

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 381 135**

51 Int. Cl.:  
**B29C 73/10** (2006.01)  
**B64F 5/00** (2006.01)  
**B64D 45/02** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **06813994 .8**  
96 Fecha de presentación: **31.08.2006**  
97 Número de publicación de la solicitud: **1928649**  
97 Fecha de publicación de la solicitud: **11.06.2008**

54 Título: **Técnica de reparación de una malla de cobre para la protección contra los rayos**

30 Prioridad:  
**06.09.2005 US 220046**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**23.05.2012**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**23.05.2012**

73 Titular/es:  
**The Boeing Company**  
**100 North Riverside Plaza**  
**Chicago, IL 60606-2016, US**

72 Inventor/es:  
**ACKERMAN, Patrice, K.;**  
**BLANCHARD, Steven, D. y**  
**KOVACH, Daniel, J.**

74 Agente/Representante:  
**de Elzaburu Márquez, Alberto**

ES 2 381 135 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

Técnica de reparación de una malla de cobre para la protección contra los rayos.

## 5 Campo técnico

El presente invento se refiere en general a técnicas de protección contra los rayos en aviones y mas específicamente a una técnica de reparación de una malla de cobre para paneles compuestos de revestimiento de aviones.

## 10 Antecedentes de la técnica

El uso de materiales de plástico reforzado con fibra de carbono (PRFC), conocidos de otra manera como compuestos de fibra de carbono para miembros estructurales está aumentando en aviones comerciales por unos mayores ratios resistencia - a - peso y rigidez - a - peso demostrados por los compuestos de fibra de carbono en comparación con estructuras tradicionales de aluminio.

15 Una descarga de un rayo causa que una elevada corriente eléctrica, que puede ser típicamente del orden de 100.000 amperios, circule por el bastidor del avión. En una estructura compuesta de fibra de carbono, que tiene una resistividad aproximadamente 2000 veces mas elevada que el aluminio, las laminas de fibra de carbono actúan como conductores de muy alta resistencia y la resina entre las laminas actúa como capas dieléctricas altamente  
20 capacitivas de manera que los rayos descargando en el compuesto de fibra de carbono resultan en una mayor diferencia de potencial producida a través de la estructura de la lamina pero no en un camino eléctricamente conductor disponible para descargar la corriente. Por tanto la corriente tiende a concentrarse en los sujetadores entre los paneles de revestimiento y la subestructura del avión, puesto que los sujetadores están construidos generalmente de aleaciones altamente conductoras por solidez. Cuando la energía del rayo no puede ser disipada a  
25 una velocidad suficientemente elevada podrían ocurrir arcos o chispas peligrosas.

Este es un problema considerable especialmente cuando la subestructura es la pared para el tanque de combustible y los arcos llevan al tanque de combustible el riesgo altamente peligroso de chispas que saltan, material fundido y gases calientes.

30 Una aproximación conocida para reducir el efecto de descargas de los rayos en estructuras no metálicas es aplicar, por pulverización a la llama o plaqueado, a la superficie exterior de los paneles de recubrimiento una capa conductora tal como aluminio. El problema con la pulverización a la llama o el plaqueado es que son operaciones secundarias utilizadas para aplicar la capa conductora a la estructura ensamblada. Además es difícil el conseguir  
35 una unión eléctrica satisfactoria utilizando cualquiera de esos procesos. También la capa conductora de protección añade masa sin contribuir a la resistencia de la estructura ensamblada, es vulnerable a daños medioambientales y es de difícil mantenimiento. La producción y el mantenimiento de una disposición de este tipo son por consiguiente claramente caros.

40 Otra conocida aproximación para reducir el efecto de la descarga de un rayo en superficies no metálicas es instalar una pantalla tejida o lamina sobre la superficie exterior de los paneles de revestimiento. Sin embargo el uso de pantallas tejidas o laminas requiere el uso de una lamina adicional de fibra de vidrio cuando la estructura no metálica es carbono para aislar la capa de carbono del metal para prevenir la corrosión lo que también añade peso no  
45 estructural.

Todavía otra aproximación es emplear varios diseños especiales de sujetadores, por ejemplo como se describe en el documento U.S. 4.891.732. Los sujetadores descritos en esos documentos emplean una cabeza avellanada para avellanar dentro de la superficie del panel de revestimiento en un contacto intimo con él, y una tuerca para asegurar el sujetador en su lugar, la cual tuerca está diseñada para transmitir la corriente eléctrica de manera segura a la subestructura para que no se produzca el arco. De nuevo esta aproximación al problema del arco es caro por la  
50 necesidad de un diseño especial de los sujetadores.

Todavía otro método conocido para proteger los sistemas de combustible contra las descargas de los rayos está descrito en el documento U.S. 6.845.872 para Pridham y otros, el cual describe un método para sujetar un revestimiento exterior compuesto de avión a una subestructura incluyendo los pasos de incorporar una capa eléctricamente conductora en o aplicándola a una superficie exterior del revestimiento exterior compuesto, Insertando un espárrago a través de la capa eléctricamente conductora y el revestimiento exterior compuesto y a través de la subestructura interior asegurando el espárrago por medio de una tuerca encajada directamente o indirectamente en la superficie interior de la subestructura interior y aplicando material aislante sobre la cabeza del espárrago. Mientras que la descripción de Pridham protege efectivamente el sistema de combustible contra las descargas de los rayos, el sistema propuesto no gestiona la necesidad de reparar el sistema de malla de cobre después de una descarga de un rayo o después de un daño mecánico. La continuidad eléctrica de la capa eléctricamente conductora debe ser restablecida para proporcionar la propia protección contra el impacto o descarga de los rayos. El documento US-A1 5.865.397 describe un método para el restablecimiento de la impedancia reducida de una capa eléctricamente conductora contenida en un ala compuesta para un avión comercial, Incluyendo la capa eléctricamente conductora una malla de lámina de cobre y como mínimo un sujetador  
55  
60  
65

asociado, habiendo sido dañada la capa eléctricamente conductora durante una descarga de un rayo o por otro incidente mecánico de manera tal que la impedancia de la capa eléctricamente conductora es elevada, comprendiendo el método:

- 5           retirar cualquier superficie situada encima de un área dañada del ala compuesta para desvelar una sección dañada de la capa eléctricamente conductora;  
retirar uno o mas sujetadores del interior de la mencionada sección, en donde al retirar cada uno o mas sujetadores se deja un respectivo taladro para sujetador;  
reparar cada uno de los respectivos taladros para sujetador;  
10          retirar una porción dañada de la malla lámina de cobre del interior de la mencionada sección para dejar al descubierto un recubrimiento subyacente compuesto del ala compuesta;  
formar un parche de cobre, comprendiendo el mencionado parche de cobre una sección de lámina de cobre de sustitución y una película adhesiva sin soporte.

- 15          Adicionalmente, el documento U.S.-A1 4.912.594 describe un sistema integral de protección contra los rayos y un método para su uso con una estructura epoxy de grafito de un avión, en donde un taladro que va a ser reparado es en primer lugar limpiado de material compuesto roto y sustituido con un parche adhesivo adherido, en donde una capa dieléctrica es colocada sobre el parche y como mínimo una capa metálica fabricada de fibra de grafito es colocada sobre la capa dieléctrica. Las cabezas de los sujetadores son biseladas con la superficie exterior de  
20          material compuesto.

