

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 707 864**

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: **31.12.2013** **E 13382580 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **24.10.2018** **EP 2889211**

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

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**05.04.2019**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**ARÉVALO RODRÍGUEZ, M ELENA**

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

**ES 2 707 864 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 una aeronave realizada en material compuesto

### Campo de la invención

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

### Antecedentes de la invención

10 Es de conocimiento común que la industria aeronáutica requiere estructuras que, por un lado soporten las cargas a las que están sometidas, cumpliendo los elevados requisitos de resistencia y rigidez, y por otro lado sean lo más ligeras posibles. Una consecuencia de este requisito es el uso cada vez más extenso de materiales compuestos en estructuras primarias, ya que con la aplicación apropiada de dichos materiales compuestos, es posible lograr un importante ahorro de peso en relación con un diseño de material metálico.

15 Las estructuras integradas han demostrado en particular ser muy eficaces a este respecto. Hablamos de una estructura integrada cuando los diferentes elementos estructurales se fabrican en un solo paso. Esta es otra ventaja de la utilización de materiales compuestos debido a su condición de capas independientes que pueden apilarse en la forma deseada, ofreciendo la posibilidad de aumentar la integración de la estructura, que por otra parte a menudo produce un ahorro de costes - igualmente esencial a la hora de competir en el mercado - ya que hay menos piezas individuales para ensamblar.

20 Los fuselajes de aeronaves pueden constituirse por varios paneles, estando estos paneles compuestos por revestimiento, larguerillos y cuadernas. El revestimiento está reforzado longitudinalmente con larguerillos para reducir su espesor y con el fin de ser competitivo en peso, mientras que las cuadernas evitan la inestabilidad general del fuselaje y pueden estar sujetas a cargas locales. Dentro de un fuselaje de aeronave podemos encontrar otros elementos estructurales, tales como vigas, que sirven como cuadernas para secciones abiertas del fuselaje o sirven como apoyo de las cargas introducidas por el suelo de la cabina de dicha aeronave.

25 Hasta el momento, los paneles de fuselajes de aeronaves se fabrican por separado. De un lado, el revestimiento reforzado con larguerillos está fabricado como una sola pieza mediante el uso de ATL y técnicas de FP y un ciclo de curado en autoclave. Por el otro lado, las cuadernas de contorno de CFRP se fabrican por separado en RTM (Resin Transfer Moulding) mediante el uso de dos pre-formas principales (una en forma de C + otra en L como larguerillo). Una de las funciones de este larguerillo en L es el de reforzar el área del hueco de la cuaderna (es decir, los rebajes para el paso de los larguerillos), que es una de las áreas más débiles de la cuaderna.

30 Una vez que se fabrican las cuadernas, se ensamblan al revestimiento reforzado con larguerillos por medio de uniones mecánicas, tales como remaches. Esto implica procesos de fabricación y montaje que son relativamente costosos.

35 En los últimos años mucho esfuerzo se ha dedicado a la consecución de un nivel cada vez mayor de la integración en la producción de estructuras de aeronave en material compuesto, a fin de evitar las desventajas antes mencionadas.

40 El documento US 2012/0034416 A1, que hace referencia a una cuaderna y un método para producir una cuaderna de este tipo, describe una cuaderna para reforzar el casco de una nave, especialmente de una aeronave, que comprende al menos un elemento de cuaderna con forma acorde con la curvatura del fuselaje y que tiene rebajes en el lado orientado hacia el fuselaje para el paso de las vigas longitudinales de la nave, teniendo dicho elemento de cuaderna además una pestaña en el lado del fuselaje, estando dicha pestaña dispuesta en una región de al menos uno de dichos rebajes y que se extiende a lo largo de un contorno de dicho rebaje, estando cada elemento de cuaderna formado integralmente a partir de un material compuesto de plástico reforzado con fibra y estando los rebajes diseñados como recortes integrales de cada elemento de cuaderna.

