

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 944 717**

51 Int. Cl.:

B29C 65/02 (2006.01)

B29C 65/48 (2006.01)

B29C 65/50 (2006.01)

B29C 65/00 (2006.01)

B29C 70/08 (2006.01)

B29C 70/84 (2006.01)

B29C 65/06 (2006.01)

B29C 65/08 (2006.01)

B29L 31/30 (2006.01)

B29C 70/38 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **06.06.2019** **E 19382472 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.05.2023** **EP 3747637**

54 Título: **Método para integrar una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
23.06.2023

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

SANCHEZ PEREZ, MELANIA y
CANAS RIOS, MARÍA ALMUDENA

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 944 717 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

Método para integrar una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto

Campo de la invención

- 5 Esta invención se refiere a un método para integrar una primera pieza y una segunda pieza, ambas comprendiendo material compuesto, y es apropiado para ser utilizado en la fabricación de partes estructurales de una aeronave mediante la integración de partes de una aeronave (como cuadernas, costillas, larguerillos, vigas, etc.) con revestimientos de **corazas** o con otras partes de una aeronave.

Antecedentes de la invención

- 10 La fabricación de piezas integradas con materiales termoestables en una aeronave ya es conocida en el estado de la técnica. Mediante procesos de co-curado o co-unión, se pueden integrar larguerillos y/o rigidizadores en un revestimiento, pero las cuadernas o costillas se remachan normalmente.

- 15 En el caso de los materiales termoplásticos, las costillas/cuadernas y los larguerillos pueden integrarse en el revestimiento mediante soldadura, en lugar de remacharlos o fijarlos. Existen varias tecnologías de calentamiento para la soldadura de termoplásticos (inducción, resistiva, ultrasónica, fricción...) pero todas ellas tienen limitaciones para las aplicaciones estructurales aeronáuticas en las que se necesitan resinas como PEKK, PEEK, etc. Hasta el momento no existe un proceso de soldadura industrializado para uniones estructurales con estos materiales.

- 20 Otro proceso de fabricación para integrar piezas termoplásticas con un revestimiento termoplástico o similar es el proceso de consolidación in situ (ISC). En esta tecnología, cada cinta se funde mediante una fuente de calor, se suelda a la capa inferior, se comprime mediante, por ejemplo, un rodillo, y se enfría por debajo de la temperatura de fusión. Si esto se hace correctamente, se puede conseguir una consolidación in situ, lo que significa que no es necesario ningún proceso de consolidación adicional. Uno de los inconvenientes de esta tecnología es la baja velocidad a la que debe extenderse el material para garantizar la consolidación in situ. Sin embargo, en la actualidad este proceso se está desarrollando con el fin de alcanzar una mayor velocidad de proceso que haga que la tecnología sea más adecuada para su aplicación industrial.

- 25 En cuanto a las estructuras híbridas termoplásticas-termoestables, existen varios documentos de patentes que tratan de la unión de componentes compuestos utilizando una película termoplástica de baja temperatura de fusión, como PEI o PES. Esta película se consolida conjuntamente con una pieza termoplástica semicristalina (preimpregnada normalmente) como las que se requieren en aeronáutica (PEEK, PEKK, PPS). A continuación, este componente se une a un laminado fresco de material preimpregnado termoestable (a base de resina epoxi) en un proceso de curado posterior a 180°C. Las entradas de aire se realizan con este proceso.

- 30 El documento US 2017320242 A1 se refiere a un dispositivo para producir una estructura de refuerzo, que comprende una tira reforzada con fibra que tiene un material termoplástico, sobre una superficie de cuerpo moldeado. El dispositivo se caracteriza por que los vectores de dirección de emisión de al menos dos diodos láser de un conjunto de diodos láser están alineados de forma no paralela entre sí y están dirigidos uno hacia el otro en la dirección de una superficie de calentamiento de la tira y/o de la superficie del cuerpo moldeado.

- 35 El documento WO 2017051081 A1 se refiere a un método para producir una pieza reforzada, que comprende el drapeado de fibras continuas unidireccionales sobre una pieza metálica equipada con una capa adhesiva que incluye al menos un primer polímero termoplástico, estando dichas fibras preimpregnadas con al menos un segundo polímero termoplástico; dicho drapeado comprende la colocación automatizada de fibras preimpregnadas sobre la pieza metálica utilizando un rodillo compactador y el calentamiento de las fibras continuas preimpregnadas a drapear y de la capa adhesiva de la pieza metálica a una temperatura al menos mayor o igual que el punto de fusión del segundo polímero, con el fin de soldar las fibras preimpregnadas a la pieza metálica.

