estructura cerrada en material compuesto según la presente invención.
- 15 La Figura 6 muestra una sección transversal de una estructura cerrada en material compuesto dispuesta sobre un útil macho, según la presente invención, tras el proceso de curado.
- La Figura 7 muestra una vista seccionada en detalle del útil macho que conforma la estructura cerrada en material compuesto según la presente invención, tras el proceso de curado.
- La Figura 8 muestra una vista de la extracción del útil macho de la estructura cerrada en material compuesto según la presente invención.
- 20 La Figura 9 muestra una vista de una ejecución del útil macho según una primera realización de la invención.
- La Figura 10 muestra una vista de ejecución del útil macho según una segunda realización de la invención.

### Descripción detallada de la invención

- 25 La presente invención propone una estructura cerrada 1 para fuselaje de aeronave fabricada en material compuesto que comprende un panel exterior 3 y una pluralidad de rigidizadores longitudinales interiores 4 integrados sobre dicho panel 3. Estos rigidizadores 4 tienen forma alveolar, preferiblemente forma de omega ( $\Omega$ ), cada uno de los cuales comprende a su vez unas almas 5, que son las partes del rigidizador 4 separadas del panel 3, y unos pies 6, que son las partes del rigidizador 4 unidas al panel 3.
- La estructura cerrada 1 tendrá preferiblemente forma cilíndrica o troncocónica.
- 30 La figura 9 muestra el útil macho de acuerdo con la invención que comprende un elemento tubular estanco 81 sobre el cual se sitúan una pluralidad de elementos desmontables 82.
- La estructura cerrada 1 en material compuesto se conforma sobre un útil macho 2, estanco, que comprende a su vez un cuerpo 7 y unos cajeados 8, de tal forma que el material del útil macho 2 tiene un coeficiente de dilatación térmica superior al material compuesto que conforma la estructura 1.
- 35 La superficie exterior del útil macho 2 tiene una forma similar a la superficie interior de la estructura cerrada 1, de tal forma que los cajeados 8 del útil macho 2 albergan las almas 5 de los rigidizadores 4.
- La estructura cerrada 1 debe tener una forma que permita su separación del útil macho 2 en una dirección determinada 11, y en sentido 12.
- 40 Tras el proceso de curado, se produce una holgura 10 que permite extraer la estructura 1 conformada del útil macho 2, en la dirección 11, y en el sentido 12. En la Figura 7 puede observarse la holgura 10 producida tras el proceso de curado, manteniéndose la dimensión de la estructura 1 mayor que la dimensión del útil macho 2 tras el proceso de curado (ver Figura 6).
- La presente invención propone además un procedimiento para la fabricación de una estructura cerrada 1 en material compuesto, que comprende las siguientes etapas:
- 45 a) disponer los rigidizadores 4 secuencialmente sobre los cajeados 8 del útil macho 2, de tal forma que las almas 5 de los rigidizadores 4 queden en los cajeados 8 y que los pies 6 queden apoyados sobre la superficie exterior del útil macho 2;
- b) laminar el material compuesto sobre la superficie formada por el útil macho 2 y los rigidizadores 4, para formar el panel exterior 3 de la estructura cerrada 1;

- c) situar un pisador 9 sobre la superficie exterior del panel exterior 3 para dotar de calidad superficial a dicha superficie;
- d) situar el resto de elementos auxiliares 13 necesarios para el curado en autoclave de los materiales compuestos empleados, entre ellos juntas de estanqueidad 17;
- 5 e) curar la estructura cerrada 1 dentro del autoclave en condiciones de alta presión y temperatura, incluyendo este proceso a su vez las siguientes etapas:
  - i. aumento de la temperatura del conjunto formado por el útil macho 2 y el material compuesto de la estructura cerrada 1;
  - ii. dilatación del útil macho 2 y del material compuesto de la estructura cerrada 1;
  - 10 iii. polimerización del material compuesto de la estructura cerrada 1 por efecto de la presión y temperatura;
  - iv. enfriamiento del conjunto formado por la estructura cerrada 1 y el útil macho 2 una vez concluida la polimerización, de tal forma que la estructura cerrada 1 alcanza su geometría definitiva y el útil macho 2 recupera su geometría inicial;
- 15 f) separar la estructura cerrada 1 del útil macho 2 según la dirección 12 apropiada de, y paralela a, la dirección longitudinal de separación 11.
- g)

Tras este proceso se obtiene una estructura cerrada 1 cuya geometría es mayor que la inicial, y que presenta una holgura 10 respecto al útil macho 2 de encintado y curado.

- 20 La estructura cerrada 1 se separa del útil macho 2 paralelamente a la dirección longitudinal 11 de separación, y en el sentido 12, de acuerdo con sus características geométricas y ayudada por la holgura 10 generada en el proceso de curado.

