

(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 2010/097497 A2**

(43) Fecha de publicación internacional  
2 de septiembre de 2010 (02.09.2010)

PCT

- (51) Clasificación Internacional de Patentes: Sin clasificar
- (21) Número de la solicitud internacional: PCT/ES2010/070106
- (22) Fecha de presentación internacional: 26 de febrero de 2010 (26.02.2010)
- (25) Idioma de presentación: español
- (26) Idioma de publicación: español
- (30) Datos relativos a la prioridad: P200900554  
27 de febrero de 2009 (27.02.2009) ES
- (71) Solicitante (para todos los Estados designados salvo US): AIRBUS OPERATIONS, S.L. [ES/ES]; Avda. John Lennon s/n, Getafe, E-28906 Madrid (ES).
- (72) Inventores; e
- (75) Inventores/Solicitantes (para US solamente): DESCALZO FERNÁNDEZ, Luis Manuel [ES/ES]; Senda del Infante 16, E-28035 Madrid (ES). SÁNCHEZ-BRUNETE ÁLVAREZ, Desiderio [ES/ES]; C/ Azcona 48, E-28028 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, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europea (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, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).
- Publicada: — sin informe de búsqueda internacional, será publicada nuevamente cuando se reciba dicho informe (Regla 48.2(g))

[Continúa en la página siguiente]

(54) Title: IMPROVEMENT OF THE PROTECTION AGAINST DIRECT LIGHTNING STRIKES IN RIVETED AREAS OF CFRP PANELS

(54) Título : MEJORA DE LA PROTECCIÓN CONTRA IMPACTO DIRECTO DE RAYOS EN ZONAS REMACHADAS DE PANELES EN CFRP.

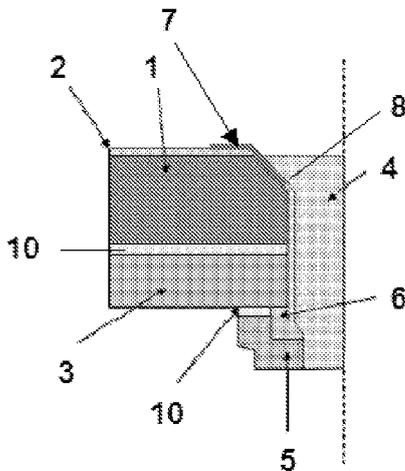


FIG. 2

(57) Abstract: The invention relates to a metalization structure of aircraft panels and process for obtaining such structure, such that it comprise a structure of a panel (1) made in composite material, the mentioned panel (1) comprising a metal mesh or foil (2) in its outer part, said panel (1) further comprising a bore which in turn comprises a shank and an upper countersinking (8), such that the mentioned panel (1) is fixed to another structural aircraft element (3) by means of metal fixing elements (4), characterized in that said structure comprise a metallization layer (7) arranged on the upper countersinking (8), extending in the adjacent area of the metal mesh or foil (2), such that it is ensured that electrical continuity exists between the upper countersinking (8) and the metal mesh or foil (2) during the time that the lightning bolt strikes the structure of the panel (1), further ensuring that most of the current discharged by the lightning bolt is conducted over the surface of the structure of the mentioned panel (1). The invention further relates to a process for making such structure of a panel (1).

(57) Resumen: Estructura de metalización de paneles de aeronave y procedimiento para la obtención de la misma, tal que comprende una estructura de panel (1) realizado en material compuesto, comprendiendo el citado panel (1) una malla o laminado

[Continúa en la página siguiente]

WO 2010/097497 A2

---

metálico (2) en su parte exterior, comprendiendo además dicho panel (1) un taladrado que comprende a su vez una caña y un avellanado (8) superior, tal que el citado panel (1) está fijado a otro elemento estructural (3) de la aeronave mediante elementos de fijación (4) metálicos, caracterizada porque dicha estructura comprende una capa (7) de metalizado dispuesta sobre el avellanado (8) superior, extendiéndose en la zona colindante de la malla o laminado metálico (2), tal que se asegura que exista continuidad eléctrica entre el avellanado (8) superior y la malla o laminado metálico (2) durante el tiempo que dure un impacto del rayo sobre la estructura del panel (1), asegurándose además que la mayor parte de la corriente descargada por el rayo se conduce por la superficie de la estructura del citado panel (1). La invención se refiere además a un procedimiento para la realización de una estructura de panel (1) tal.