- 40 El documento EP 2881238 A1 presenta una estructura híbrida de material compuesto que incluye un componente moldeado de material compuesto termoplástico y un componente laminado de material compuesto termoplástico co-soldados entre sí. El componente moldeado está reforzado con fibras discontinuas, y el componente laminado está reforzado con fibras continuas.

Sumario de la invención

- 45 El objeto de la presente invención es proporcionar un método para integrar una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto, siendo ambas piezas al menos parcialmente termoplásticas, utilizando la tecnología de consolidación in situ (ISC) y otras tecnologías y teniendo una mayor velocidad de proceso.

La invención proporciona un método para integrar una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto, siendo ambas piezas al menos parcialmente termoplásticas, que comprende los siguientes pasos:

- proporcionar la primera pieza,
- colocar la primera pieza en una herramienta,
- aplicar un proceso de consolidación in situ, de forma que las capas de integración de material termoplástico se coloquen sobre las capas termoplásticas de la primera pieza y se obtenga la integración de la primera pieza con las capas de integración, siendo las capas de integración las primeras capas de la segunda pieza, en el que el proceso de consolidación in situ aplicado comprende las siguientes subetapas:

- una cinta es fundida por una fuente de calor, y soldada a la capa inferior,
- compresión mediante un rodillo, y
- enfriamiento por debajo de la temperatura de fusión del termoplástico,

- colocación del resto de la segunda pieza, y
- curado del resto de la segunda pieza,

en el que la segunda pieza es una pieza híbrida con capas de integración de material termoplástico y el resto de la segunda pieza es de material termoestable, y las capas de integración y el resto de la segunda pieza se unen mediante elementos de integración antes de la etapa de curado del resto de la segunda pieza.

- El método de la invención permite proporcionar un proceso de fabricación factible y automatizado para piezas estructurales (por ejemplo, de una aeronave) con las siguientes ventajas:

- Reducción del tiempo de montaje.
- Reducción de la fijación maximizando la integración a nivel de fabricación. Por ejemplo, los larguerillos y las cuadernas de las estructuras aeronáuticas pueden integrarse con utillajes más simplificados que los procesos existentes.
- Reducción de las piezas elementales que deben gestionarse en las fases de montaje, maximizando la integración a nivel de fabricación.
- Mejora del impacto medioambiental ampliando el uso de tecnología termoplástica en los aviones (reciclabilidad).
- Proceso automatizado y robusto.

- Herramientas de integración simplificada, ya que la pieza termoplástica actuará como herramienta de curado para el laminado termoestable.

- Integración que garantiza la calidad de la interfaz.
- Fabricación de todas las piezas/revestimientos no con la misma tecnología sino con la óptima (termoplástico, termoestable, metal).

- Otras características y ventajas de la presente invención quedarán claras a partir de la siguiente descripción detallada de las realizaciones ilustrativas de su objeto en relación con las figuras adjuntas.

Breve descripción de los dibujos

La figura 1 muestra una vista parcial de una carcasa de fuselaje de una aeronave de la técnica anterior con cuadernas y larguerillos en el revestimiento de la carcasa de fuselaje.

- La figura 2 muestra una estructura completa termoestable del estado de la técnica de un avión con larguerillos omega co-curados.

La figura 3 muestra esquemáticamente el proceso de consolidación in situ (ISC).

La figura 4 muestra las piezas a integrar con el método de la invención, así como las capas de integración y el elemento de integración.

Descripción detallada de la invención

La figura 4 muestra una primera pieza 1 y una segunda pieza 2, ambas comprendiendo material compuesto, que pueden ser integradas mediante el método de la invención.

Básicamente, el método consiste en el uso de la tecnología de consolidación in situ (ISC) para la integración de una primera pieza 1 que comprende termoplástico, a las primeras capas (en lo sucesivo denominadas "capas de

integración" 3) de una segunda pieza 2 que también comprende termoplástico, y posteriormente utiliza otra tecnología para el resto del espesor de la segunda pieza 2.

El método para integrar una primera pieza 1 y una segunda pieza 2 que comprenden material compuesto de la invención comprende básicamente los siguientes pasos:

- 5 - proporcionar la primera pieza 1,
- colocar la primera pieza 1 en una herramienta,
- aplicar un proceso de consolidación in situ, de forma que las capas de integración 3 de material termoplástico se colocan sobre las capas termoplásticas de la primera pieza 1 y se obtiene la integración de la primera pieza 1 con las capas de integración 3, siendo las capas de integración 3 las primeras capas de la segunda pieza 2,
- 10 - colocación del resto de la segunda pieza 2, y
- curado o consolidación del resto de la segunda pieza 2.