- 25 El diseño de los rigidizadores 4, del revestimiento 3 y del útil 2 será tal que no existan interferencias mecánicas durante el proceso de desmoldeo, considerando además las holguras 10 generadas en el proceso. En caso de producirse interferencias en el proceso de diseño, si dicha interferencia es menor que la holgura local 10 generada en el proceso de curado de la estructura cerrada 1, dicha estructura cerrada 1 también será desmoldeable.

- 30 Según otra realización preferida de la invención, se puede introducir en la estructura cerrada 1 al menos un elemento 14 interior al panel exterior 3, no diseñado de acuerdo a la dirección longitudinal de separación 11. La extracción de la estructura cerrada 1 según la dirección longitudinal de separación 11 se consigue entonces si este elemento interior 14 es de menor dimensión que la holgura 10 generada en el proceso de curado.

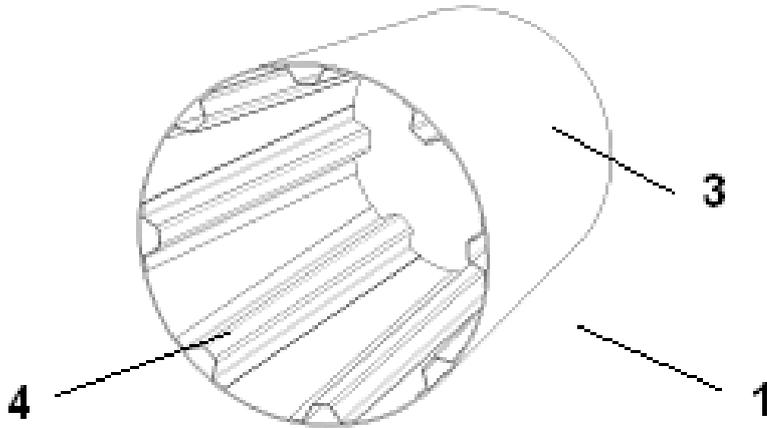
Los pisadores 9 dan a la estructura cerrada 1 la calidad superficial requerida.

Según otra variante de la invención, el útil macho 2 puede estar formado por un elemento tubular estanco 81 sobre el que se sitúan una serie de elementos desmontables 82 que conforman total o parcialmente la superficie interior de la estructura cerrada 1.

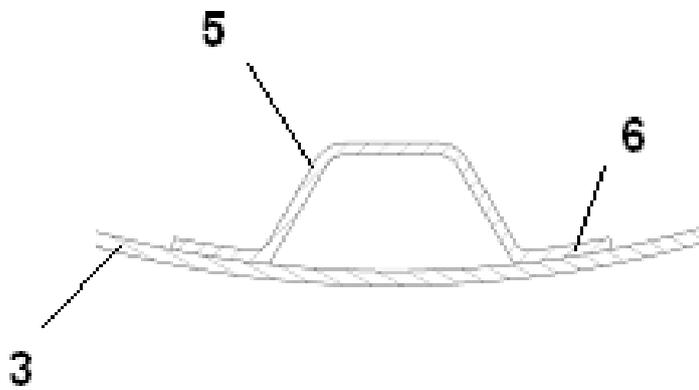
- 35 En las realizaciones preferentes que acabamos de describir pueden introducirse aquellas modificaciones comprendidas dentro del alcance definido por las siguientes reivindicaciones.