- Por consiguiente, existe una necesidad de una técnica económica y robusta para reparar los revestimientos compuestos de aviones que para la protección contra el impacto o descarga de los rayos utilizan láminas de cobre junto con filas de sujetadores que han sido dañadas por el impacto o descargas de los rayos o por algún tipo de  
25          manera mecánica, con el fin de mantener la integridad del sistema de prevención contra los rayos y para ayudar a derivar las corrientes de los rayos lejos de las estructuras de los tanques de combustible.

Sumario del invento

- 30          El presente invento resuelve el mencionado objeto mediante un método para restablecer la continuidad eléctrica de una capa eléctricamente conductora de acuerdo con la reivindicación 1, preferiblemente una malla de lámina de cobre que incluye tiras de lámina de cobre acopladas y centradas alrededor de sujetadores situados en una línea de sujetadores del ala compuesta de avión. El presente invento utiliza un parche de cobre y un adhesivo especial para reemplazar la sección dañada de la capa eléctricamente conductora.

- 35          En una configuración preferida la reparación se lleva a cabo por, primero, retirar todas las superficies (pinturas, imprimaciones, capas de fibra de vidrio) así como una porción de la capa eléctricamente conductora para crear una abertura al revestimiento subyacente de compuesto. También se retirará cualquier sujetador en el área inmediata al daño. Entonces sobre el revestimiento compuesto y en el interior de la abertura se une y se cura un parche de cobre consistente en una película adhesiva sin soporte y una tira de lámina de cobre. Después se coloca una capa de fibra  
40          de vidrio impregnada de resina en húmedo sobre la superficie del parche de cobre y se cura. Se perforan taladros a través de las capas de fibra de vidrio curadas y del parche de cobre y se reinstalan los sujetadores. Esto permite reacoplar los sujetadores al revestimiento subyacente compuesto y a la lámina de cobre. Para completar la reparación sobre la fibra de vidrio se reaplican y se curan la imprimación y la pintura.

- 45          En otra configuración preferida la reparación se lleva a cabo por, primero, retirar todas las superficies (pinturas, imprimaciones, capas de fibra de vidrio) así como una porción de la capa eléctricamente conductora para crear una abertura al revestimiento subyacente de compuesto. También se retirará cualquier sujetador en el área inmediata al daño. Entonces en el interior de la abertura se coloca un parche de cobre consistente en una película adhesiva sin soporte y una tira de lámina de cobre de tal manera que el adhesivo queda contenido entre la tira de lámina de cobre y el revestimiento subyacente compuesto. Después, sobre el parche de cobre se aplica una capa de material preimpregnado. El material preimpregnado y la película adhesiva se curan, preferiblemente simultáneamente en un  
50          paso único, bajo calor y presión aunque alternativamente también pueden ser curados de manera individual después de la aplicación. Se perforan taladros a través de la capa de fibra de vidrio y del parche de cobre y se reinstalan los sujetadores. Esto permite reacoplar los sujetadores al revestimiento subyacente compuesto y a la lámina de cobre.  
55          Para completar la reparación sobre la fibra de vidrio preimpregnada se reaplican y se curan la imprimación y la pintura.

- Las técnicas de las configuraciones preferidas descritas anteriormente son relativamente simples y están disponibles para hacer reparaciones rápidas y de coste reducido en aviones comerciales ya en servicio. Esta reparación ayuda a  
60          mantener la integridad del sistema de prevención contra los rayos para ayudar a derivar las corrientes de los rayos lejos de las subestructuras del tanque de combustible proporcionando un camino de menor resistencia a lo largo de la superficie del ala. La reparación también mantiene la reducción de la densidad de corriente en los sujetadores afectados permitiendo repartir la corriente a los sujetadores vecinos debido al camino paralelo de resistencia reducida creado por la lámina de cobre. La reparación permite al avión comercial ser puesto nuevamente en servicio  
65          rápidamente y con un mínimo de tiempo y coste.

Otras características, beneficios y ventajas del presente invento pueden ser apreciados en la siguiente descripción del invento, cuando es visto de acuerdo con los dibujos adjuntos y reivindicaciones dependientes.

Breve descripción de los dibujos

- 5           Figura 1 es una vista en perspectiva de una estructura de ala compuesta en estado prístino de un avión comercial;
- Figura 2 es una vista en sección de una porción de la figura 1 tomada a lo largo de la línea 2-2;
- 10          Figura 3 es una vista en sección de un método general para reparar la porción dañada de la estructura de ala de la figura 1 de acuerdo con los principios generales de una configuración preferida del presente invento;
- Figura 4 es un diagrama lógico de flujo para reparar la estructura de ala de la figura 1 de acuerdo con una configuración preferida del presente invento;
- Figura 5 es una vista en sección de una estructura de ala reparada de acuerdo con el diagrama lógico de flujo de la figura 4;
- 15          Figura 6 es un diagrama lógico de flujo para reparar la estructura de ala de la figura 1 de acuerdo con otra configuración preferida del presente invento; y
- Figura 7 es una vista en sección de una estructura de ala de la figura 1 reparada de acuerdo con el diagrama lógico de flujo de la figura 6.

Mejor manera de realizar el invento

- 20          Haciendo referencia ahora a las figuras 1 y 2, se muestra una sección y perspectiva de una porción de estructura 10 de ala de un avión comercial mostrando múltiples sujetadores 12 asegurando un panel 14 de revestimiento de una estructura de avión a una subestructura interior 16, o un palo 16 que comprende la pared del tanque de combustible.

- 25          El panel de revestimiento 14 y el palo 16 están hechos de material compuesto de fibra de carbono de poco peso y alta resistencia y rigidez formado por métodos convencionales bien conocidos en el arte. Por ejemplo, en un forma preferida el panel 14 de revestimiento esta formado por 34 capas de una cinta de fibra epoxy de carbón estructural de calidad avión con maquina, tendida en una orientación 50/40/10 y teniendo un espesor total de aproximadamente 6,39 mm, mientras que el palo 16 consiste en 44 capas de una banda de fibra epoxy de carbón estructural de calidad avión tendida a mano en una orientación 25/50/25 y teniendo un espesor total de sobre 8,27 mm. Ambos el panel 14 de revestimiento y el palo 16 están imprimados por los dos lados antes de la instalación, por la zona de herramientas y por la zona de bolsa.
- 30          El panel 14 de revestimiento y el palo 16 están imprimados por los dos lados antes de la instalación, por la zona de herramientas y por la zona de bolsa.

- 35          El sujetador 12 está hecho de un metal tal como titanio y comprende un espárrago 18, preferiblemente un espárrago Hi-lock (o por ejemplo, un Lockbolt, un Eddiebolt o un Lockbolt de fricción) con un corte de precarga, teniendo una cabeza 20 biselada, que es avellanada en una correspondiente abertura 22 conformada en el panel de revestimiento 14, y una pata 24 (6,35 mm de diámetro de titanio desnudo con una cabeza biselada a 100 Grados), la cual pasa a través del panel de revestimiento 14 y del palo 16 asegurada por una tuerca metálica 26 que engrana en el palo 16. Antes de la operación, en la pata 24 se introduce un sellante (no mostrado) dentro del palo 16 y el panel de revestimiento 14. Un patín 28, preferiblemente un patín aislante, de sobre 2 milésimas de espesor se interpone entre el panel de revestimiento 14 y el palo 16 para absorber las diferencias en el espesor del panel de revestimiento. El patín 28 esta sellado al panel de revestimiento 14 y al palo 16 utilizando un sellante 30 neutro.
- 40          Un patín 28, preferiblemente un patín aislante, de sobre 2 milésimas de espesor se interpone entre el panel de revestimiento 14 y el palo 16 para absorber las diferencias en el espesor del panel de revestimiento. El patín 28 esta sellado al panel de revestimiento 14 y al palo 16 utilizando un sellante 30 neutro.

