

(12) SOLICITUD INTERNACIONAL PUBLICADA EN VIRTUD DEL TRATADO DE COOPERACIÓN EN MATERIA DE PATENTES (PCT)

(19) Organización Mundial de la Propiedad
Intelectual
Oficina internacional



(10) Número de Publicación Internacional
WO 2011/154582 A2

(43) Fecha de publicación internacional
15 de diciembre de 2011 (15.12.2011)

(51) Clasificación Internacional de Patentes:
B64C 1/26 (2006.01)

(21) Número de la solicitud internacional:
PCT/ES2011/070414

(22) Fecha de presentación internacional:
9 de junio de 2011 (09.06.2011)

(25) Idioma de presentación: español

(26) Idioma de publicación: español

(30) Datos relativos a la prioridad:
P201030897 10 de junio de 2010 (10.06.2010) ES

(71) Solicitante (para todos los Estados designados salvo US): AIRBUS OPERATIONS S.L. [ES/ES]; Avda. John Lennon, s/n, E-28906 Getafe, Madrid (ES).

(72) Inventores; e

(75) Inventores/Solicitantes (para US solamente):
LATORRE PLAZA, Teresa [ES/ES]; C/ General Lacy 28, 5ºCI, E-28045 Madrid (ES). **INIESTA MENÉNDEZ, José Gregorio** [ES/ES]; C/Villaverde 27, 1ºE, E-28903 Getafe, Madrid (ES). **MORANCHO RODRÍGUEZ, Josep** [ES/ES]; Avda. de España 73, portal 6 Ático D, E-28341 Valdemoro, Madrid (ES). **MENÉNDEZ MARTÍN, José Manuel** [ES/ES]; c/Ventura Rodríguez 6, bloque 5, 2º C, E-28660 Boadilla del Monte, Madrid (ES).

(74) Mandatario: ELZABURU, Alberto de; C/ Miguel Angel, 21, E-28010 Madrid (ES).

(81) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección nacional admisible): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección regional admisible): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europea (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[Continúa en la página siguiente]

(54) Title: PROCEDURE FOR THE MANUFACTURE OF LARGE PARTS OF COMPOSITE MATERIAL CONTROLLING THE THICKNESS OF THE EDGES THEREOF

(54) Título : PROCEDIMIENTO PARA LA FABRICACIÓN DE PIEZAS GRANDES DE MATERIAL COMPUESTO CONTROLANDO EL ESPESOR DE SUS BORDES

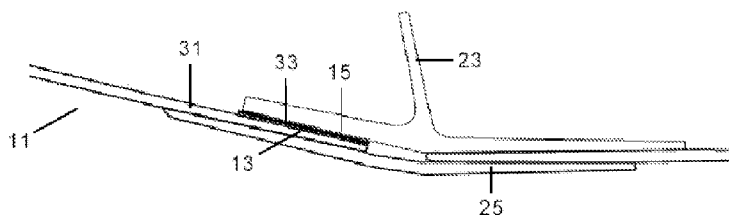


FIG. 2

(57) Abstract: Procedure for the manufacture of large parts of composite material, controlling the thickness of the edges thereof. It relates to the manufacture of a part (11) possessing edge zone (11) in an aeronautical structure through a join with joining plate (23) and backing plate (25) by means of the following stages: a) Definition of interface surface (15) of edge zone (13) to be in contact with joining plate (23); b) Manufacture of first panel (31) possessing the configuration planned for part (11); c) Obtainment of a map of differences between the thickness of first panel (31) and that which it should possess to be coincident with said interface surface (15); d) Manufacture of supplementary panel (33) having a thickness to be coincident with that of said map of differences; e) joining of supplementary panel (33) to first panel (31).

(57) Resumen: Procedimiento para la fabricación de piezas grandes de material compuesto controlando el espesor de sus bordes. Se refiere a la fabricación de una pieza (11) que se integra por una zona de borde (11) en una estructura aeronáutica a través de una junta con una placa de unión (23) y una contraplaca (25) mediante las siguientes etapas: a) Definición de la superficie de interfaz (15)

[Continúa en la página siguiente]

**Publicada:**

- *sin informe de búsqueda internacional, será publicada nuevamente cuando se reciba dicho informe (Regla 48.2(g))*

de la zona de borde (13) para estar en contacto con la placa de unión (23); b) Fabricación de un primer panel (31) con la configuración prevista para la pieza (11); c) Obtención de un mapa de diferencias entre el espesor de primer panel (31) y el que debería tener para coincidir con dicha superficie de interfaz (15); d) Fabricación de un panel suplementario (33) con un espesor coincidente con el de dicho mapa de diferencias; e) Unión del panel suplementario (33) al primer panel (31).