5 El documento US 5242523 A describe un método para formar y curar una estructura intrincada de larguerillos y marcos de material compuesto entrecruzados que están unidos a un panel de revestimiento. Una estructura construida de acuerdo con esta invención sería adecuada para uso como una parte de un fuselaje de avión, un casco de barco, o similares. El método se practica preferiblemente aplicando larguerillos de material compuesto no curado a un panel de láminas de material compuesto no curado. A continuación, se colocan las cuadernas curadas transversalmente sobre los larguerillos. Las cuadernas tienen aberturas en los puntos de intersección con los larguerillos, lo que permite que las cuadernas entren en contacto directo con el revestimiento en la mayor parte de su longitud. Durante el proceso de conformado y curado, los larguerillos se cubren con una pluralidad de membranas, y todo el ensamblaje de los paneles de revestimiento, larguerillos, cuadernas y pétalos se somete a un proceso de embolsado y curado al vacío. Las membranas sirven para mantener la forma de la pieza y para controlar el flujo de resina dentro de los larguerillos a medida que se curan. Además, probablemente eliminan la necesidad de materiales protectores intermedios entre la bolsa de vacío y los larguerillos.

El ángulo utilizado actualmente entre las almas de los larguerillos en forma de omega y el revestimiento (aproximadamente 50°) hace que sea difícil para la fabricación de cuadernas con una pestaña continua.

15 Además de eso, existen ciertas limitaciones sobre el ángulo utilizado actualmente para los larguerillos en forma de omega. Este ángulo no puede ser inferior a un valor, con el fin de estar seguro de que la distancia  $x$  entre los pies de un mismo larguerillo en forma de omega es inferior a la distancia  $y$  entre los pies de diferentes larguerillos en forma de omega (distancia entre larguerillos). Además, la distancia  $x$  entre los pies de un mismo larguerillo en forma de omega no puede ser tan grande para evitar problemas de fabricación durante el encintado del revestimiento.

20 La presente invención tiene por objeto resolver los inconvenientes que se han presentado anteriormente.

### Sumario de la invención

El objeto de la invención es obtener una estructura de aeronave de material compuesto que sea más fácil de fabricar.

25 La invención se refiere a una estructura de aeronave de material compuesto, que comprende un revestimiento reforzado longitudinalmente con larguerillos, y cuadernas perpendiculares a los larguerillos, comprendiendo cada larguerillo una cabeza y dos almas, y teniendo cada cuaderna cavidades en su alma para el paso de los larguerillos longitudinales, de modo que se proporciona una pre-forma interna en el espacio existente entre cada larguerillo y el revestimiento, rellenando dicho espacio, teniendo los larguerillos y las pre-formas internas forma de omega, en la que la distancia  $x$  entre los pies de un larguerillo es mayor que la distancia  $y$  entre los pies de larguerillos adyacentes.

30 Fabricando el revestimiento con larguerillos en forma de omega con estas pre-formas internas, el ángulo  $\alpha$  entre las almas de los larguerillos en forma de omega y el revestimiento puede ser reducido, por lo que la distancia  $x$  entre los pies de un larguerillo en forma de omega se puede aumentar, lo que significa que se reduce el número de larguerillos. Esto implica una recurrente reducción de coste con el mismo peso (como hay menos larguerillos, se compensa el peso de las pre-formas). A medida que la pre-forma interna se cura o semicura, el útil actualmente necesario durante el ciclo en autoclave para mantener el radio y la forma interior puede eliminarse, ya que la propia pre-forma interna puede hacer este papel, lo que también implica una reducción de costes.

35 Esta reducción del ángulo, además, hace que la capacidad de adaptación de las cuadernas de contorno a los larguerillos en forma de omega sea más fácil, con el fin de facilitar la integración final.

40 Debido al ángulo reducido de los larguerillos en forma de omega, las pre-formas de la cuaderna pueden fabricarse más fácilmente, evitando cortes en las esquinas y distorsiones o arrugas del laminado del alma.

La invención también se refiere a un método para la fabricación de estructuras de aeronave realizada en material compuesto que comprende las siguientes etapas:

- a) las pre-formas internas se curan o semicurán;
- b) encintado y conformado de los larguerillos sin procesar, incluyendo las pre-formas internas dentro de los larguerillos; siendo los larguerillos y las preformas en forma de omega;
- 5 c) submontaje que comprende el revestimiento y los larguerillos, incluyendo las pre-formas internas en el interior, de modo que la distancia  $x$  entre los pies de un larguerillo es mayor que la distancia  $y$  entre los pies de larguerillos adyacentes;
- d) encintado y conformado de las cuadernas;
- e) las cuadernas se colocan en contacto directo con el submontaje que comprende el revestimiento y los larguerillos;
- f) curado final del conjunto que comprende el revestimiento, los larguerillos y las cuadernas en un solo proceso.
- 10 De esta manera, la estructura puede ser finalmente curada en un solo proceso, que se llama "one shot", y puede obtenerse una estructura sin necesidad de tareas de montaje, tales como remachado. Esta simplificación de montaje implica un ahorro de costes globalmente recurrentes.

