

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 831 153**

51 Int. Cl.:

**B29C 73/10** (2006.01)

**B64D 45/02** (2006.01)

**B64F 5/00** (2007.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **31.08.2006 E 10181387 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **19.08.2020 EP 2263865**

54 Título: **Técnica de reparación de malla de cobre para protección frente a rayos**

30 Prioridad:

**06.09.2005 US 220046**

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

**07.06.2021**

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)  
100 North Riverside Plaza  
Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**ACKERMAN, PATRICE, K.;  
BLANCHARD, STEVEN, D. y  
KOVACH, DANIEL, J.**

74 Agente/Representante:

**CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel**

ES 2 831 153 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 malla de cobre para protección frente a rayos

**Campo técnico**

5 La presente divulgación generalmente se refiere a las técnicas de protección frente a rayos de aeronaves y, más concretamente, a una técnica de reparación de malla de cobre para paneles compuestos de revestimiento de aeronave.

**Técnica anterior**

10 El uso de materiales de plástico reforzados con fibra de carbono ("CFRP"), también conocidos como compuestos de fibra de carbono, para elementos estructurales está aumentando en los aviones comerciales debido a las mayores relaciones resistencia con respecto a peso y rigidez con respecto a peso que ofrecen los compuestos de fibra de carbono en comparación con las estructuras de aluminio tradicionales.

15 Un rayo que impacta en una aeronave provoca que una elevada corriente eléctrica, que normalmente puede ser del orden de 100.000 amperios, fluya a través del bastidor de la aeronave. En una estructura compuesta de fibra de carbono, que es aproximadamente 2000 veces más resistiva que el aluminio, las capas de fibra de carbono actúan como conductores de muy alta resistencia y la resina entre las capas actúa como capas dieléctricas altamente capacitivas de modo que el rayo que impacta sobre el compuesto de fibra de carbono da como resultado un aumento de la diferencia de potencial producido a través de la estructura de los pliegos, pero no existe ninguna trayectoria eléctricamente conductora para descargar la corriente. Por lo tanto, la corriente tiende a concentrarse en los elementos de sujeción entre los paneles de revestimiento y la subestructura de la aeronave, dado que los elementos de sujeción están realizados generalmente de aleaciones altamente conductoras por motivos de resistencia. Cuando la energía del rayo no puede disiparse a un ritmo lo suficientemente rápido, es probable que se produzcan chispas de arco y peligrosas.

20 Este es un problema considerable, especialmente cuando la subestructura es la pared de un depósito de combustible y el arco conlleva el riesgo altamente peligroso de proyectar chispas, material fundido y gases calientes en el depósito de combustible.

25 Un enfoque conocido para reducir el efecto de los rayos sobre estructuras no metálicas consiste en aplicar, mediante pulverización de llama o chapado, una capa conductora, tal como de aluminio, a la superficie exterior de los paneles de revestimiento. El problema con la pulverización de llama o el chapado es que son operaciones secundarias usadas para aplicar la capa conductora a la estructura ya ensamblada. Además, es difícil lograr una interconexión eléctrica satisfactoria usando cualquiera de estos procesos. La capa conductora protectora también añade masa sin contribuir a la resistencia de la estructura ensamblada, es vulnerable a daños ambientales y es difícil de mantener. La producción y el mantenimiento de una disposición de este tipo son, por tanto, claramente costosos.

30 Otro enfoque conocido para reducir el efecto de los rayos sobre superficies no metálicas es instalar una pantalla o lámina tejida conductora en la superficie exterior de los paneles de revestimiento. Sin embargo, el uso de pantallas o láminas tejidas requiere el uso de un pliego adicional de fibra de vidrio cuando la estructura no metálica es de carbono para aislar eléctricamente la capa de carbono del metal para evitar la corrosión que también añade peso no estructural.