- 1 -

PROCEDIMIENTO PARA LA FABRICACION DE PIEZAS GRANDES DE MATERIAL COMPUESTO CONTROLANDO EL ESPESOR DE SUS BORDES

CAMPO DE LA INVENCION

5

La presente invención se refiere a un procedimiento para la fabricación de piezas grandes de material compuesto controlando el espesor de sus bordes de unión a otras piezas y más particularmente a un procedimiento de fabricación de un revestimiento de un ala de una aeronave controlando el espesor de su borde de unión a un cajón central a través de una placa intermedia.

10

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

15

Como es bien sabido 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 ello es el uso cada vez más extendido de los materiales compuestos, particularmente CFRP (Plástico Reforzado con Fibra de Carbono), en estructuras primarias ya que se puede conseguir un importante ahorro de peso frente a los materiales metálicos.

20

Siguiendo esa tendencia se conocen, por ejemplo, superficies sustentadoras de las aeronaves consistentes en dos cajones de torsión (en los lados izquierdo y derecho) unidos a un cajón central realizados íntegramente con paneles de CFRP utilizando como revestimientos de dichos cajones piezas unitarias, es decir, utilizando cuatro revestimientos completos (dos revestimientos superiores y dos inferiores) para fabricar los cajones de torsión izquierdo y derecho. Como bien se comprende, la integración de ese tipo de piezas plantea diversos problemas debido a su gran tamaño y a la complejidad de su geometría.

25
30

- 2 -

Uno de esos problemas es el control del espesor de aquellas zonas de las piezas que se unen a otras a través de placas intermedias de unión.

La solución de ese problema cuando se utilizaban materiales metálicos era la realización de un mecanizado de las zonas afectadas para lograr los
5 espesores adecuados. Ese mismo enfoque es aplicable a piezas de materiales compuestos, añadiendo, en su caso, telas de sacrificio, pero su coste es muy elevado.

La presente invención está orientada a la solución de ese problema.

10 SUMARIO DE LA INVENCION

Un objeto de la presente invención es proporcionar un procedimiento optimizado en costes para la fabricación de piezas de material compuesto de gran tamaño que permita controlar el espesor de sus bordes de unión a otras
15 piezas.

Otro objeto de la presente invención es proporcionar un procedimiento optimizado en costes para la fabricación de revestimientos inferiores de alas de aeronaves de material compuesto que permita controlar el espesor de su borde de unión a un cajón central a través de una pieza de unión intermedia.

20 Estos y otros objetos se consiguen mediante un procedimiento para la fabricación de una pieza de material compuesto que se integra en una estructura aeronáutica a través de una disposición de junta que comprende una placa de unión y una contraplaca entre las que se ubica una zona de borde de dicha pieza, que comprende las siguientes etapas:

25 a) Se define la superficie de interfaz que debe tener la zona de borde de la pieza para estar en contacto con la placa de unión en dicha disposición de junta.

b) Se fabrica un primer panel con la configuración prevista para la pieza en toda su extensión.

- 3 -

c) Se obtiene un mapa de diferencias entre el espesor del primer panel y el espesor que debería tener en la zona de borde en contacto con la placa de unión para que su superficie superior coincida con dicha superficie de interfaz.

d) Se fabrica un panel suplementario para dicha zona de borde con material compuesto de manera que tenga un espesor coincidente con el de dicho mapa de diferencias.

e) Se une el panel suplementario al primer panel.

En una realización preferente, el material compuesto utilizado para la fabricación de dicho primer panel es CFRP y el material compuesto utilizado para la fabricación de dicho panel suplementario es un material de sacrificio. Se consigue con ello un procedimiento para la fabricación de piezas de material compuesto de gran tamaño que permite controlar el espesor de sus bordes de unión a otras piezas mediante el que se optimiza el coste del material utilizado.