## MEJORA DE LA PROTECCIÓN CONTRA IMPACTO DIRECTO DE RAYOS EN ZONAS REMACHADAS DE PANELES EN CFRP

### CAMPO DE LA INVENCION

5

La presente invención se refiere a una estructura de metalización de la superficie externa de paneles estructurales de aeronave realizados en materiales no metálicos, en particular en materiales compuestos de fibra de carbono CFRP, principalmente en tanques de combustible, así como a un procedimiento para la obtención de la misma.

10

### ANTECEDENTES DE LA INVENCION

Las estructuras aeronáuticas convencionales se han realizado típicamente durante décadas con materiales metálicos tales como aluminio, acero inoxidable o titanio. Así, la protección contra impacto de rayos de estas estructuras aeronáuticas convencionales se ha basado en la buena continuidad eléctrica inherente a dichos materiales metálicos.

15

Actualmente, las estructuras aeronáuticas se realizan cada vez de forma más frecuente en materiales compuestos, tales como fibra de carbono, pues estos materiales otorgan a las estructuras configuradas de un bajo peso específico. Sin embargo, los materiales compuestos no tienen una buena continuidad eléctrica, con lo que es preciso dotarlos de una estructura especial para que las estructuras aeronáuticas que conforman estén protegidas contra el impacto de rayos. En caso de no disponer de estas configuraciones, cuando una estructura de material compuesto recibe el impacto de un rayo, se generan puntos calientes, denominados "hot spots" y/o posibles arcos eléctricos, siendo esto crítico en el caso de que se trate de un tanque de combustible.

20

25

Una de las soluciones conocidas consiste en realizar un metalizado de las estructuras fabricadas en materiales compuestos, empleándose para tal efecto una o varias láminas (denominadas *foil*) o mallas (denominadas *mesh*) de

30

materiales metálicos, tales como aluminio, cobre o bronce, quedando adheridas dichas láminas o mallas durante el proceso de fabricación de las estructuras aeronáuticas (típicamente paneles) a la cara exterior de las mismas, que es la que recibirá el impacto directo del rayo.

5           La tecnología actual asegura una buena integración, a la vez que robusta, de la citada capa exterior metálica con el compilado de material compuesto, típicamente fibra de carbono. Esta metalización asegura una buena protección de la estructura y maximiza la conducción de la carga eléctrica descargada por el rayo hacia los puntos de descarga (“salida” del rayo) a la  
10           atmósfera. Sin embargo, la eficacia de esta solución de metalización se ve reducida durante el proceso de taladrado de las estructuras aeronáuticas (en particular, paneles), siendo estos taladrados necesarios para poder unir las estructuras o paneles a otros componentes de las estructuras, tales como costillas, largueros o larguerillos. Así, el taladrado de los paneles y su posterior  
15           avellanado para poder asegurar que la cabeza de los remaches no crea una protuberancia aerodinámica en las estructuras, rompe la metalización exterior (láminas o mallas), creándose contacto dieléctrico entre la cabeza del remache y el avellanado, al tiempo que no se asegura un buen contacto entre la cabeza de los remaches y el resto de capas de metalización, “*mesh*” o “*foil*”, mallas o  
20           láminas. Esto da lugar al incremento de la cantidad de corriente que se introduce en el interior de la estructura a través del propio remache metálico.

          Son conocidos diversos procedimientos para reestablecer la buena continuidad eléctrica entre la cabeza del remache y la estructura de metalización (mallas o láminas). Una de las soluciones más empleadas consiste  
25           en utilizar arandelas que aseguran el contacto entre la cabeza del remache y la malla de metalizado de las estructuras o paneles, si bien presentan problemas de peso, de aumento de la resistencia aerodinámica de la estructura puesto que el perfil de la misma no es continuo, al tiempo que el montaje de dichas arandelas incrementa el tiempo de fabricación, basando además la protección  
30           contra rayos en un elemento que se puede perder u olvidar durante el montaje o mantenimiento de la aeronave.

La presente invención ofrece una solución a los problemas anteriormente mencionados.

## SUMARIO DE LA INVENCION

5

Según un primer aspecto, la presente invención se refiere a una estructura de metalización de la superficie externa de paneles estructurales de aeronave realizados en material compuesto, que comprende la fijación de un depósito metálico sobre la estructura avellanada y la zona colindante de la estructura de metalización, lo cual asegura que exista continuidad eléctrica entre la cabeza del remache, la zona de avellanado y la estructura de metalización del panel o estructura aeronáutica.