Otras características y ventajas de la presente invención quedarán claras a partir de la siguiente descripción detallada de una forma de realización típica de su objeto, haciendo referencia a los dibujos adjuntos.

15 **Descripción de las figuras**

La figura 1 muestra una estructura de aeronave de material compuesto.

La figura 2 muestra una vista frontal de un larguerillo con una pre-forma interna.

La figura 3 muestra una vista de una cuaderna.

20 La figura 4 muestra una sección transversal de la cuaderna de la Figura 3 en un punto donde no hay un rebaje para el paso de un larguerillo (A-A').

La figura 5 muestra una sección transversal de la cuaderna de la figura 3 en un punto donde hay un rebaje para el paso de un larguerillo (B-B').

**Descripción detallada de la invención**

La figura 1 ilustra una estructura de la aeronave 1 hecha de material compuesto.

25 Estas estructuras comprenden en general un revestimiento 2, larguerillos longitudinales 3 y cuadernas transversales 4.

30 La estructura de acuerdo con la invención es una estructura de aeronave 1 hecha de material compuesto, que comprende un revestimiento 2 reforzado longitudinalmente con larguerillos 3, y cuadernas 4 perpendiculares a los larguerillos 3. Cada larguerillo 3 comprende una cabeza 6 y dos almas 7, y cada cuaderna 4 tiene rebajes 10 en su alma 9 para el paso de los larguerillos longitudinales 3.

Como puede verse en la figura 2, hay una pre-forma interna 5 en el espacio libre existente entre cada larguerillo 3 y el revestimiento 2, llenando dicho espacio libre. La figura 2 muestra que la pre-forma interna 5 en el interior de los larguerillos 3 hace que sea posible reducir el ángulo  $\alpha$  entre el alma 7 de los larguerillos y el revestimiento 2 con el fin de facilitar la integración final.

- 5 Además de eso, la existencia de la pre-forma interna 5 permite un contacto más continuo entre el larguerillo 3 y el revestimiento 2, y la transferencia de cargas se mejora: no sólo los pies 8 del larguerillo 3 se unen al revestimiento 2, sino que la pre-forma 5 también se une al revestimiento 2.

La distancia  $x$  entre los pies 8 de un larguerillo 3 es mayor que la distancia  $y$  entre los pies 8 de larguerillos 3 adyacentes.

- 10 En una forma de realización de la invención, los larguerillos 3 y las cuadernas 4 se unen al revestimiento 2 por medio de uniones mecánicas.

En otra forma de realización de la invención, la estructura de la aeronave 1 es una estructura altamente integrada, en la que los larguerillos 3 y las cuadernas 4 no están unidos al revestimiento 2 por medio de uniones mecánicas.

- 15 La figura 3 muestra que cada cuaderna 4 comprende una pestaña inferior 11 que se extiende también a lo largo del contorno de los rebajes 10. La figura 4 muestra una sección transversal de una cuaderna 4 en un punto donde no hay un rebaje 10 para el paso de un larguerillo 3 (sección transversal A-A' en la Fig. 3) y la Fig. 5 muestra una sección transversal de una cuaderna 4 en un punto donde hay un rebaje 10 para el paso de un larguerillo 3 (sección transversal B-B' Fig. 3). En una realización preferida, los larguerillos 3 y las pre-formas internas 5 son en forma de omega.

- 20 En la realización correspondiente a una estructura altamente integrada, el ángulo  $\alpha$  de las almas 7 de los larguerillos en forma de omega 3 con respecto al revestimiento 2 y el ángulo de las almas de las pre-formas internas 5 con respecto al revestimiento 2 es preferiblemente entre los  $35^\circ$  y  $47^\circ$ .

- 25 Además, para mejorar la zona de conexión entre los larguerillos 3 y las cuadernas 4, dos pre-formas, una con forma de C y la otra con sección en Z, pueden ser usadas para hacer las cuadernas 4. Cuando estas dos pre-formas se unen entre sí con una lámina, se obtiene una cuaderna con forma de J 4. La figura 4 muestra una sección transversal de una cuaderna 4, en la que la forma de C y la forma de Z se pueden ver.