- 45          El sujetador 12 asegura también una capa eléctricamente conductora, preferiblemente una malla 32 de lámina de cobre en la forma de múltiples tiras 33, y una capa de lamina de fibra de vidrio 34, respectivamente, al panel de revestimiento 14. La malla 32 está por lo tanto considerada una parte integral del revestimiento 14. La estructura 10 de ala de avión está recubierta con una o mas capas de imprimación (mostrada aquí como una capa simple de imprimación 36) sobre la superficie exterior del panel de revestimiento 14, cubriendo ambos la capa 34 de lamina de fibra de vidrio y la cabeza 20 del sujetador 12, la cual está alineada con la superficie exterior de la malla 32. Entonces se aplican una o mas capas 42 de pintura por toda la superficie exterior de la imprimación 36.
- 50          Entonces se aplican una o mas capas 42 de pintura por toda la superficie exterior de la imprimación 36.

- 55          Cada tira 33 de la malla 32 de lámina de cobre es una lámina de cobre de 0,068 mm de espesor, 0,0618 gr/cm<sup>2</sup>, tal como la lámina de cobre IPC-4562/Cu-E-2-2-D-S-2 que esta fabricada por la Gould Electronics, Inc, de Chandler, Arizona. Las tiras 33 están centradas individualmente cada una de ellas a lo largo de la respectiva línea de sujetadores 35 y son de sobre 91,44 mm de ancho para un sujetador 12 singular. Aunque no está mostrado en las ilustraciones presentes, las tiras 33 pueden solaparse dependiendo de su respectiva colocación relativa a lo largo del palo 16 y de la capa de revestimiento 14. La malla 32 de lámina de cobre tiene suficiente conductividad como para cumplir o sobrepasar las especificaciones de grado IPC-4562 para asegurar un camino conductor seguro para derivar mucha de la corriente eléctrica generada por las descargas de rayo habituales para derivar lejos de cada sujetador 12 respectivo a lo largo de una línea 35 de sujetadores mucha de la corriente eléctrica generada por las descargas de rayo habituales.
- 60          La malla 32 de lámina de cobre tiene suficiente conductividad como para asegurar un camino conductor seguro para derivar mucha de la corriente eléctrica generada por las descargas de rayo habituales para derivar lejos de cada sujetador 12 respectivo a lo largo de una línea 35 de sujetadores mucha de la corriente eléctrica generada por las descargas de rayo habituales.

- 65          La capa 34 de lámina de fibra de vidrio es preferiblemente un material preimpregnado de epoxy con un vidrio Style 120-E y una resina epoxy de cura termoadjustada a 121° C (250 grados Fahrenheit). Alternativamente también se puede utilizar un tendido húmedo de un tejido de vidrio similar (vidrio E, Style 108) en una resina epoxy de cura termoadjustada a 121° C (250 grados Fahrenheit).

- 5 La imprimación 36 consiste en una imprimación para tanque de combustible basada en epoxy termoajustada bien conocida para aquellos de trabajo ordinario en la técnica de la industria aeroespacial. La imprimación 36 se aplica en una o mas capas hasta un espesor final de película de entre sobre 0,5 y 0,9 mils. La imprimación 36 se seca al aire durante entre sobre 4 horas antes de las aplicaciones de las capas de pintura 42 de recubrimiento.
- 10 La capa o capas de pintura 42 están formadas preferiblemente por un esmalte convencional de poliuretano grado aeroespacial que es bien conocido para aquellos de trabajo ordinario en la técnica de la industria aeroespacial. Este esmalte de poliuretano se aplica preferiblemente como una capa simple de aproximadamente 2 mil +/- 0,1 de espesor seco sobre la imprimación 36 previamente secada. Si han pasado mas de 48 horas desde la aplicación de la imprimación 36 se requiere el reactivar la superficie de la imprimación 36 frotando la superficie con un disolvente tal como alcohol isopropilico antes de aplicar la pintura 42. La pintura 42 se seca al aire entre sobre 4 horas y 7 días para asegurar el curado completo.
- 15 Sin embargo, después de una descarga de un rayo o debido a algún otro tipo de evento mecánico, pondrían estar dañadas una o mas tiras 33 de la malla 32 de lámina de cobre y/o uno o mas de los sujetadores 12, de manera que no se puede establecer un camino conductor seguro para derivar la corriente eléctrica lejos de los sujetadores 12 y a lo largo de la superficie 10 de ala lejos de las subestructuras subyacentes de tanque de combustible. El área dañada 50, como se muestra en la figura 3, debe ser reparada antes del subsiguiente uso del avión. Aquí se proponen dos métodos preferidos para la reparación del área dañada 50. Cada método retira o repara un área dañada 50 de cualquiera de las tiras 33 de lámina de cobre de la malla 32 de lámina de cobre e introduce un parche 53 de cobre en su lugar y están descritos en los diagramas de flujo lógicos mas adelante en las figuras 4 y 6 respectivamente. Las estructuras reparadas resultantes formadas utilizando los diagramas de flujo lógicos de las figuras 4 y 6 están mostradas en las figuras 5 y 7 respectivamente.
- 20 Refiriéndonos ahora a la figura 4, en un primer método preferido del presente invento, comenzando por el paso 100, primero se retiran del área dañada 50 de la estructura 10 de ala las capas de pintura 42 y de imprimación 36, mas 50,8 mm. radialmente como mínimo, con un abrasivo de grano 150 o mas fino, asegurando que toda la pintura 42 y la imprimación 36 han sido retiradas sin afectar la capa 34 de fibra de vidrio subyacente.
- 25 A continuación en el paso 110 las capas 34 de fibra de vidrio con capa compuesta se retiran mediante un proceso de chorreado. En este proceso en primer lugar se aplica una cinta de presión a baja o alta temperatura a lo largo de la línea exterior del área que va a ser chorreada. A continuación se lleva a cabo el chorreado manual o mecánicamente utilizando varios granos de papel de lija, y ruedas de corte de diamante o carbono. El chorreado se realiza con una plantilla circular, oblonga o semicircular basada en la configuración y situación del defecto. Después se realiza el chorreado final con un papel de lija de grano 250 o mas fino. Entonces la lámina 34 de fibra de vidrio que queda es destapada y lavada con un disolvente. Entonces se frota el área chorreada para secarla.
- 30 A continuación en el paso 120 se retira cuidadosamente cualquier cobre dañado de una tira o tiras 33 sin deteriorar el recubrimiento 14 de fibra de carbono subyacente. Para simplificar en la figura 3 se ha representado una tira 33 dañada. La lamina 33B de cobre sin dañar de cada respectiva tira 33 dañada es mantenida en su lugar encima del revestimiento 14 de fibra de carbón alrededor del área 54 a reparar.
- 35 En el paso 130 se han retirado los sujetadores 12 del área inmediata al área dañada 50, dejando abiertos los taladros 13 de sujetador. Los sujetadores 12 pueden o pueden no haber sido dañados por una descarga de rayo o un suceso mecánico. Los taladros 13 de sujetador son entonces tapados con un tapón de politetrafluoretileno de 6,35 mm. Alrededor del tapón se introducen vidrio molido y una resina epoxy de cura termoajustada a 66° C (150 grados Fahrenheit) para rellenar el avellanado alrededor del taladro 13 de sujetador. Para curar la resina epoxy se introduce calor localizado de suficiente temperatura cerca del taladro 13 de sujetador.
- 40 A continuación, en el paso 140, se corta una sección 52 de hoja de cobre prístina para ajustar el área reparada 54 con un solape 56 sobre la periferia 58 de la tira 33B de lámina de cobre subyacente que queda, rodeando el área reparada 54. Típicamente, este solape 56 está entre 12,7 y 25 mm. La sección 52 de lamina de cobre está formada del mismo material y con el mismo espesor que la tira 33 original de cobre (preferiblemente Gould IPC-4562/Cu-E-2-2-D-S-2 (0,0685 mm de espesor, 56,70 gr.). Para preparar la sección 52 de lamina de cobre para su subsiguiente unión con una película adhesiva 60 epoxy la sección 52 de lamina de cobre se lava con alcohol isopropilico, sin chorreado ni abrasión.
- 45 En el paso 150, se corta una película adhesiva 60 epoxy al mismo tamaño que la sección 52 de lámina de cobre y se acopla a la cara inferior de la lámina de cobre 52 para formar un parche de cobre 53. La película adhesiva 60 epoxy es un material adhesivo no soportado significando esto que no se utilizan materiales portadores. Preferiblemente, la película adhesiva 60 epoxy es de aproximadamente 0,127 mm de espesor con un peso nominal de aproximadamente 0,0156 miligramos por centímetro cuadrado. Una película adhesiva 60 epoxy modificada no soportada, preferida, es FM 300-2U, un adhesivo epoxy de cura termoajustada disponible de Cytec Engineered Materials, de West Patterson, New Jersey.
- 50
- 55
- 60
- 65

