(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 542 533**

(51) Int. Cl.:
B64C 1/06 (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(96) Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.09.2010** **E 10184158 (3)**

(97) Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.05.2015** **EP 2305559**

(54) Título: **Disposición de unión circunferencial de elementos estructurales con un elemento de acoplamiento realizado en material compuesto**

(30) Prioridad:

30.09.2009 ES 200930765

(45) Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
06.08.2015

(73) Titular/es:

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

(72) Inventor/es:

VERA VILLARES, ENRIQUE;
OUTON HERNANDEZ, IGNACIO JORGE y
PINA LOPEZ, JOSÉ MARÍA

(74) Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 542 533 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

Disposición de unión circunferencial de elementos estructurales con un elemento de acoplamiento realizado en material compuesto

Campo de la invención

La presente invención se refiere a una disposición de unión circunferencial de elementos estructurales con un elemento de acoplamiento realizado en material compuesto y, más particularmente, a una disposición de unión circunferencial de secciones del fuselaje de una aeronave.

Antecedentes de la invención

En la actualidad y particularmente en la industria aeronáutica se utilizan de forma masiva materiales compuestos de matriz orgánica y fibras continuas principalmente basadas en resinas epoxídicas y fibras de carbono en una gran diversidad de elementos estructurales.

Las estructuras aeronáuticas exigen, como es bien conocido, la integración de diversos elementos estructurales. Por ejemplo, los fuselajes requieren la integración del revestimiento con otros elementos estructurales tales como vigas, cuadernas o larguerillos, lo que plantea problemas de diversos tipos.

Un ámbito especialmente problemático lo constituyen las uniones circunferenciales de secciones de revestimientos de fuselajes de aeronave realizados en material compuesto tanto cuando son secciones completas de fuselaje, es decir secciones cerradas en forma de “barril”, como cuando no lo son. En este tipo de casos es conocido utilizar un dispositivo de acoplamiento (“butt strap”) en forma de corona interior que facilita la unión a tope de las secciones de revestimiento.

Los dispositivos de acoplamiento realizados en material compuesto se fabrican habitualmente en piezas separadas como piezas sólidas de sección rectangular. En el documento WO 2009/065587, que se considera el estado de la técnica más próximo, se describe un método para su fabricación, entre otras cuestiones.

También se conocen otro tipo de configuraciones de esos dispositivos de acoplamiento como la descrita en el documento WO 2009/056319 que está formada con una pluralidad de segmentos superpuestos con orificios longitudinales.

En las disposiciones de unión conocidas en las que intervienen dos secciones de revestimiento, el dispositivo de acoplamiento mencionado en forma de piezas separadas de sección rectangular, así como un elemento estructural interior necesario para aportar continuidad a vigas, cuadernas o larguerillos, es necesario utilizar piezas auxiliares lo que implica varios problemas y en particular un mayor espesor de la zona de unión y una superficie no uniforme de la zona de apoyo del elemento estructural interior.

La presente invención está orientada a la solución de esos problemas.

Sumario de la invención

Un objeto de la presente invención es proporcionar una disposición de unión circunferencial de elementos estructurales con un elemento de acoplamiento realizado en material compuesto que minimice el espesor del conjunto en la zona de unión.

Otro objeto de la presente invención es proporcionar una disposición de unión circunferencial de elementos estructurales con un elemento de acoplamiento realizado en material compuesto que proporcione una superficie de apoyo uniforme al elemento estructural interior.

Otro objeto de la presente invención es proporcionar una disposición de unión circunferencial de elementos estructurales con un elemento de acoplamiento realizado en material compuesto optimizada en peso.

Esos y otros objetos se consiguen con una disposición de unión en una estructura aeronáutica que comprende dos secciones de un revestimiento realizado en material compuesto con una superficie exterior y una superficie interior, un elemento de acoplamiento para facilitar la unión de secciones contiguas de revestimiento, con una superficie exterior y una superficie interior, fabricado en material compuesto en una pluralidad de piezas separadas, un elemento estructural interior apoyado en la superficie interior de dicho elemento de acoplamiento y una pluralidad de remaches, en la que los extremos de cada par de piezas contiguas del elemento de acoplamiento están conformados en forma de cuña, apuntando una de ellas al revestimiento y la otra al elemento estructural interior, quedando sus caras inclinadas solapadas en la zona de unión.