- 30 Las cuadernas 4 de las Figs. 4 y 5 son en forma de J. La razón para esta forma es que permite que la cuaderna 4 descansa sobre el revestimiento 2 (Fig. 4) o en la cabeza 6 del larguerillo 3 (Fig. 5) de una manera simétrica. Además de eso, la zona de unión se incrementa, porque hay pestañas 11 en ambos lados de las almas 9 de la cuaderna 4.

El método propuesto por la invención para la fabricación de estructuras de aeronaves 1 hechas de material compuesto de acuerdo con la invención comprende los siguientes pasos:

- a) las pre-formas internas 5 se curan o semicurán;
- 35 b) encintado y conformado de los larguerillos 3 sin procesar, incluyendo las pre-formas internas 5 dentro de los larguerillos 3, siendo los larguerillos 3 y las preformas 5 en forma de omega;
- c) submontaje que comprende el revestimiento 2 y los larguerillos 3, incluyendo las pre-formas internas 5 en el interior, de modo que la distancia  $x$  entre los pies 8 de un larguerillo 3 es mayor que la distancia  $y$  entre los pies 8 de larguerillos 3 adyacentes.
- d) encintado y conformado de las cuadernas 4;

e) las cuadernas 4 se colocan en contacto directo con el subconjunto que comprende el revestimiento 2 y los larguerillos 3;

f) curado final del conjunto que comprende el revestimiento 2, los larguerillos 3 y las cuadernas 4 en un solo proceso.

5 A medida que la pre-forma interna 5 se cura o semicura, los útiles necesarios actualmente durante el ciclo en autoclave para mantener el radio y la forma interior se pueden eliminar, ya que la pre-forma interna 5 en sí puede hacer esta función.

En las realizaciones que acabamos de describir, es posible introducir las modificaciones dentro del alcance definido por las siguientes reivindicaciones.

**REIVINDICACIONES**

- 5 1.- Estructura de una aeronave (1) hecha de material compuesto, que comprende un revestimiento (2) reforzado longitudinalmente con larguerillos (3), y cuadernas (4) perpendiculares a los larguerillos (3), comprendiendo cada larguerillo (3) una cabeza (6), dos almas (7) y dos pies (8), y teniendo cada cuaderna (4) unos rebajes (10) en su alma (9) para el paso de los larguerillos longitudinales (3), de modo que se proporciona una pre-forma interna (5) en el espacio existente entre cada larguerillo (3) y el revestimiento (2), llenando dicho espacio, siendo los larguerillos (3) y las pre-formas internas (5) en forma de omega, caracterizada por que en sección transversal la distancia (x) entre los pies (8) de un larguerillo (3) es mayor que la distancia (y) entre los pies (8) de larguerillos (3) adyacentes.
- 10 2.- Estructura de una aeronave (1) hecha de material compuesto, según la reivindicación 1, caracterizada por que los larguerillos (3) y las cuadernas (4) están unidas al revestimiento (2) por medio de uniones mecánicas.
- 3.- Estructura de una aeronave (1) hecha de material compuesto, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que se trata de una estructura altamente integrada, en la que los larguerillos (3) y las cuadernas (4) no están unidos al revestimiento (2) por medio de uniones mecánicas.
- 15 4.- Estructura de una aeronave (1) hecha de material compuesto, según la reivindicación 3, caracterizada por que el ángulo  $\alpha$  de las almas (7) de los larguerillos en forma de omega (3) y el ángulo de las almas de las pre-formas internas (5) con respecto al revestimiento (2) está entre  $35^\circ$  y  $47^\circ$ .
- 5.- Estructura de una aeronave (1) hecha de material compuesto, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que las cuadernas (4) tienen forma de J.
- 20 6.- Método para la fabricación de estructuras de aeronaves (1) hechas de material compuesto según la reivindicación 1, caracterizado por que comprende los siguientes pasos:
- a) las pre-formas internas (5) son curadas o semicuradas;
- b) encintado y conformado de los larguerillos (3), incluyendo las pre-formas internas (5) dentro de los larguerillos (3), siendo los larguerillos (3) y las preformas (5) en forma de omega;
- 25 c) submontaje que comprende el revestimiento (2) y los larguerillos (3), incluyendo las pre-formas internas (5) en el interior, de modo que la distancia x entre los pies (8) de un larguerillo (3) es mayor que la distancia y entre los pies (8) de larguerillos (3) adyacentes;
- d) encintado y conformado de las cuadernas (4);
- e) las cuadernas (4) se colocan en contacto directo con el subconjunto que comprende el revestimiento (2) y los larguerillos (3);
- 30 f) curado final del conjunto que comprende el revestimiento (2), los larguerillos (3) y las cuadernas (4) en un solo proceso.