**REIVINDICACIONES**

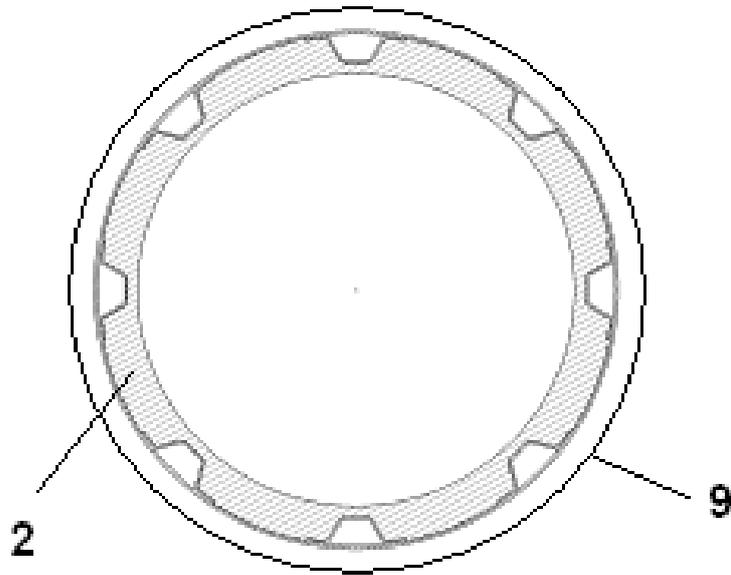
1. Estructura cerrada (1) en material compuesto para fuselaje de aeronave conformada sobre un útil macho (2) comprendiendo dicha estructura (1) un panel exterior (3) y una pluralidad de rigidizadores longitudinales (4) interiores a dicho panel exterior (3), siendo el coeficiente de dilatación del útil macho (2) es mayor que el coeficiente de dilatación del material compuesto de la estructura (1), generándose una holgura (10) en el proceso de curado del material compuesto de la estructura (1) entre el panel exterior (3) y el útil macho (2) que permite separar la estructura (1) del útil macho (2), caracterizada porque el útil macho (2) comprende un elemento tubular estanco (81) sobre el que se sitúan una pluralidad de elementos desmontables (82).  
5
2. Estructura cerrada (1) según la reivindicación 1, caracterizada porque el  
10 panel exterior (3) comprende en su superficie interior al menos un elemento (14) de menor dimensión que la holgura (10) generada en el proceso de curado del material compuesto de la estructura (1).
3. Estructura cerrada (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores  
caracterizada porque los rigidizadores (4) comprenden almas (5) separadas del panel (3) y pies (6) unidos al panel (3).  
15
4. Estructura cerrada (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque los rigidizadores (4) tiene forma alveolar.  
15
5. Estructura cerrada (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque los rigidizadores (4) tienen forma de  $\Omega$ .
6. Estructura cerrada (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque la estructura (1) tiene forma tal como cilíndrica.  
20
7. Estructura cerrada (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque la estructura (1) tiene forma tal como tronco-cónica.
8. Procedimiento para la fabricación de una estructura cerrada (1) en material compuesto para fuselaje de aeronave que comprende las siguientes etapas:  
25
- a) disponer los rigidizadores (4) secuencialmente sobre el útil macho (2);
- b) laminar el material compuesto sobre la superficie formada por el útil macho (2) y los rigidizadores (4), para formar el panel exterior (3) de la estructura cerrada (1);
- c) situar un pisador (9) sobre la superficie exterior del panel exterior (3);
- d) situar el resto de elementos auxiliares (13) necesarios para el curado en autoclave de los materiales compuestos empleados;  
30
- e) curar la estructura cerrada (1) dentro del autoclave en condiciones de alta presión y temperatura;
- f) separar la estructura cerrada (1) del útil macho (2) según una dirección (12) apropiada de, y paralela a, la dirección longitudinal de separación (11).