35 Todavía otro enfoque es emplear diversos diseños especiales de elementos de sujeción, por ejemplo, como, tal como se da a conocer en la patente estadounidense n.º 4.891, 732. Los elementos de sujeción dados a conocer en estas patentes emplean un cabezal biselado para el avellanado en la superficie del panel de revestimiento en contacto íntimo con el mismo, y una tuerca para fijar el elemento de sujeción en su sitio, tuerca que está diseñada para transmitir corriente eléctrica de forma segura a la subestructura de manera que no se producirán arcos. Una vez más, este enfoque con respecto al problema del arco es costoso debido a la necesidad de diseños especiales de elementos de sujeción.

40 Aún otro método conocido para proteger los sistemas de combustible frente a los rayos se describe en la patente estadounidense n.º 5.845.872 de Pridham *et al.*, que da a conocer un método para fijar un revestimiento de aeronave compuesto externo a una subestructura interior que incluye las etapas de incorporar una capa eléctricamente conductora en o aplicarla a una superficie exterior del revestimiento compuesto exterior, insertar un perno a través de la capa eléctricamente conductora y revestimiento compuesto exterior y a través de la subestructura interior, fijar el perno por medio de una tuerca que conecta directa o indirectamente la superficie interior de la subestructura interior, y aplicar material aislante sobre la cabeza del perno. Aunque la divulgación de Pridham protege de manera eficaz el sistema de combustible frente a los rayos, el sistema propuesto no aborda la necesidad de reparar el sistema de malla de cobre después del impacto de un rayo o después de otros daños mecánicos. La continuidad eléctrica de la capa eléctricamente conductora debe restablecerse para proporcionar una protección adecuada frente a los rayos.

45 A partir del documento US-A-5 865 397 se conoce una superficie de aeronave por su uso en una estructura compuesta. La superficie incluye una lámina conductora, una pantalla expandida de doble tirada conductora y un adhesivo para unir la lámina conductora y la pantalla a un material compuesto. La pantalla conductora está intercalada entre la lámina

conductora y la estructura compuesta, proporcionando contacto eléctrico entre la lámina y la estructura compuesta.

5 Por tanto, existe la necesidad de una técnica económica y robusta para la reparación de revestimientos de aeronave compuestos exteriores que utilizan lámina de cobre a lo largo de hileras de elementos de sujeción para la protección frente a rayos que se han visto dañados por rayos o de algún tipo de manera mecánica con el fin de mantener la integridad del sistema de prevención de rayos para ayudar a desviar las corrientes de rayos lejos de las subestructuras de depósito de combustible.

**Sumario de la invención**

10 La presente divulgación resuelve el objeto anterior mediante un método para restablecer la continuidad eléctrica de una capa eléctricamente conductora según la reivindicación 1, preferiblemente una malla de lámina de cobre que incluye tiras de lámina de cobre acopladas y centradas alrededor de elementos de sujeción ubicados en una línea de sujeción en el ala de aeronave compuesta, que se ha visto dañada previamente de manera mecánica o por un rayo. La presente divulgación utiliza un parche de cobre y un adhesivo especializado para sustituir la sección dañada de la capa eléctricamente conductora.

15 Según la divulgación, la reparación se realiza retirando, en primer lugar, cualquier elemento superficial (pinturas, imprimadores, capas de fibra de vidrio) así como una parte de la capa eléctricamente conductora para crear una abertura a un revestimiento compuesto subyacente. También se retira cualquier elemento de sujeción en la zona inmediata a la dañada. Un parche de cobre que consiste en un adhesivo de película no soportado y una tira de lámina de cobre se une entonces y se endurece sobre el revestimiento compuesto subyacente dentro de la abertura. Un pliego de material textil de fibra de vidrio impregnado con resina se humedece entonces sobre la superficie del parche de cobre y se endurece. Se perforan orificios a través del pliego endurecido y el parche de cobre y se reinstalan los elementos de sujeción. Esto permite volver a acoplar los elementos de sujeción al revestimiento compuesto subyacente y la tira de lámina de cobre. Entonces, vuelven a aplicarse el imprimador y la pintura y se endurecen sobre el pliego para completar la reparación.