Dichos extremos de cada par de piezas contiguas en forma de cuña tienen sus bordes extremos romos de manera que la longitud L2 de la zona de solape de las caras inclinadas es menor que la longitud L1 de la zona de unión de cada par de piezas contiguas. Se consigue con ello un diseño de las cuñas apto para la fabricación de las piezas del elemento de acoplamiento en material compuesto.

En otra realización preferente, la pendiente de dichas caras inclinadas está comprendida en el rango 1/40 – 1/20. Se consigue con ello un diseño de las cuñas que compatibiliza la aptitud para su fabricabilidad en material compuesto con el cumplimiento de los requerimientos derivados de la transmisión de cargas entre ellas.

En otra realización preferente los remaches utilizados en la zona de unión del revestimiento, el elemento de acoplamiento y el elemento estructural interior tienen la misma longitud y el mismo diámetro. Se consigue con ello facilitar la realización de la unión.

En otra realización preferente, en la zona de solape de las caras inclinadas se utiliza una pluralidad de filas de remaches cuyo número viene determinado por la longitud L2 de dicha zona y una distancia predeterminada entre filas de remaches, comprendida entre cuatro y seis veces el diámetro de los remaches. Se consigue con ello una disposición de unión que facilita la transferencia de cargas en la zona de solape.

En otra realización preferente, la disposición de unión se aplica a la unión de secciones cerradas de fuselaje de aeronave en forma de barril. Se consigue con ello una disposición de unión optimizada para la fabricación y montaje de fuselajes de sección cerrada realizados en material compuesto.

Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la descripción detallada que sigue de una realización ilustrativa del objeto de la invención en relación a las figuras adjuntas.

Descripción de las figuras

La Figura 1 es una vista en perspectiva de un fuselaje de una aeronave que ilustra los elementos que intervienen en la disposición de unión a la que se refiere la presente invención.

La Figura 2 es una vista esquemática en sección transversal de una disposición de unión conocida en la técnica.

La Figura 3 es una vista esquemática en sección transversal de una disposición de unión según la presente invención.

La Figura 4 es una vista esquemática en sección transversal de una disposición de unión según la presente invención incluyendo los remaches.

La Figura 5 es una vista en sección transversal que muestra esquemáticamente la estructura del apilado del elemento de acoplamiento que interviene en la disposición de unión según la presente invención.

Descripción detallada de la invención

Describiremos una realización de la invención para el caso de una disposición de unión de dos secciones cerradas 13, 15 del revestimiento 11 del fuselaje de una aeronave realizado en material compuesto, un par de piezas 27, 29 de un elemento de acoplamiento 21 (“butt strap”) en forma de corona realizado en material compuesto y un elemento estructural interior 41. Para la unión de los elementos mencionados se utilizan remaches (no representados salvo en la Figura 4).

Como bien comprenderá el experto en la materia, la invención no está limitada a disposiciones de unión de secciones cerradas de fuselajes de aeronaves sino que también es aplicable a disposiciones de unión de secciones no cerradas de fuselajes de aeronaves así como a cualquier otra disposición de unión de componentes de características similares.

En la técnica conocida, y como se muestra en la Figura 2, se utiliza una pieza auxiliar 39 que causa, entre otros los siguientes problemas:

- El acoplamiento del elemento estructural 41 requiere que éste incluye unas zonas de transición 35 que dejan unos huecos 37 en la unión.

- Hay un mayor espesor a unir en la unión.

- La distancia entre remaches aumenta en dichas zonas de transición 35. - Se aumenta el número de piezas con los consiguientes incrementos de costes de documentación, identificación y producción.

- No queda una superficie uniforme donde apoyar el elemento estructural 41.

La idea básica de la presente invención para solucionar la problemática mencionada es, como se ilustra en las Figuras 3 a 5, un diseño en cuña de los dos extremos contiguos de cada par de piezas 27, 29 del elemento de acoplamiento 21 que permite la realización de una unión solapada entre ambos.