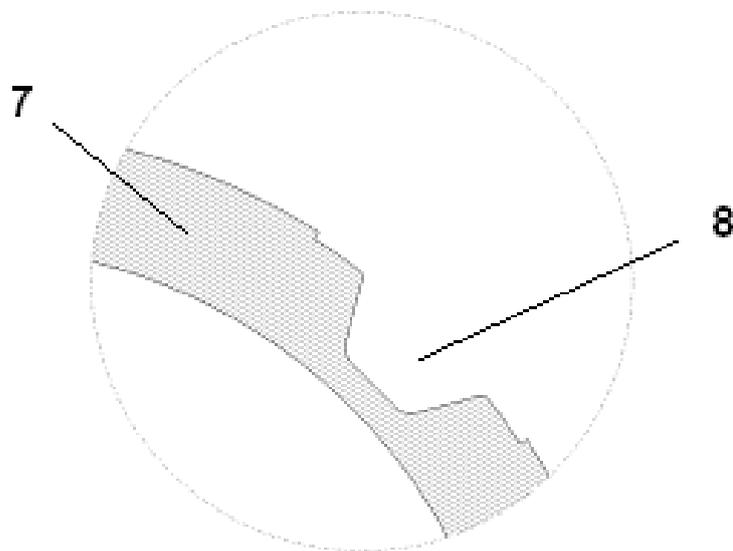
**FIGURA 1**



**FIGURA 2**



**FIGURA 3**



**FIGURA 4**

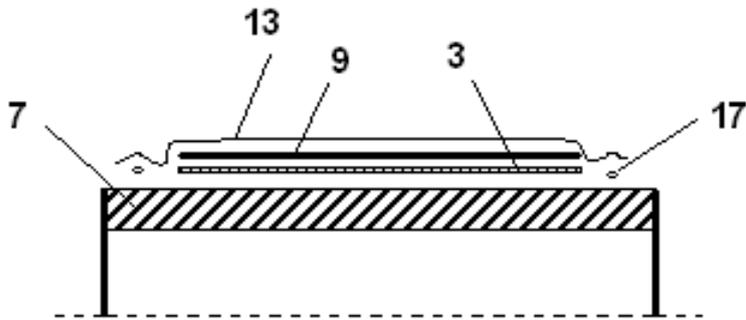


FIGURA 5

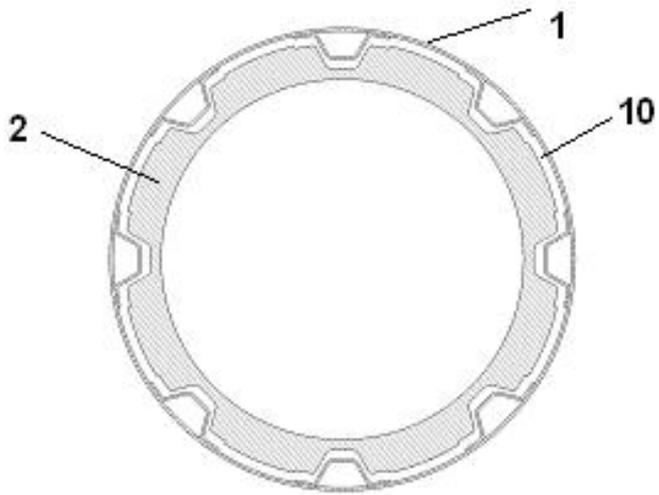


FIGURA 6

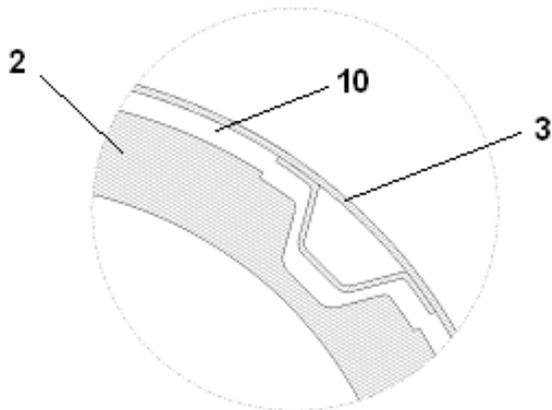


FIGURA 7

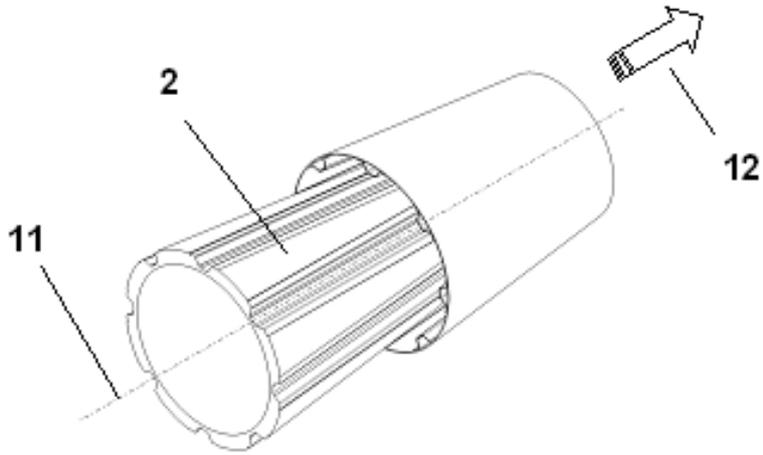


FIGURA 8

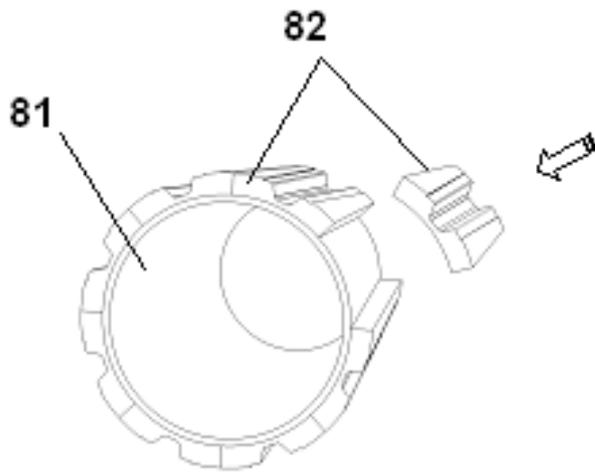


FIGURA 9

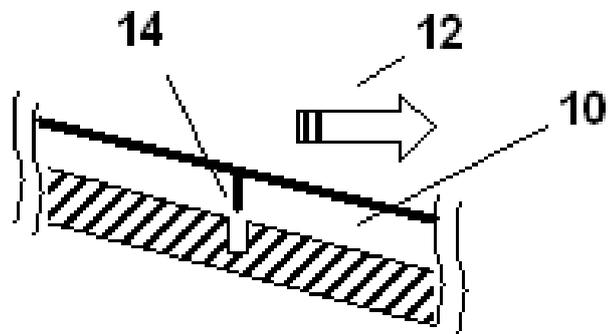


FIGURA 10