En otra realización preferente, la fabricación del panel suplementario incluye una fase de mecanizado sobre una superficie plana para conseguir que tenga en cada punto el espesor requerido. Se consigue con ello que la operación de mecanizado, que es una operación costosa, se aplique únicamente al panel suplementario, de dimensiones mucho menores a las del primer panel.

En otra realización preferente, la unión entre el panel suplementario y el primer panel se realiza mediante un proceso de pegado secundario. Se consigue con ello un procedimiento para la fabricación de piezas de material compuesto de gran tamaño que permita controlar el espesor de sus bordes de unión a otras piezas que facilita su industrialización.

En otra realización preferente, la placa de unión está realizada con un material metálico y la etapa d) incluye la incorporación de una capa de material compuesto con fibra de vidrio en la superficie del panel suplementario destinada a quedar en contacto con dicha placa de unión. Se consigue con ello un procedimiento para la fabricación de piezas de material compuesto de gran tamaño que permita una fácil incorporación de una capa de fibra de vidrio para evitar la corrosión.

- 4 -

En otra realización preferente, dicha estructura aeronáutica es un ala de una aeronave, dicha pieza es el revestimiento inferior del ala y dicha placa de unión es una placa de unión a un cajón central del fuselaje de la aeronave. Se consigue con ello un procedimiento eficaz para la fabricación de alas de aeronaves con materiales compuestos.

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 le acompañan.

DESCRIPCION DE LAS FIGURAS

La Figura 1 es una vista esquemática de una disposición de unión conocida de los revestimientos inferiores del ala de una aeronave a un cajón central.

La Figura 2 es una vista esquemática parcial en alzado de una disposición de unión de un revestimiento inferior del ala de una aeronave fabricado según el procedimiento objeto de la presente invención al cajón central a través de una placa intermedia en forma de T.

La Figura 3 es una vista en perspectiva de los dos paneles utilizados para fabricar un revestimiento inferior de un ala de una aeronave según el procedimiento objeto de la presente invención y de dicha placa intermedia en forma de T.

DESCRIPCION DETALLADA DE LA INVENCION

La Figura 1 ilustra una estructuración conocida de un ala de una aeronave en la que los revestimientos inferiores 11 del ala se unen a un cajón central 9 del fuselaje de la aeronave mediante unas disposiciones de junta que comprenden unas placas de unión 23 en forma de T conocidas como triiformes y

- 5 -

unas contraplacas 25. Tanto los revestimientos inferiores 11 del ala como los paneles del cajón central 9 están realizados con materiales compuestos, particularmente CFRP (Plástico Reforzado con Fibra de Carbono). Las placas de unión 23 y las contraplacas 25 están realizadas habitualmente con un material metálico aunque también podrían estar realizadas con materiales compuestos.

Como se desprende de dicha Figura 1, el borde de unión 13 del revestimiento 11 con la placa de unión 23 y con la contraplaca 25 debe tener una geometría muy precisa para que la unión mecánica con la placa de unión 23 y con la contraplaca 25 sea eficaz, lo que implica que, si se quiere facilitar el ensamblaje del conjunto del ala de la aeronave, el revestimiento 11 debe llegar a la línea de ensamblaje con su borde de unión 13 debidamente configurado para cumplir los requisitos establecidos de tolerancias.

Para conseguir ese objetivo, el procedimiento objeto de la presente invención comprende las siguientes etapas (ver Figuras 2 y 3):

a) Se define la superficie de interfaz 15 que debe tener el borde de unión 13 del revestimiento 11 para estar en contacto con la placa de unión 23 en dicha disposición de junta. Esa superficie de interfaz 15 es pues una superficie sensiblemente coincidente con la superficie inferior de la placa de unión 23.

b) Se fabrica un primer panel 31 con la configuración prevista para el revestimiento 11 en toda su extensión, es decir sin tener en cuenta los requerimientos específicos de su borde de unión 13. Como puede verse en la Figura 3 ese panel 31 está formado por la piel 15 y una pluralidad de elementos rigidizadores 17. Tal fabricación se realiza utilizando cualquier método conocido en la técnica de la fabricación de paneles de materiales compuestos tal como un método con una primera etapa de encintado de la piel 15 del panel 31 con material preimpregnado utilizando una máquina ATL sobre un molde con la forma de la superficie exterior del revestimiento, por un lado, y de conformación de los elementos rigidizadores 17, por otro lado, y una segunda etapa de curado del conjunto del panel 31 en autoclave.