La cuña de la pieza 27 apunta hacia el revestimiento 11 y la cuña de la pieza 29 apunta hacia el elemento estructural interior 41, teniendo en ambos casos extremos romos por razones constructivas, siendo sus respectivas caras 31, 33 paralelas para permitir el solape de las piezas 27, 29. Con esa configuración las cargas del elemento de acoplamiento 21 se van repartiendo de forma gradual en cada una de las filas de remaches 12 y se transmiten de una pieza a la otra.

Siguiendo la Figura 5 puede observarse que las telas del apilado de las piezas 27, 29 del elemento de acoplamiento 21 comprenden unas telas exteriores inferiores y superiores 51, 53 y unas telas interiores 55 que se van perdiendo desde el interior del apilado. Por razones constructivas debe haber al menos dos telas exteriores inferiores y superiores (en la Figura 5 solo se representa una) por lo que las piezas 27, 29 no pueden tener extremos puntiagudos sino extremos "romos" con el espesor correspondiente a la utilización de las cuatro telas mencionadas. Como consecuencia de ello, cabe hablar de dos longitudes de la zona de unión: la longitud extendida L1 que es la que correspondería a unas hipotéticas cuñas puntiagudas y la longitud restringida L2 que es la correspondiente a la parte solapada de las caras inclinadas 31, 33.

En un ejemplo de realización de la invención el espesor de las secciones 13, 15 del revestimiento 11 fue de 3,5 mm, el espesor del elemento de acoplamiento 21 fue de 3,5 mm, el espesor del elemento estructural 41 fue de 3 mm y la pendiente de las caras inclinadas 31, 33 fue 1/20. Se utilizaron 4 filas de remaches 12 de 4,8 mm de diámetro.

La pendiente de las caras inclinadas debe ser muy suave tanto por los requerimientos del apilado como para favorecer que la transmisión de cargas de la pieza 29 a la pieza 27 sea progresiva, a cuyo efecto debe haber un número mínimo de filas de remaches en la zona de solape (la zona de longitud restringida L2).

Así pues, en la disposición de unión objeto de la presente invención hay, al margen de los espesores de las piezas, dos parámetros relevantes: la pendiente de las caras inclinadas 31, 33 y el número de filas de remaches en la zona de solape de longitud restringida L2.

Para el rango de espesores de piezas de material compuesto utilizados en la industria aeronáutica, particularmente en fuselajes, se considera que en realizaciones preferentes de una disposición de unión según la presente invención la pendiente de las caras inclinadas 31, 33 debe estar comprendida entre 1/40 y 1/20 y el número de filas de remaches 12 entre tres y cuatro, estando comprendida la distancia entre ellas entre cuatro o seis veces el diámetro de los remaches.

Entre las ventajas de la disposición en unión según la presente invención cabe señalar las siguientes:

- Permite una configuración geométrica sencilla tanto al elemento de acoplamiento 21 como al elemento estructural 41.

- Minimiza el número de piezas que intervienen en la unión.

- Permite una reducción de los tiempos de montaje.

- Permite una distribución de remachado más uniforme.

- Permite la unificación de remachado (igual diámetro e igual longitud) en la unión.

- Permite unos diámetros de remachados más óptimos al reducir el espesor en las zonas de unión (reducción del ratio t/d –esbeltez del remache-).

- Permite una reducción de peso como consecuencia de la reducción del numero de piezas y la mayor efectividad de la unión.

Aunque la presente invención se ha descrito enteramente en conexión con realizaciones preferidas, es evidente que se pueden introducir aquellas modificaciones dentro del alcance de, no considerando éste como limitado por las anteriores realizaciones, sino por el contenido de las reivindicaciones siguientes.

REIVINDICACIONES

1.- Disposición de unión en una estructura aeronáutica que comprende:

- dos secciones (13, 15) de un revestimiento (11) realizado en material compuesto con una superficie exterior (17) y una superficie interior (19);

- un elemento de acoplamiento (21) para facilitar la unión de secciones contiguas (13, 15) de revestimiento (11), con una superficie exterior (23) y una superficie interior (25), fabricado en material compuesto en una pluralidad de piezas separadas (27, 29);

- un elemento estructural interior (41) apoyado en la superficie interior (25) de dicho elemento de acoplamiento (21);

- una pluralidad de filas de remaches (12);

caracterizada porque los elementos de cada par de piezas contiguas (27, 29) del elemento de acoplamiento (21) están conformados en forma de cuña, apuntando una de ellas al revestimiento (11), la otra al elemento estructural interior (41) y quedando solapadas sus caras inclinadas (31, 33), y en la que dichos elementos de cada par de piezas contiguas (27, 29) en forma de cuña tienen sus bordes extremos romos de manera que la longitud L2 de la zona de solape de las caras inclinadas (31, 33) es menor que la longitud L1 de la zona de unión de cada par de piezas contiguas (27, 29).