En un segundo aspecto, la presente invención desarrolla un procedimiento para la posterior metalización en la zona de avellanado de las estructuras aeronáuticas de materiales compuestos, es decir, ofrece un procedimiento para el restablecimiento del mallado o laminado de metalización de las estructuras aeronáuticas (típicamente paneles) después de que los mismos han sido sometidos a un taladrado y posterior avellanado. El procedimiento de la invención no añade peso en las estructuras aeronáuticas manipuladas, al tiempo que se trata de un procedimiento industrializado y no manual.

El procedimiento y la estructura según la invención aseguran la continuidad eléctrica durante el tiempo que dura el impacto del rayo sobre la estructura de material compuesto, asegurando que la mayor parte de la corriente descargada se conduce por la superficie, limitando la corriente conducida o derivada hacia el interior de la estructura por la caña del remache, con el posterior riesgo de chispas o puntos calientes, especialmente si la estructura forma parte de un tanque de combustible. Por otro lado, el problema del olvido de colocación de la arandela que existía en la técnica conocida queda eliminado, al tratarse ahora de un procedimiento automatizado en el que se prepara previamente, mediante un metalizado, la superficie sobre la que asentará el remache en cuestión.

El procedimiento de la invención comprende las siguientes etapas:

- a) taladrado y avellanado de la estructura de material compuesto que comprende a su vez una estructura de metalización en forma de malla o de capas de láminas metálicas;
- 5 b) preparación y limpieza de la superficie sobre la que se ha realizado el taladrado y que será objeto de metalización;
- c) metalización de la superficie anterior, tan sólo en la parte superior de la misma en la cual asentará la cabeza del remache, mediante el uso de una plantilla adecuada para tal fin.

10 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.

### DESCRIPCION DE LAS FIGURAS

15

La Figura 1 muestra en sección la configuración conocida de una unión remachada en una estructura de material compuesto.

La Figura 2 muestra en sección la configuración de una unión remachada en una estructura de material compuesto, según la presente invención.

20

### DESCRIPCION DETALLADA DE LA INVENCION

Así, la presente invención se refiere a una estructura de metalización de la superficie externa de paneles estructurales 1 realizados en material compuesto que comprenden a su vez una malla o laminado metálico 2, estando dichos paneles 1 fijados a otros elementos estructurales 3, tales como costillas, largueros o larguerillos, mediante unos remaches 4, fijados por medio de una tuerca de sujeción 5 por la zona inferior de la estructura. La capa de metalizado 7 de la invención asegura que exista continuidad eléctrica entre la cabeza del remache 4, la zona de avellanado 8 y la malla o laminado metálico 2 del panel 1 o estructura aeronáutica. Según se observa en la Figura 2, la capa de

25

30

5 metalizado 7 queda confinada a la parte superior de unión de la cabeza del remache 4 con la malla o laminado metálico 2 del panel 1, mientras que puede o no existir en el resto de la zona de holgura entre el remache 4 y la estructura aeronáutica una capa de material sellante 6 cuya principal función es la estanqueidad del montaje.

Así, en la Figura 1 se detalla la configuración actual de una unión remachada 4 donde se aprecia una zona dieléctrica 9 entre la cabeza del remache 4 y la zona de avellanado 8.

10 Por otro lado, y en contraposición a lo anterior, la Figura 2 muestra, según la presente invención, la continuidad eléctrica existente entre la cabeza del remache 4 y la zona de avellanado 8, gracias a la existencia de la capa de metalizado 7 tras la realización del procedimiento de la invención, que se describirá en detalle más adelante.

15 Para la realización de la capa de metalizado 7 se emplea el procedimiento conocido de "*Metal spraying*", cuya tecnología y equipos están disponibles en el mercado, aunque su utilización se limita, en la actualidad, a la protección superficial de diversa tipología. La utilización de este procedimiento, es decir, fundir por ejemplo por arco eléctrico una varilla de aluminio, cobre u otro metal, en el seno de un intenso flujo de gas inerte, genera un fino rociado  
20 de metal fundido que se adhiere firmemente a la superficie en cuestión.