- 6 -

c) Se obtiene un mapa de diferencias entre el espesor de dicho primer panel 31 y el espesor que debería tener para que su superficie superior coincida con dicha superficie de interfaz 15 en el borde de unión 13. La superficie a controlar se mide mediante un escáner de interferometría láser, consiguiendo así la digitalización del relieve además de la posición relativa respecto al modelo teórico.

d) Se fabrica un panel suplementario 33 (representado con un espesor exagerado en la Figura 2 para facilitar su apreciación) para dicha zona de borde 13 según un modelo teórico obtenido a partir de los resultados obtenidos en la etapa anterior utilizando para ello un programa de diseño asistido por ordenador. Se utiliza un material compuesto de sacrificio (entendiendo por tal un material compuesto que sin tener una función estrictamente resistente es un material apto para unirse al primer panel 31) que, tras la correspondiente etapa de curado, se mecaniza sobre una superficie plana. El panel suplementario 33 tendrá pues un espesor en cada punto coincidente con el requerido para llegar a la posición teórica de la superficie de interfaz 15.

Si la placa de unión 23 es metálica se incluye una primera tela de fibra de vidrio en la base del panel complementario 33 que formará la superficie en contacto con la placa de unión 23 que evitará la corrosión entre ambas superficies.

e) Se une el panel suplementario 33 al primer panel 31 utilizando un material adhesivo.

Una ventaja de la presente invención es que proporciona un procedimiento de fabricación del revestimiento inferior del ala de un aeronave que facilita su industrialización gracias al ahorro en tiempos de máquina de recorte y espacio en planta. Los paneles suplementarios son fabricados en un centro independiente utilizando un dispositivo de dimensiones mucho menores a las de la máquina de recorte, ya que esta necesita abarcar la superficie de toda la pieza.

Otra ventaja de la presente invención es que permite la incorporación directa de la mencionada tela de fibra de vidrio en el caso de utilizar placas de

- 7 -

unión 23 metálicas para evitar la corrosión de manera muy sencilla y sin necesidad de añadir una operación extra después del mecanizado convencional de la superficie.

- En la realización preferente que acabamos de describir pueden
- 5 introducirse aquellas modificaciones comprendidas dentro del alcance definido por las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1.- Procedimiento para la fabricación de una pieza (11) de material compuesto que se integra en una estructura aeronáutica a través de una
5 disposición de junta que comprende una placa de unión (23) y una contraplaca (25) entre las que se ubica una zona de borde (13) de dicha pieza (11), caracterizado porque comprende las siguientes etapas:

a) se define la superficie de interfaz (15) que debe tener la zona de borde (13) de la pieza (11) para estar en contacto con la placa de unión (23) en dicha
10 disposición de junta;

b) se fabrica un primer panel (31) con la configuración prevista para la pieza (11) en toda su extensión;

c) se obtiene un mapa de diferencias entre el espesor del primer panel (31) y el espesor que debería tener en la zona de borde (13) en contacto con la
15 placa de unión (23) para que su superficie superior coincida con dicha superficie de interfaz (15);

d) se fabrica un panel suplementario (33) para dicha zona de borde (13) de manera que tenga un espesor coincidente con el de dicho mapa de diferencias;

20 e) se une el panel suplementario (33) al primer panel (31).

2.- Procedimiento para la fabricación de una pieza (11) de material compuesto según la reivindicación 1, caracterizado porque el material compuesto utilizado para la fabricación de dicho primer panel (31) es CFRP y
25 porque el material utilizado para la fabricación de dicho panel suplementario (33) es un material compuesto de sacrificio.

3.- Procedimiento para la fabricación de una pieza (11) de material compuesto según la reivindicación 2, caracterizado porque la etapa d) incluye
30 una fase de mecanizado sobre una superficie plana.

- 9 -

4.- Procedimiento para la fabricación de una pieza (11) de material compuesto según cualquiera de las reivindicaciones 1-3, caracterizado porque la etapa e) se realiza mediante un proceso de pegado secundario.

5 5.- Procedimiento para la fabricación de una pieza (11) de material compuesto según cualquiera de las reivindicaciones 1-4, caracterizado porque dicha placa de unión (23) está realizada con un material metálico y porque la etapa d) incluye la incorporación de una capa de material compuesto con fibra de vidrio en la superficie del panel suplementario (33) destinada a quedar en
10 contacto con dicha placa de unión (23).