En configuraciones alternativas se puede utilizar una película adhesiva 60 epoxy de cura termoajustada a 177°C (350 grados Fahrenheit). Una película adhesiva 60 epoxy de cura termoajustada a 177° C (350 grados Fahrenheit) como ésta es AF555 Grado 15U, disponible de Minnesota Mining & Manufacturing (3M) de St. Paul, Minnesota.

- 5 En el paso 160 se introduce el parche de cobre 53 para reparar el área 54 de manera que la película adhesiva 60 cubre el recubrimiento 14 subyacente y solapa una porción de la periferia exterior 58 de la tira 33B de cobre que queda y de manera que la sección 52 de lámina de cobre cubre la porción entera de la película adhesiva 60. Típicamente, esto se hace por primero introducir la película adhesiva 60 sobre el recubrimiento 14 y solapando la tira 33B que queda y después introducir la sección 52 de lámina de cobre dentro de la película adhesiva 60.
- 10 Alternativamente, la película adhesiva 60 puede ser, primero, unida a la sección 52 de lámina de cobre para formar el parche 53 y el parche es entonces, subsiguientemente, introducido como una unidad singular en el recubrimiento 14, con la cara adhesiva 60 haciendo contacto con el recubrimiento 14.

- 15 En el paso 170, y como se muestra mejor en la figura 5, la sección 52 de lámina de cobre está unida a la tira 33B de cobre subyacente que queda por encima del área reparada 54 en el solape 56 por curación del componente epoxy de la película adhesiva 60 a la sección 52 de lámina de cobre, la periferia exterior 58 de la tira 33B de cobre y al revestimiento 14 subyacente. Para el adhesivo epoxy de cura termoajustada a 121° C (250 grados Fahrenheit) se utiliza una temperatura de sobre 124 +/- 5° C (255 +/- 10 grados Fahrenheit) durante sobre 90 minutos utilizando una técnica de bolsa de vacío a una presión negativa de sobre 635 mm de Hg. mientras que la temperatura del lado
- 20 bolsa es aumentada en rampa en incrementos de 2,8 ° C (5 grados Fahrenheit) hasta que se alcanza una temperatura de la manta térmica de sobre 124° C ( 255 grados Fahrenheit). La manta térmica se mantiene a 124° C (255 grados Fahrenheit) durante sobre 90 minutos para asegurar el curado completo. Entonces la temperatura de manta térmica se reduce lentamente a 60° C (140 grados Fahrenheit) antes de retirar la bolsa de vacío. La manta térmica es retirada después de la bolsa de vacío. Para asegurar el propio control de temperatura, los termopares (no mostrados) se colocan preferiblemente contra el revestimiento 14 cerca del palo 16 y en el lado revestimiento del
- 25 palo 16 antes del paso de curado.

- 30 Para un adhesivo epoxy de cura termoajustada a 177° C (350 grados Fahrenheit) se utiliza una temperatura de 180 +/- 5 ° C (355 +/- 10 grados Fahrenheit) utilizando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica. Mas preferiblemente se utiliza una bolsa de vacío y se mantiene a una presión negativa de sobre 635 mm de Hg. mientras que la temperatura del lado bolsa es aumentada en rampa en incrementos de 2,8 ° C (5 grados Fahrenheit) hasta que se alcanza una temperatura de manta térmica de sobre 180° C ( 355 grados Fahrenheit). La manta térmica se mantiene a 180° C (355 grados Fahrenheit) durante sobre 90 minutos para asegurar el curado completo. Entonces la temperatura de manta térmica se reduce lentamente a 60 ° C (140 grados Fahrenheit) antes de retirar la
- 35 bolsa de vacío. La manta térmica es retirada después de la bolsa de vacío. Para asegurar el propio control de temperatura, los termopares (no mostrados) están situados preferiblemente contra el revestimiento 14 cerca del palo 16 y en el lado revestimiento del palo 16 antes del paso de curado.

- 40 A continuación en el paso 180 se tiende una capa 62 de tejido de fibra de vidrio impregnado de resina en húmedo sobre el parche 53 de cobre curado con un solape de 12,25 mm sobre la periferia exterior del parche 53.

- 45 Para formar el tejido 62 de fibra de vidrio impregnado de resina, conocida de otra manera como lamina 62, primeramente se tiende sobre una superficie plana una primera capa de una película sólida de separación de cómo mínimo 101,6 mm mayor en cada dirección que la pieza de tejido de fibra de vidrio que esta siendo impregnada. A continuación sobre la película sólida de separación se aplica una capa de resina epoxy de cura termoajustada a 66° C (150 grados Fahrenheit) . A continuación sobre la capa de resina epoxy se aplica un tejido de fibra de vidrio de vidrio E. Entonces se aplica otra capa de resina epoxy sobre el tejido de fibra de vidrio. La relación preferida de resina respecto del tejido de fibra de vidrio están sobre entre 1 y 1,5 gramos de resina por gramo de tejido. Entonces se aplica una segunda capa de película sólida de separación sobre la segunda capa de resina. Finalmente se impregna uniformemente la resina de las capas de resina dentro del tejido de vidrio utilizando un rodillo, rasqueta o similar. Mas preferiblemente se coloca una bolsa de vacío sobre el conjunto para facilitar la impregnación.

- 55 A continuación la lámina 62 es extendida en húmedo sobre el parche 53 de cobre. Para cumplir con esto se retira la película sólida de separación de un lado de la lámina 62 y el lado expuesto es colocado sobre la sección 62 lámina de cobre. La segunda pieza de la película sólida de separación de la lámina 62 es retirada entonces de la superficie opuesta del parche 53. La lámina 62 es sometida entonces a la bolsa de vacío para asegurar la completa infiltración de la resina epoxy adicional en el interior del tejido de vidrio 62.

- 60 Finalmente se acopla una manta térmica a la lámina 62 y se cura bajo vacío la lámina 62 de tejido de fibra de vidrio con una temperatura de manta térmica de sobre 93+/- 5° C (200 +/- 10 grados Fahrenheit) durante sobre 220 minutos. Entonces se retira la manta térmica.