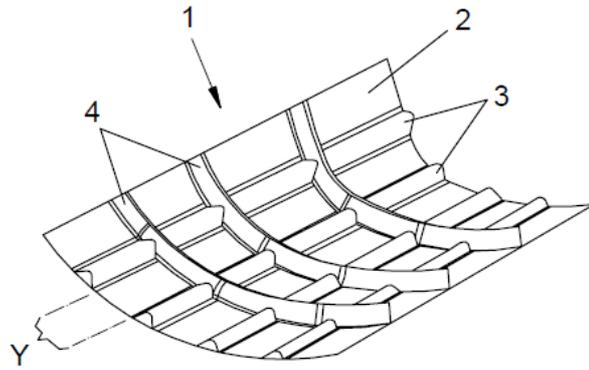


FIG. 1

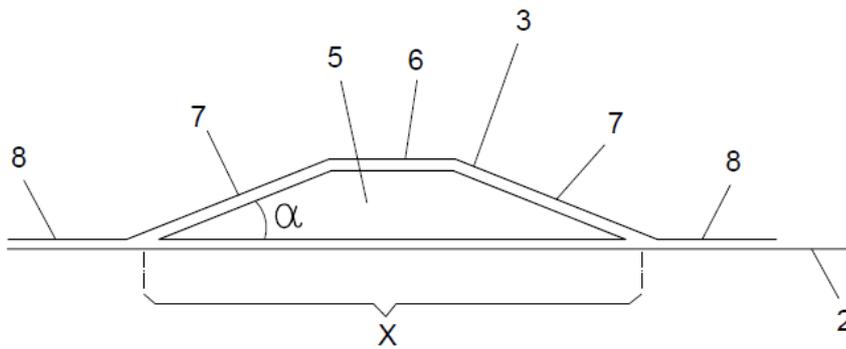


FIG. 2

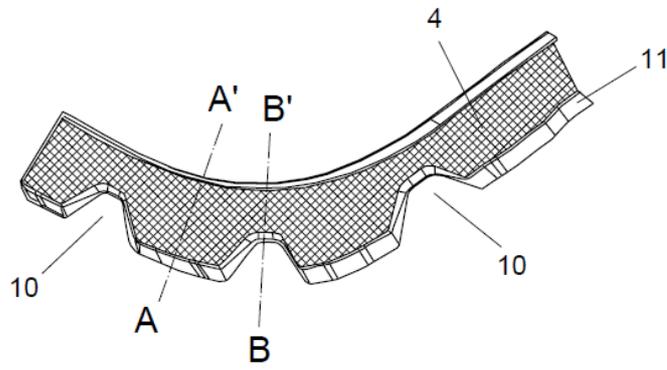


FIG. 3

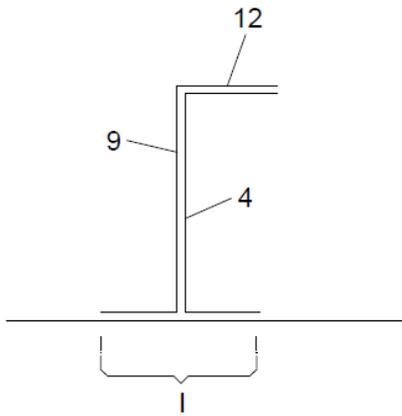


FIG. 4

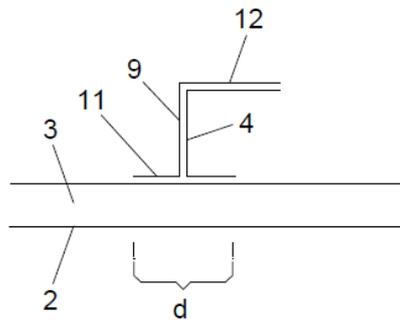


FIG. 5