El proceso de consolidación in situ aplicado se muestra esquemáticamente en la figura 3 y comprende las siguientes subetapas:

- fusión de una cinta mediante una fuente de calor, y soldadura a la capa inferior, en una zona de calentamiento,
- 15 - compresión mediante un rodillo, y
- enfriamiento por debajo de la temperatura de fusión del termoplástico, en una zona de enfriamiento.

- 20 En cuanto al material utilizado para la primera pieza 1, puede ser una pieza completamente de material termoplástico. También puede ser una pieza híbrida de material termoplástico y termoestable, o una pieza híbrida de material termoplástico y metal. Las últimas capas de la primera pieza 1 (es decir, las que están en contacto con las capas de integración 3 de la segunda pieza 2) son de material termoplástico.

En cuanto al material utilizado para la segunda pieza 2, se trata de una pieza híbrida con capas de integración 3 de material termoplástico y material termoestable en el resto de la segunda pieza 2. La segunda pieza 2 puede comprender además metal.

- 25 La segunda pieza 2 es una pieza híbrida con capas de integración 3 de material termoplástico y material termoestable en el resto, y las capas de integración 3 y el resto de la segunda pieza 2 se unen si es necesario mediante elementos de integración 4 que se colocarán/aplicarán entre las capas de integración 3 y las capas termoestables antes de la etapa de curado del resto de la segunda pieza 2.

El método es específicamente aplicable para integrar piezas termoplásticas en revestimientos de material termoplástico/termoestable u otras partes de una aeronave.

- 30 Los elementos de integración 4 pueden ser, por ejemplo:
- Unión adhesiva estructural para unir materiales distintos (por ejemplo, termoplásticos a termoestables o metales).
- Combinaciones de sistemas de unión múltiples.
- Preparación de la superficie para evitar o eliminar contaminantes y también para crear sitios químicamente activos que mejoren la unión.

- 35 - Material con temperatura de procesamiento entre las de las capas de integración 3 y la segunda pieza 2.

En cuanto a la primera pieza 1, cuando el método se utiliza en la fabricación de piezas estructurales de una aeronave, puede tratarse de una cuaderna, una costilla, un larguerillo o una viga, por ejemplo. La segunda pieza 2 suele ser el revestimiento de una carcasa de una aeronave, pero también puede tratarse de otras partes, como una cuaderna, una costilla, un larguerillo o una viga, por ejemplo.

- 40 Las capas de integración 3 pueden estar dispuestas en planos, pero también pueden tener formas complejas.

- 45 Centrándonos en la automatización y para asegurar la calidad de la interfaz, las capas termoplásticas de integración 3 pueden colocarse mediante una máquina de colocación automática (APM) y consolidarse al mismo tiempo (proceso ISC). Con este proceso, la primera capa (que estará en contacto con la primera pieza 1 que se va a unir) asegurará la calidad de la interfaz y permitirá la integración de varias piezas complejas en una sola operación. La segunda parte 2 también puede colocarse mediante una máquina de colocación automatizada (ISC para termoplásticos y AFP, "Automated Fibre Placement" o colocación de fibra automatizada, para termoestables), pero también es aplicable cualquier otro proceso (dependiendo del tipo de material termoestable, termoplástico o

metálico). Los elementos de integración 4 actúan como herramienta de curado/consolidación para la segunda parte 2 si se necesita un proceso de segundo paso.

Se supone que las capas de integración 3 son esencialmente primeras capas de la segunda parte 2, pero también podrían formar parte de una primera parte híbrida 1.

- 5 Aunque la presente invención se ha descrito completamente en relación con las realizaciones preferidas, es evidente que pueden introducirse modificaciones dentro del alcance de la misma, sin considerar esto como limitado por estas realizaciones, sino por el contenido de las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1.- Método para integrar una primera pieza (1) y una segunda pieza (2) que comprenden material compuesto, siendo ambas piezas (1, 2) al menos parcialmente piezas termoplásticas, comprendiendo el método los siguientes pasos:

- proporcionar la primera pieza (1),

5 - colocar la primera pieza (1) en una herramienta,

- aplicar un proceso de consolidación in situ, de tal manera que las capas de integración (3) de material termoplástico se colocan sobre las capas termoplásticas de la primera pieza (1) y se obtiene la integración de la primera pieza (1) con las capas de integración (3), siendo las capas de integración (3) las primeras capas de la segunda pieza (2), en donde el proceso de consolidación in situ aplicado comprende las siguientes subetapas:

10 - una cinta es fundida por una fuente de calor, y soldada a la capa inferior,

- compresión mediante un rodillo, y

- enfriamiento por debajo de la temperatura de fusión del termoplástico,

- colocación del resto de la segunda pieza (2), y

- curado o consolidación del resto de la segunda pieza (2),

15 donde la segunda pieza (2) es una pieza híbrida con capas de integración (3) de material termoplástico y el resto de la segunda pieza (2) es de material termoestable, y las capas de integración (3) y el resto de la segunda pieza (2) se unen mediante elementos de integración (4) antes de la etapa de curado del resto de la segunda pieza (2).