- 65 A continuación, en el paso 190, se perforan nuevos taladros 64 de sujetador a través de la lámina 62 de fibra de vidrio curada, del parche 53 de cobre, del recubrimiento 14 y a través hasta llegar al patín 28 y al palo 16. Se inspeccionan los nuevos taladros 64 de sujetador para verificar su situación y confirmar forma y tamaño.

- 5 En el paso 200 sujetadores 12 nuevos y prístinos están instalados en húmedo por técnicas convencionales a través de taladros 64 de sujetador, lo cual incluye la aplicación de un sellante de superficie de sellado total al tallo 24 en la zona no roscada. Se aprietan los sujetadores 12 dentro del rango de trabajo del sellante. Se retira el exceso de sellante después de que la instalación de los sujetadores 12 ha sido verificada en la propia longitud de agarre: alineación de cabeza, valor del par y apriete del sellante.
- 10 Finalmente en el paso 210 sobre la lámina 62 de fibra de vidrio y sujetadores 12 se reaplican las capas de imprimación 32 y de pintura 42 por un método similar a aquel descrito anteriormente para formar de superficie original imprimada y pintada. En la figura 5 se muestra la reparación resultante.
- 15 Refiriéndonos ahora al diagrama lógico de flujo de la figura 6, y como se mostrará mas adelante en la figura 7, en otro método preferido del presente invento, los pasos 300 – 360 se llevan a cabo primeramente utilizando los mismos materiales y exactamente de la misma manera que en los pasos 100 – 160 anteriores.
- 20 A continuación, en el paso 370, se aplica una capa 80 de fibra de vidrio preimpregnada sobre el parche 53 de cobre aplicado. La fibra de vidrio 80 preimpregnada consiste en un material de vidrio E preimpregnado con resina epoxy de cura termoajustada a 121 o 177° C (250 o 350 grados Fahrenheit). La fibra de vidrio 80 preimpregnada se corta para ajustar con un solape de 12,7 mm sobre la periferia del área 54 reparada.
- 25 En el paso 380 los componentes epoxy de la fibra de vidrio 80 preimpregnada y la película adhesiva 60 epoxy del parche 53 de cobre se curan simultáneamente utilizando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica cuando las temperaturas de cura de la película adhesiva sin soporte y de los componentes soporte de la impregnación 80 son las mismas. Para la curación a 121 °C (250 grados Fahrenheit) se utiliza una temperatura de 124 +/- 5° C (255 +/-10 grados Farenheit) durante sobre dos horas utilizando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica. Para la cura a 177°C (350 grados Fahrenheit) se utiliza una temperatura de sobre 180 +/-5 ° C (355 +/-10 grados Fahrenheit) durante sobre 2 horas utilizando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica. Después se retiran la manta térmica y el vacío y se enfrían las capas curadas de ambos la preimpregnada 80 y el adhesivo 60.
- 30 Alternativamente como se muestra en los pasos 365 y 375, cuando la temperatura de curado de la película adhesiva 60 sin soporte es diferente de la temperatura de curado del componente epoxy del preimpregnada 80 se utiliza un método diferente.
- 35 Primeramente, como se muestra en el paso 365 la película adhesivo 60 sin soporte es curada igual como en el método del paso 170 anterior para unir la sección 52 lámina de cobre al recubrimiento 14.
- 40 A continuación, en el paso 375, se coloca la capa 80 preimpregnada sobre la sección 52 de lámina de cobre y se cura separadamente. Para el adhesivo epoxy de cura termoajustada a 121° C (250 grados Fahrenheit) se utiliza una temperatura de sobre 124 +/- 5° C (255 +/- 10 grados Fahrenheit) durante sobre dos horas utilizando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica. Para el adhesivo epoxy de cura termoajustada a 177° C (350 grados Fahrenheit) se utiliza una temperatura de sobre 180 +/- 5° C (355 +/- 10 grados Fahrenheit) durante sobre dos horas utilizando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica. Entonces se enfrían las capas curadas de ambos el preimpregnada 80 y el adhesivo 60.
- 45 A continuación, en el paso 390, procediendo tanto del paso 375 o del paso 380, se perforan nuevos taladros 64 de sujetador a través del preimpregnada 80 de fibra de vidrio, de la sección 52 de lámina de cobre, del recubrimiento 14 y atravesando el patín 28 y el palo 16 como se ha descrito anteriormente en el paso 190.
- 50 En el paso 400, se reinsertan y aseguran sustancialmente los sujetadores 12 como se describe anteriormente en el paso 200.
- 55 Finalmente, en el paso 410, las capas de imprimación 36 y de pintura 42 se reaplican y curan sobre el preimpregnada 80 de fibra de vidrio y se cubren los sujetadores utilizando técnicas descritas anteriormente en el paso 210. La estructura 10 de ala reparada resultante esta ilustrada mejor en la figura 7.
- 60 El presente invento describe, por consiguiente, dos métodos preferidos para reparar estructuras 10 de alas compuestas dañadas por descargas de rayo o por cualquier otro medio mecánico. Esta reparación ayuda a mantener la integridad del sistema de prevención contra los rayos al ayudar a derivar las corrientes lejos de las estructuras de tanque de combustible proporcionando un camino de menor resistencia a lo largo de la superficie del ala. La reparación también mantiene la reducción de la densidad de corriente en los sujetadores afectados permitiendo un reparto de corriente sobre los sujetadores vecinos debido a la resistencia reducida del camino paralelo creado por la lamina de cobre.
- 65 Los métodos de las configuraciones preferidas son relativamente sencillos y de bajo coste por el hecho de que utiliza materiales de reparación compuestos estándar y pueden ser realizados fácilmente y en un tiempo relativamente corto. Esto limita la cantidad de tiempo muerto para reparación en la aviación comercial, permitiendo por tanto al avión utilizar mas tiempo transportando pasajeros y carga.