2.- Disposición de unión en una estructura aeronáutica según la reivindicación 1, caracterizada porque la pendiente de dichas caras inclinadas (31, 33) está comprendida en el rango 1/40 – 1/20.

3.- Disposición de unión en una estructura aeronáutica según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, caracterizada porque todos los remaches (12) utilizados en la zona de unión del revestimiento (11), el elemento de acoplamiento (21) y el elemento estructural interior (41) tienen la misma longitud y el mismo diámetro.

4.- Disposición de unión en una estructura aeronáutica según la reivindicación 3, caracterizada porque en la zona de solape de las caras inclinadas (31, 33) se utiliza una pluralidad de filas de remaches (12) cuyo número viene determinado por la longitud L2 de dicha zona y una distancia predeterminada entre filas de remaches (12).

5.- Disposición de unión en una estructura aeronáutica según la reivindicación 4, caracterizada porque la distancia predeterminada entre filas de remaches se encuentra comprendida entre cuatro y seis veces el diámetro de los remaches (12).

6.- Disposición de unión en una estructura aeronáutica según cualquiera las reivindicaciones 1-5, caracterizada porque dicho revestimiento (11) pertenece al fuselaje de una aeronave.

7.- Disposición de unión en una estructura aeronáutica según la reivindicación 6, caracterizada porque dichas secciones (13, 15) son secciones en forma de barril.

8.- Disposición de unión en una estructura aeronáutica según la reivindicación 7, caracterizada porque el elemento de acoplamiento (21), dividido en una pluralidad de piezas (27, 29), tiene una forma de sección de barril concordante con la forma de las secciones (13, 15) del revestimiento (11) unidas a él.

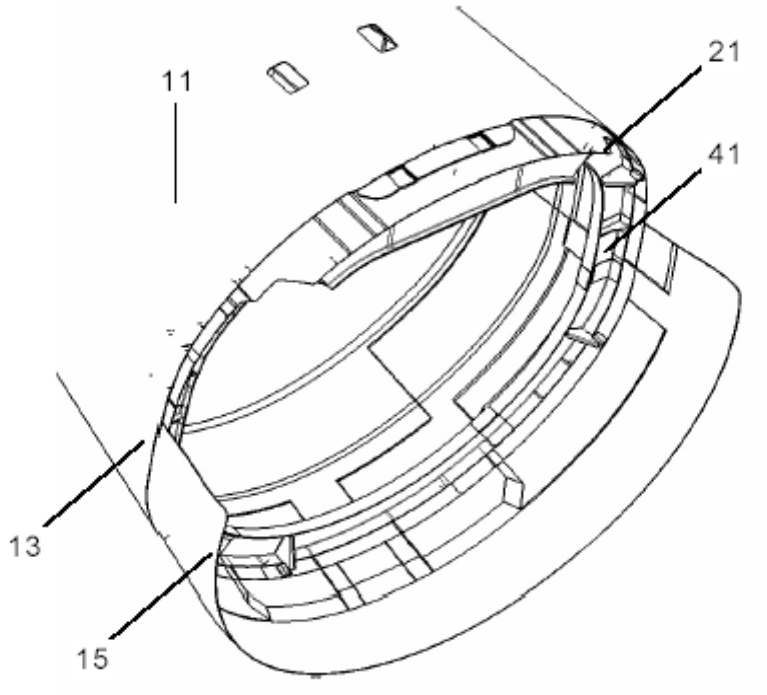
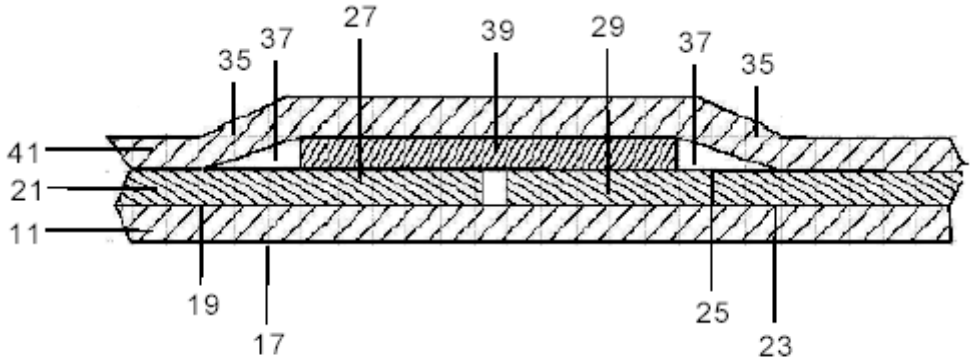