Mediante la interposición de una o varias plantillas en el camino del rociado se puede obtener el espesor adecuado de la metalización, preciso para cumplir con los requerimientos de cada una de las zonas identificadas por la Normativa Aeronáutica para la protección contra rayos de aeronaves.

25 La capa de metalizado 7 de la invención no puede ser de aluminio por los problemas que presenta este material en lo referente a par galvánico y corrosión, con lo que la varilla a fundir mediante *metal spraying* para generar la capa de metalizado 7 será de cobre, bronce o de cualquier material electroquímicamente compatible con la malla o laminado metálico 2 del panel 1,  
30 a la vez que con el remache 4.

El procedimiento de rociado de metalizado o *metal spraying* conlleva

dificultades de aplicación al campo de la invención, puesto que el rango de ajuste para asegurar la continuidad eléctrica es del orden de micras, mientras que el diámetro del dispositivo (típicamente un cabezal o pistola) es unas diez veces superior. La dificultad se agrava más aún por el hecho de que la capa de metalizado 7 ha de quedar confinada solamente a la parte superior de asiento de la cabeza del remache 4 con la malla o laminado metálico 2 del panel 1 puesto que, en caso contrario, se estaría creando un camino para la corriente hacia el interior de la estructura (crítico en el caso de tanques de combustible).

El ámbito de aplicación de la invención es para paneles o estructuras de materiales compuestos para aeronaves en general, si bien la aplicabilidad preferida estará en las estructuras para tanques de combustible de aeronaves.

En un segundo aspecto, la presente invención desarrolla un procedimiento para la posterior metalización en la zona de avellanado 8 de las estructuras aeronáuticas de materiales compuestos. El procedimiento de la invención no añade peso en las estructuras aeronáuticas manipuladas, al tiempo que se trata de un procedimiento industrializado y no manual.

El citado procedimiento comprende las siguientes etapas:

- a) preparación en fábrica del panel 1 o estructura de material compuesto;
- b) taladrado y avellanado de la estructura o panel 1 de material compuesto;
- c) limpieza, soplado y desengrasado de la zona a metalizar;
- d) colocación de plantilla para confinamiento del metalizado a la parte metalizada 7;
- e) metalización mediante *metal spraying*;
- f) colocación de remaches 4 y tuercas 5;
- g) aplicación de capas de protección y pintura 10.

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

## REIVINDICACIONES

1. Estructura de panel (1) de aeronave realizado en material compuesto, comprendiendo el citado panel (1) una malla o laminado metálico (2) en su parte exterior, comprendiendo además dicho panel (1) un taladrado que comprende a su vez una caña y un avellanado (8) superior, tal que el citado panel (1) está fijado a otro elemento estructural (3) de la aeronave mediante elementos de fijación (4) metálicos, caracterizada porque dicha estructura comprende una capa (7) de metalizado dispuesta sobre el avellanado (8) superior, extendiéndose en la zona colindante de la malla o laminado metálico (2), tal que se asegura que exista continuidad eléctrica entre el avellanado (8) superior y la malla o laminado metálico (2) durante el tiempo que dure un impacto del rayo sobre la estructura del panel (1), asegurándose además que la mayor parte de la corriente descargada por el rayo se conduce por la superficie exterior de la estructura del citado panel (1).
2. Estructura de panel (1) de aeronave según la reivindicación 1 caracterizada porque la capa (7) de metalizado se realiza mediante el procedimiento de "metal spraying", fundiendo por arco eléctrico una varilla de metal en el seno de un intenso flujo de gas inerte, lo cual genera un fino rociado de metal fundido que conforma la capa (7), que se adhiere firmemente sobre el avellanado (8) superior y sobre la zona colindante de la malla o laminado metálico (2).
3. Estructura de panel (1) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 ó 2, caracterizada porque la capa (7) de metalizado es de un material electroquímicamente compatible con la malla o laminado metálico (2) del panel (1) y con el material del elemento de fijación (4).