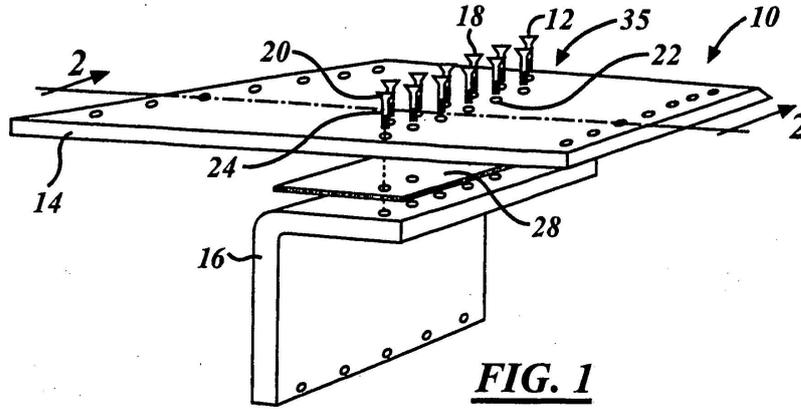
## REIVINDICACIONES

- 5 1. Un método para restablecer la impedancia reducida de una capa eléctricamente conductora contenida en un ala compuesta de un avión comercial, incluyendo la capa eléctricamente conductora una malla (33) de lamina de cobre y como mínimo un sujetador (24) asociado, habiendo sido dañada la capa eléctricamente conductora durante una descarga de un rayo o por otra incidencia mecánica de tal manera que la impedancia de la capa eléctricamente conductora es elevada, comprendiendo el método:
- 10 retirar todas las superficies (36,42) situadas encima de un área dañada (54) del ala compuesta para dejar a la vista una sección dañada de la capa eléctricamente conductora;  
retirar uno o mas sujetadores (12) del interior de la mencionada área dañada (54), en donde retirar cada uno de los mencionados sujetadores (12) deja un respectivo taladro (13) de sujetador;  
reparar cada uno de los respectivos taladros (13) de sujetador;
- 15 retirar una porción dañada de la malla (33) de lámina de cobre en el interior de la mencionada área dañada para desvelar un revestimiento (14) compuesto subyacente del ala compuesta , en donde la malla (33) de lámina de cobre incluye una porción (33B) no dañada que rodea la mencionada porción dañada;  
formar un parche (53) de cobre, comprendiendo el mencionado parche (53) de cobre una sección (52) de lámina de cobre de sustitución y una película adhesiva (60) sin soportar.
- 20 introducir el mencionado parche (53) de cobre por encima del mencionado revestimiento compuesto (16) subyacente de manera que una porción exterior del mencionado parche (53) solape una región de solape de la mencionada porción (33B) no dañada de la malla (33) de cobre y en donde la mencionada película adhesiva (60) no soportada hace contacto con el mencionado revestimiento compuesto (14) subyacente y la mencionada región (33B) de solape;
- 25 acoplar una capa de un material de fibra de vidrio (62;80) impregnado de resina sobre el mencionado parche (53) de cobre;  
curar la mencionada película adhesiva (60) no soportada;  
curar el mencionado material de fibra de vidrio (62;80) impregnado de resina;
- 30 acoplar uno o mas sujetadores (12) sin dañar a través del mencionado material de fibra de vidrio (62;80) impregnado de resina, del mencionado parche (53) de cobre, del mencionado recubrimiento (14) compuesto subyacente, un patín (28) y un palo (16) compuesto;  
aplicar una capa de imprimación (36) sobre el mencionado material de fibra de vidrio (62;80) impregnado de resina y los mencionados uno o mas sujetadores (12) no dañados;  
secar la mencionada capa de imprimación (36);
- 35 aplicar una capa de pintura (42) sobre la mencionada capa de imprimación (36); y  
secar la mencionada capa de pintura (42).
- 40 2. El método de la reivindicación 1 en donde la mencionada película adhesiva (60) no soportada es curada antes o simultáneamente con la curación del mencionado material de fibra de vidrio (62;80) impregnado de resina.
- 40 3. El método de la reivindicación 1 en donde la mencionada película adhesiva (60) no soportada comprende un material adhesivo termoajustado no soportado de película de resina epoxy modificada.
- 45 4. El método de la reivindicación 3, en donde el mencionado material de película adhesiva epoxy o termoajustada no soportada comprende un material de película adhesiva epoxy modificada de cura termoajustada a 121° C o 177° C (250 grados o 350 grados Fahrenheit).
- 50 5. El método de la reivindicación 2, en donde el material de película adhesiva (60) no soportada es curado antes de la cura del material (62) de fibra de vidrio impregnado de resina y donde el acoplar el mencionado material (62) de fibra de vidrio impregnado de resina sobre el mencionado parche (53) de cobre comprende:
- 55 formar un tejido (62) de fibra de vidrio impregnada de resina; y  
tender en húmedo el mencionado tejido (62) impregnado de resina sobre el mencionado parche (53) de cobre.
- 60 6. El método de la reivindicación 5, en donde formar el mencionado tejido (62) de fibra de vidrio impregnado de resina comprende:
- 60 situar una primera capa de una película sólida de separación en una superficie relativamente horizontal;  
introducir una primera cantidad de resina epoxy modificada de cura termoajustada a 66° C (150 grados Fahrenheit) sobre una mencionada primera capa;  
introducir una capa de tejido de vidrio E en la mencionada primera cantidad;
- 65 introducir una segunda cantidad de resina epoxy modificada de cura termoajustada a 66° C (150 grados Fahrenheit) sobre la mencionada capa, siendo la mencionada segunda cantidad aproximadamente igual en peso a la mencionada primera cantidad;  
acoplar una segunda capa de una película sólida de separación en la mencionada segunda cantidad;

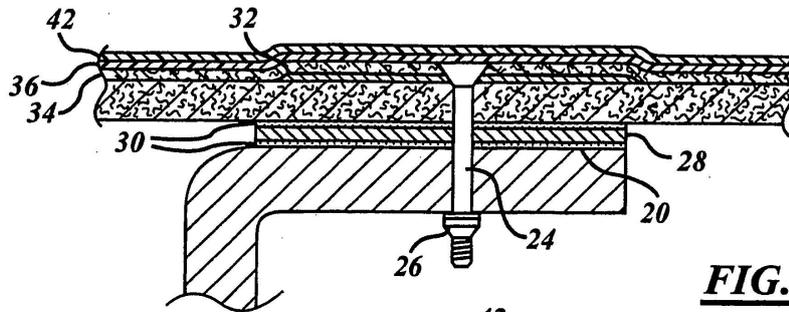
impregnar uniformemente la mencionada capa del mencionado tejido de vidrio E con la mencionada primera cantidad y la mencionada segunda cantidad de resina.

- 5 7. El método de la reivindicación 6, en donde el tender en húmedo el mencionado tejido (62) de fibra de vidrio impregnado de resina en el mencionado parche (53) de cobre comprende:
- 10 retirar la mencionada primera capa de la mencionada primera película sólida de separación de la mencionada primera capa;  
acoplar la mencionada primera capa de tejido (62) impregnado de resina sobre la mencionada sección de lámina de cobre del mencionado parche (53) de cobre tal que la mencionada segunda capa de la mencionada película sólida de separación no está en contacto con la mencionada sección de lámina de cobre; y  
15 retirar la mencionada segunda capa de la mencionada película sólida de separación del mencionado tejido de fibra de vidrio impregnado de resina;
8. El método según la reivindicación 7, en el que la curación del mencionado tejido (62) de fibra de vidrio impregnado de resina comprende:
- 20 acoplar una manta térmica al mencionado tejido (62) de fibra de vidrio impregnado de resina;  
aumentar la temperatura de la mencionada manta térmica sobre 93° C (200 grados Fahrenheit) durante sobre 220 minutos para curar la mencionada resina epoxy modificada de curación termoajustada a 66° C (155° grados); y  
retirar la mencionada manta térmica.
- 25 9. El método de la reivindicación 8, en donde la curación del mencionado material de película adhesiva (60) no soportada comprende:
- 30 acoplar una manta térmica a la mencionada película adhesiva no soportada, en donde la mencionada película adhesiva (60) no soportada comprende una película adhesiva no soportada de resina epoxy modificada de curación termoajustada a 121° C (250 grados Fahrenheit);  
incrementar lentamente la temperatura de la manta térmica hasta sobre 124° C (255 grados Fahrenheit);  
calentar la mencionada película adhesiva no soportada sobre durante 90 minutos; y  
retirar la mencionada manta térmica de la mencionada película adhesiva (60) no soportada.
- 35 10. El método de la reivindicación 8 en donde la curación de la mencionada película adhesiva (60) no soportada comprende:
- 40 acoplar una manta térmica a la mencionada película adhesiva no soportada, en donde la mencionada película adhesiva (60) no soportada comprende una película adhesiva no soportada de resina epoxy modificada de curación termoajustada a 177° C (350 grados Fahrenheit);  
incrementar lentamente la temperatura de la manta térmica hasta sobre 180° C (355 grados Fahrenheit);  
calentar la mencionada película adhesiva (60) no soportada sobre durante 90 minutos; y retirar la mencionada manta térmica de la mencionada película adhesiva (60) no soportada.
- 45 11. El método de la reivindicación 4, en donde el acoplamiento del mencionado tejido (80) de fibra de vidrio impregnado de resina sobre el mencionado parche (53) de cobre comprende acoplar un material preimpregnada (80) de fibra de vidrio sobre la mencionada sección lámina de cobre de sustitución del mencionado parche (53) de cobre.
- 50 12. El método de la reivindicación 11, en donde la curación del mencionado material de fibra de vidrio impregnado de resina comprende:
- 55 acoplar una manta térmica al mencionado material preimpregnada (80) de fibra de vidrio, teniendo el mencionado material preimpregnada (80) de fibra de vidrio un componente epoxy modificado de curación termoajustada a 121° C (250 grados Fahrenheit);  
incrementar una temperatura en el interior de la mencionada manta térmica hasta sobre 121° C (250 grados Fahrenheit);  
mantener la mencionada manta térmica a sobre 121° C (250 grados Fahrenheit) sobre durante 120 minutos para curar el mencionado componente epoxy de curación a 121° C (250 grados Fahrenheit) del mencionado material preimpregnada de fibra de vidrio; y  
60 retirar la mencionada manta térmica del mencionado material preimpregnada (80) de fibra de vidrio.
13. El método de la reivindicación 11, en donde la curación del mencionado material de fibra de vidrio impregnado de resina comprende:

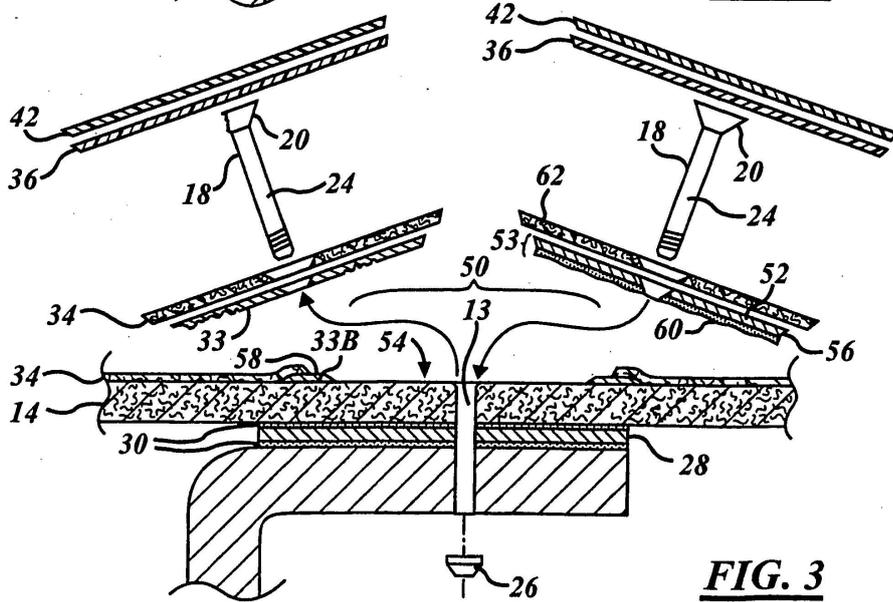
- acoplar una manta térmica al mencionado material preimpregnada (80) de fibra de vidrio, teniendo el mencionado material preimpregnada (80) de fibra de vidrio un componente epoxy modificado de curación termoajustada a 177° C (350 grados Fahrenheit);
- 5 incrementar una temperatura en el interior de la mencionada manta térmica hasta sobre 177° C (350 grados Fahrenheit);
- mantener la mencionada manta térmica a sobre 177° C (350 grados Fahrenheit) sobre durante 120 minutos para curar el mencionado componente epoxy de curación a 177° C (350 grados Fahrenheit) del mencionado material preimpregnada de fibra de vidrio; y
- 10 retirar la mencionada manta térmica del mencionado material preimpregnada (80) de fibra de vidrio.
14. El método de la reivindicación 1, en donde retirar todas las superficies (36, 42) situadas sobre un área dañada (54) del ala compuesta comprende:
- 15 retirar una capa (42) exterior de pintura y un área (36) exterior de imprimación sobre un área dañada mas un área extendida 50,8 mm radialmente utilizando un papel de lija de grano 150 o mas fino, exponiendo entonces un material subyacente de fibra de vidrio con lamina compuesta;
- acoplar una cinta adhesiva de alta o baja presión a lo largo de la periferia radial o un material subyacente con lamina compuesta para esconder el mencionado material subyacente con lamina compuesta;
- 20 chorrear el mencionado material subyacente con lamina compuesta, exponiendo entonces una tira (33) de lámina de cobre de una malla (33) de lámina de cobre;
- retirar la mencionada cinta adhesiva de alta o baja presión para exponer una capa (34) de fibra de vidrio que rodea a la mencionada tira de lámina de cobre; y
- lavar con disolvente la mencionada lamina de fibra de vidrio expuesta.
- 25 15. El método de la reivindicación 1, en donde reparar cada uno de los mencionados respectivos taladros de sujetador comprende:
- introducir un tapón de poli-tetra-fluor-etileno en cada uno de los mencionados respectivos taladros (13) de sujetador;
- 30 introducir una mezcla de fibra de vidrio molida y una resina epoxy modificada que cura a 66° C (150 grados Fahrenheit) alrededor del mencionado tapón de poli-tetra-fluor-etileno; y
- curar la mencionada resina epoxy modificada que cura a 66° C (150 grados Fahrenheit).
- 35 16. El método de la reivindicación 1, en donde el acoplamiento de uno o mas sujetadores no dañados comprende:
- perforar un nuevo taladro (64) de sujetador a través del mencionado material (62, 80) curado de fibra de vidrio impregnado de resina, del mencionado parche (53) de cobre, del mencionado material (14) subyacente de revestimiento compuesto, un patín (28) y un palo (16) compuesto;
- 40 instalar en húmedo un pasador (12) no dañado en el interior del mencionado nuevo taladro (64) de sujetador; sujetar una porción de palo del mencionado pasador no dañado con una tuerca metálica (26).