FIG. 1



TÉCNICA ANTERIOR

FIG. 2

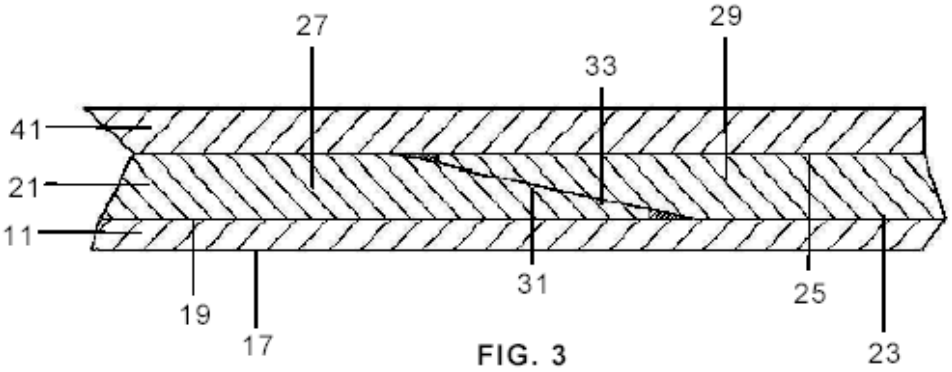


FIG. 3

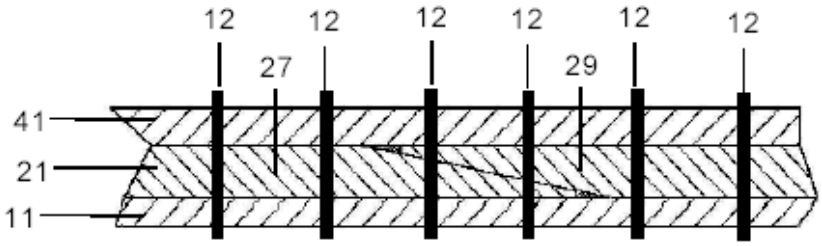


FIG. 4

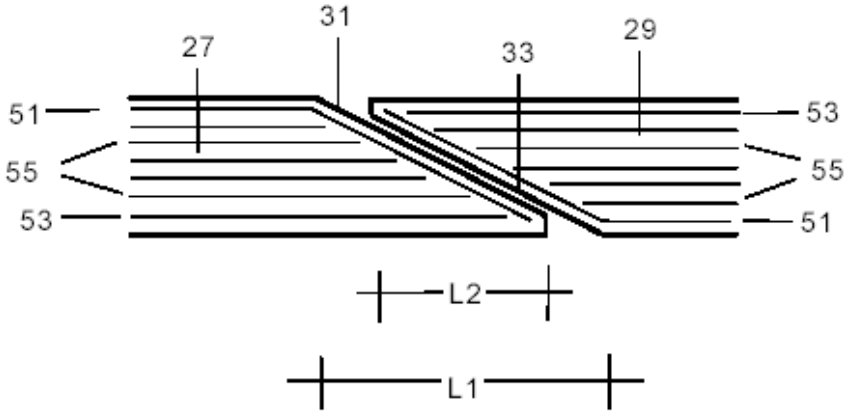


FIG. 5