2.- Método para integrar una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto, según la reivindicación 1, en el que la segunda pieza comprende adicionalmente metal.

20 3.- Método para integrar una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto, según la reivindicación 1 o 2, en el que los elementos de integración son una unión adhesiva estructural, o una preparación superficial, o un material con temperatura de procesado entre las de las capas de integración y el resto de la segunda pieza, o una combinación de algunos de ellos.

25 4.- Método para integrar una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde la primera pieza es una pieza híbrida de material termoplástico y termoestable.

5.- Método para integrar una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto, según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en el que la primera pieza es una pieza híbrida de material termoplástico y metal.

30 6.- Método de integración de una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que la primera pieza es una cuaderna o una costilla o un larguerillo o una viga o un rigidizador.

35 7.- Método de integración de una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que la segunda pieza es un revestimiento o una cuaderna o una costilla o un larguerillo o una viga.

8.- Método para integrar una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que las capas de integración están dispuestas en planos.

40 9.- Método para integrar una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que las capas de integración de material termoplástico se colocan a través de una máquina de colocación automática y se consolidan al mismo tiempo con el proceso de consolidación in situ.

10. Método para integrar una primera pieza y una segunda pieza que comprenden material compuesto, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el resto de la segunda pieza de material termoplástico se coloca mediante colocación automática de fibras utilizando una máquina de colocación automatizada.

45



FIG. 1



FIG. 2

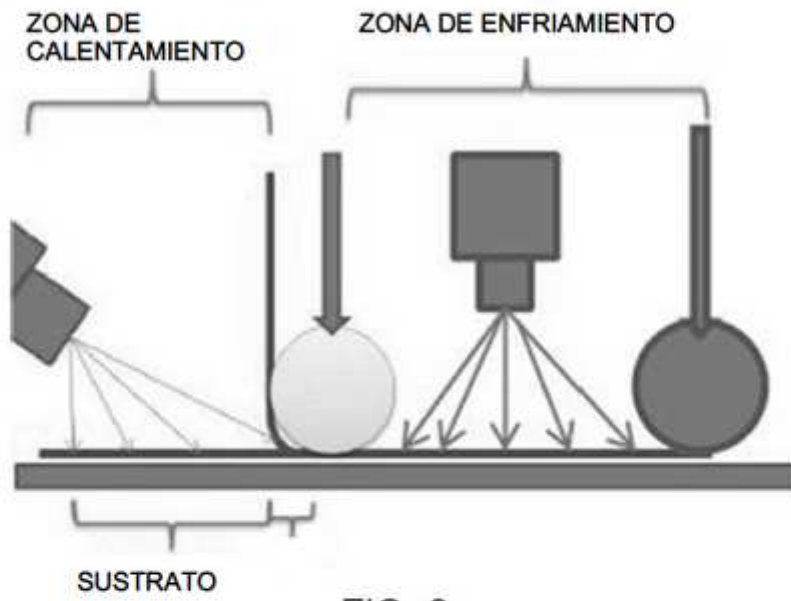


FIG. 3

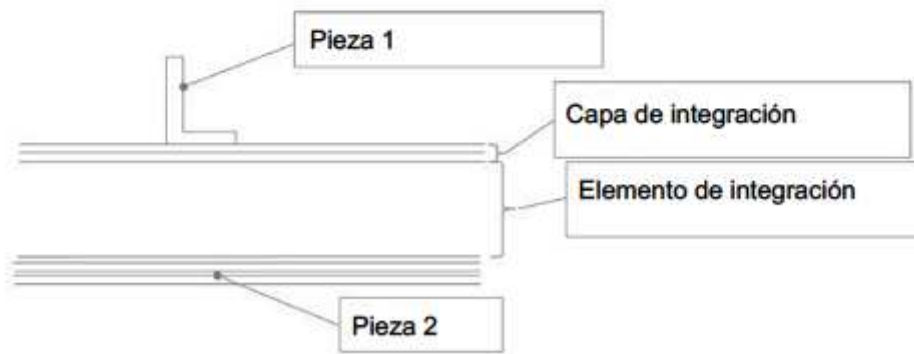


FIG. 4