4. Estructura de panel (1) de aeronave según la reivindicación 3, caracterizada porque la capa (7) de metalizado es de cobre o de bronce.
5. Estructura de panel (1) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque el panel (1) es de material compuesto de fibra de carbono.
6. Estructura de panel (1) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque comprende además una capa de material sellante (6) en el resto de la zona de holgura entre el elemento de fijación (4) y el elemento estructural (3) de la aeronave.
7. Estructura de panel (1) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque forma parte de un tanque de combustible de aeronave.
8. Procedimiento para la realización de una estructura de panel (1) de aeronave realizado en material compuesto según la reivindicación 1, caracterizado porque comprende las siguientes etapas:
- a) preparación en fábrica del panel (1) de material compuesto;
  - b) realización de taladrado y avellanado (8) en la estructura del panel (1) de material compuesto;
  - c) colocación de al menos una plantilla para el confinamiento del posterior metalizado solamente en la capa (7) de metalizado, que se dispondrá sobre el avellanado (8) superior, extendiéndose en la zona colindante de la malla o laminado metálico (2);
  - d) metalización y conformación de la capa (7) de metalizado mediante el procedimiento de *metal spraying*, fundiendo por arco eléctrico una varilla de metal en el seno de un intenso flujo de gas inerte, lo cual genera un fino rociado de metal fundido que conforma la capa (7), que se adhiere firmemente sobre el avellanado (8) superior y sobre la zona colindante de

la malla o laminado metálico (2);

e) colocación de los elementos de fijación (4) metálicos.

- 5 9. Procedimiento para la realización de una estructura de panel (1) de aeronave según la reivindicación 8, caracterizado porque, en la etapa c), se colocan varias plantillas que se interponen en el camino del rociado por *metal spraying* de la etapa d), de tal forma que se puede variar el espesor de la capa (7) de metalización, en función del espesor preciso para cumplir con los requerimientos de la Normativa Aeronáutica para la protección contra rayos de aeronaves.
- 10 10. Procedimiento para la realización de una estructura de panel (1) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 8 ó 9, caracterizado porque la varilla del método de *metal spraying* en la etapa d) es de cobre o de bronce.
- 15 11. Procedimiento para la realización de una estructura de panel (1) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 8 a 10, caracterizado porque comprende además, entre las etapas b) y d), una etapa de limpieza, soplado y desengrasado de la zona donde se dispondrá la capa (7) de metalizado.
- 20 12. Procedimiento para la realización de una estructura de panel (1) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 8 a 11, caracterizado porque comprende además, después de la etapa e), una etapa de aplicación de capas de protección y de pintura en la parte exterior de la estructura del panel (1).

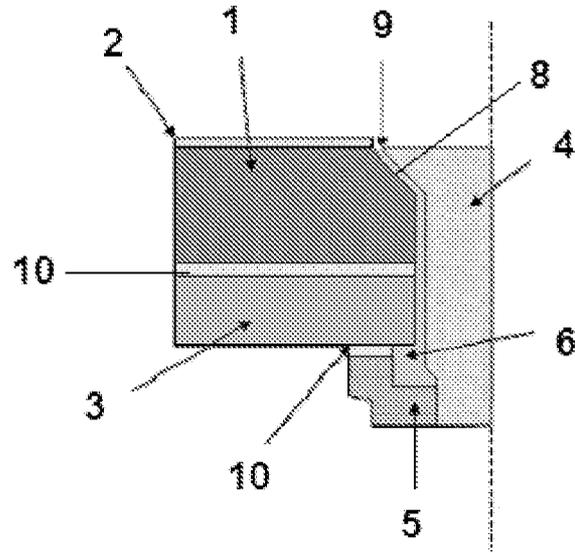


FIG. 1

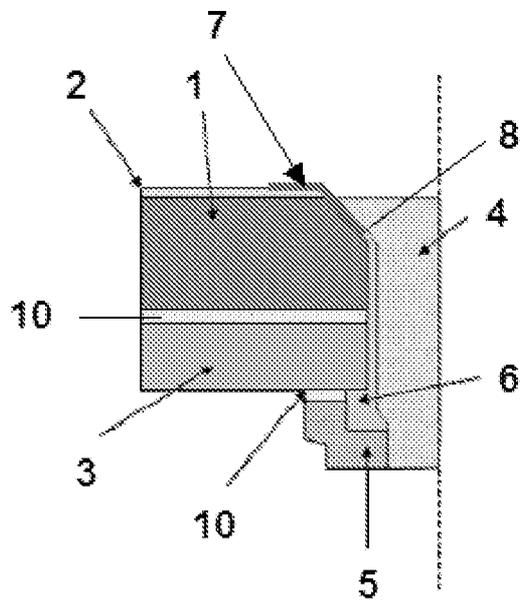


FIG. 2