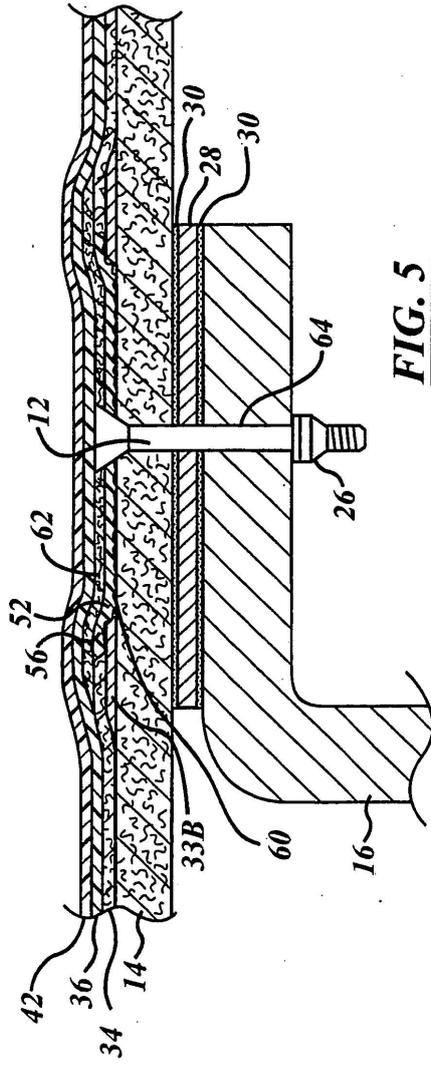
**FIG. 1**



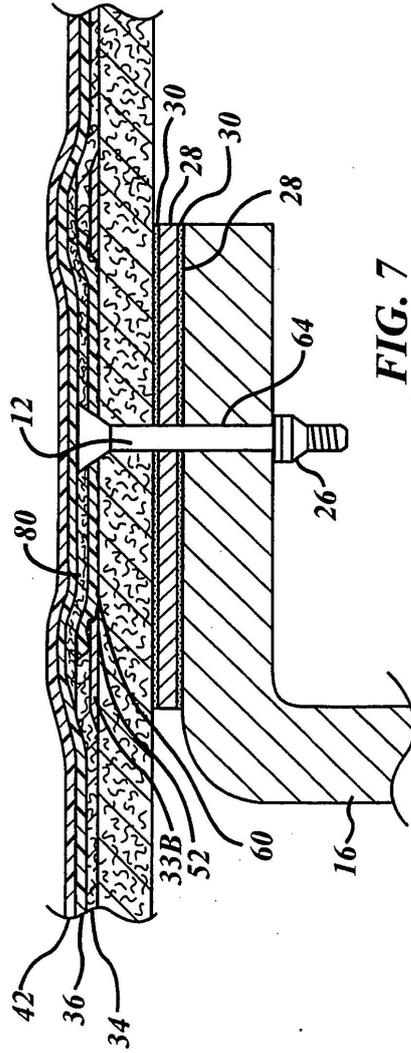
**FIG. 2**



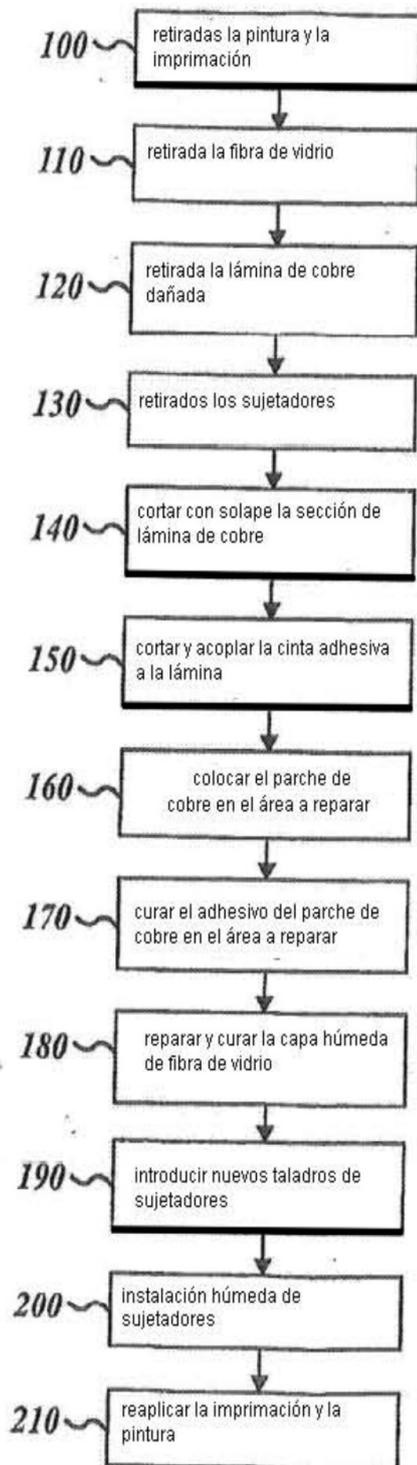
**FIG. 3**



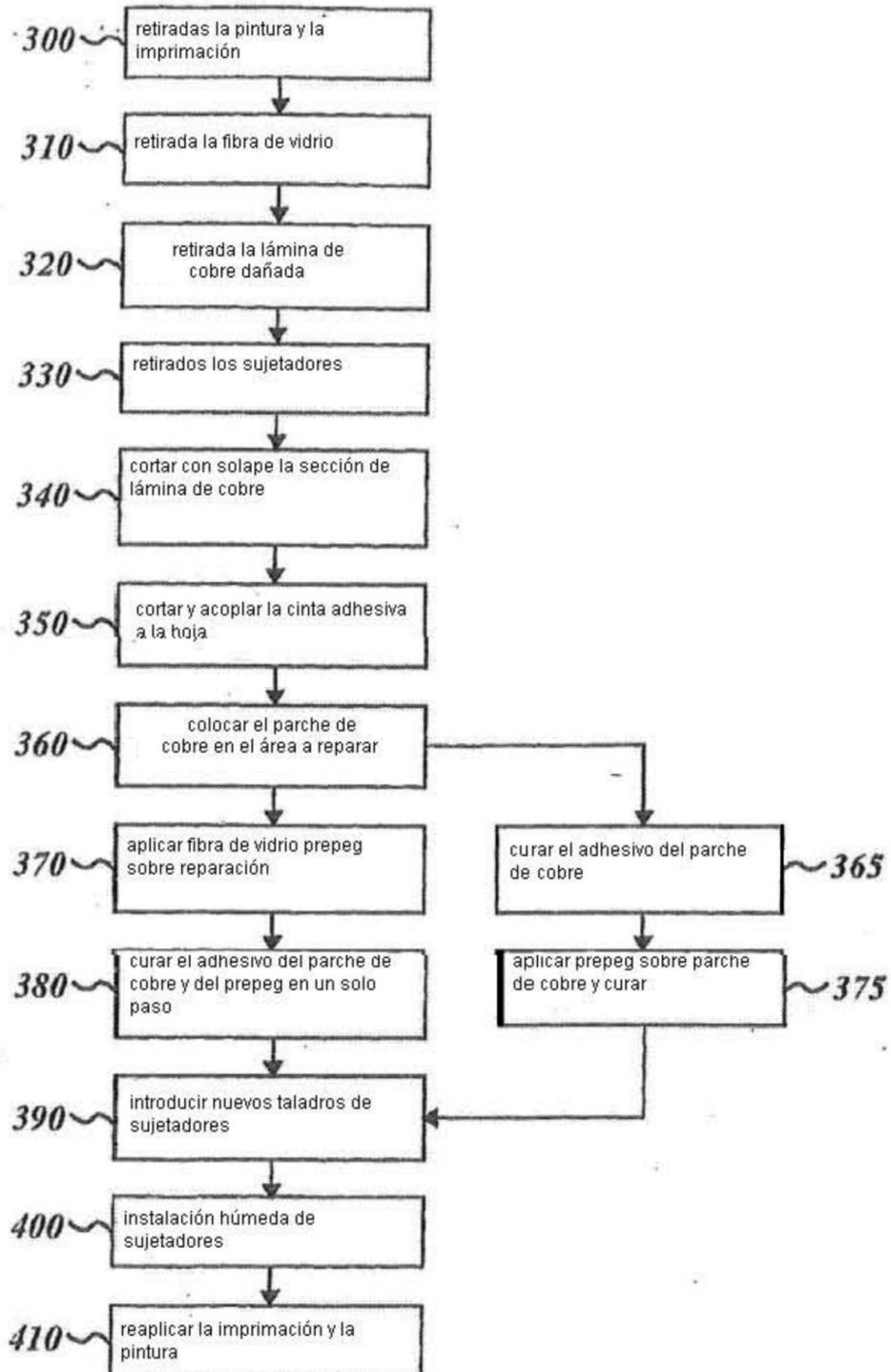
**FIG. 5**



**FIG. 7**



**FIG. 4**



**FIG. 6**