6.- Procedimiento para la fabricación de una pieza (11) de material compuesto según cualquiera de las reivindicaciones 1-5, caracterizado porque dicha estructura aeronáutica es un ala de una aeronave, dicha pieza (11) es el
15 revestimiento inferior del ala y dicha placa de unión (23) es una placa de unión a un cajón central (9) del fuselaje de la aeronave.

1/1

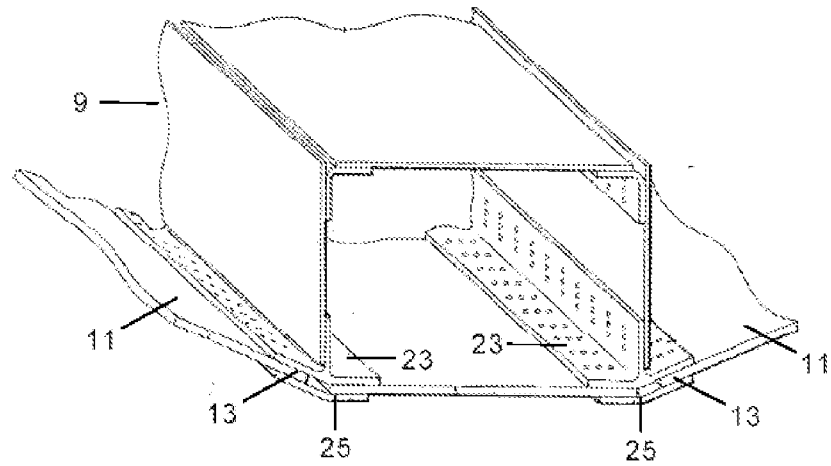


FIG. 1

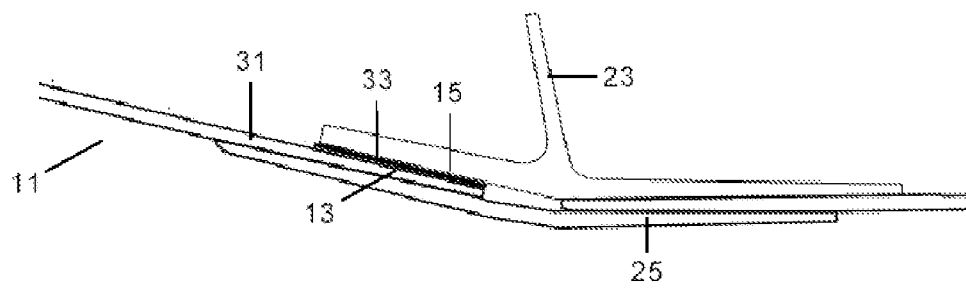


FIG. 2

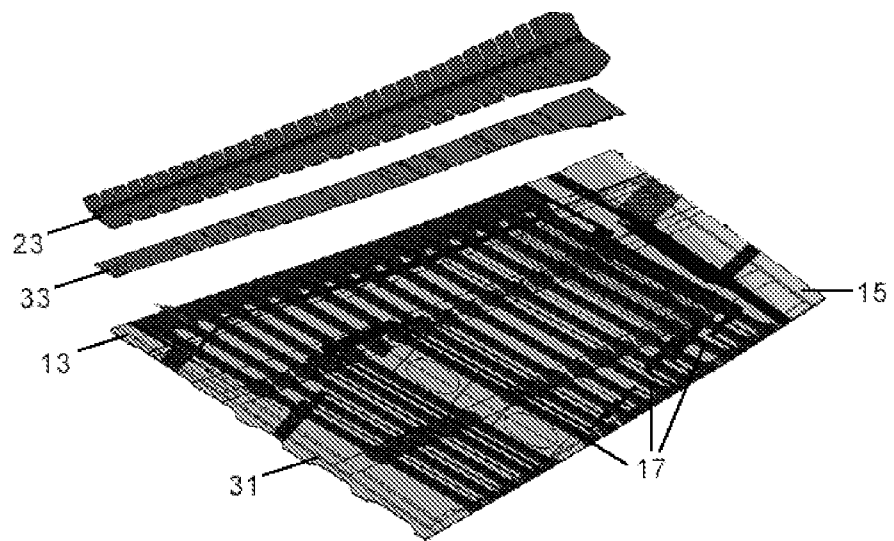


FIG. 3