20

25 Según la divulgación, la reparación se realiza retirando, en primer lugar, cualquier elemento superficial (pinturas, imprimadores, capas de fibra de vidrio) así como una parte de la capa eléctricamente conductora para crear una abertura al revestimiento compuesto subyacente. También se retira cualquier elemento de sujeción en la zona inmediata a la dañada. Un parche de cobre compuesto por un adhesivo de película no soportado y una tira de lámina de cobre se coloca entonces dentro de la abertura de manera que el adhesivo está contenido entre la tira de lámina de cobre y el revestimiento compuesto subyacente. Luego se aplica un pliego de un preimpregnado de fibra de vidrio sobre el parche de cobre. El preimpregnado de fibra de vidrio y el adhesivo de película no soportado se endurecen entonces preferiblemente de manera simultánea en una única etapa bajo calor y presión, aunque alternativamente, pueden endurecerse de manera individual después de la aplicación. Se perforan orificios a través de la capa de fibra de vidrio y el parche de cobre y se reinstalan los elementos de sujeción. Esto permite reacoplar los elementos de sujeción al revestimiento compuesto subyacente y al revestimiento de cobre. Entonces, vuelve a aplicarse el imprimador y la pintura y se endurecen sobre el preimpregnado de fibra de vidrio para completar la reparación.

30

35

40 Las técnicas de las realizaciones preferidas descritas anteriormente son relativamente sencillas y están disponibles para realizar reparaciones rápidas y económicas de aeronaves comerciales que ya están en servicio. Esta reparación ayuda a mantener la integridad del sistema de prevención de rayos para ayudar a desviar las corrientes de rayos lejos de las subestructuras de depósito de combustible proporcionando una trayectoria de resistencia más baja a lo largo de la superficie del ala. La reparación también mantiene la reducción de la densidad de corriente en los elementos de sujeción objetivo permitiendo el intercambio de corriente a los elementos de sujeción circundantes debido a la reducción de la resistencia de trayectoria paralela creada por la lámina de cobre. Las reparaciones permiten que la aeronave comercial vuelva a ponerse en servicio rápidamente y con un tiempo y gastos mínimos.

45 Otras características, beneficios y ventajas de la presente invención resultarán evidentes a partir de la siguiente descripción de la invención, cuando se observan según los dibujos adjuntos y reivindicaciones adjuntas.

**Breve descripción de los dibujos**

- La figura 1 es una vista en perspectiva de una estructura de ala compuesta prístina de un avión comercial;
- la figura 2 es una vista en sección de una parte de la figura 1 tomada a lo largo de la línea 2-2;
- 50 la figura 3 es una vista en sección de un método general para reparar la parte dañada de la estructura del ala de la figura 1 según los principios generales de un aspecto preferido de la presente divulgación;
- la figura 4 es un diagrama de flujo lógico para reparar una estructura de ala de la figura 1 según un aspecto preferido de la presente divulgación;
- la figura 5 es una vista en sección de una estructura de ala reparada de la figura 1 reparada según el diagrama de flujo lógico de la figura 4;

la figura 6 es un diagrama de flujo lógico para reparar una estructura de ala de la figura 1 según otro aspecto preferido de la presente divulgación; y

la Figura 7 es una vista en sección de una estructura de ala reparada de la figura 1 reparada según el diagrama de flujo lógico de la figura 6.

**5 Mejores modos para llevar a cabo la invención**

Ahora, haciendo referencia a las figuras 1 y 2, se muestran una vista en sección y en perspectiva de una parte de una estructura de ala 10 de un avión comercial que muestra una pluralidad de elementos de sujeción 12 que fijan un panel de revestimiento 14 de una estructura de aeronave a una subestructura interior 16, o larguero 16, que comprende la pared de un depósito de combustible.

10 El panel de revestimiento 14 y el larguero 16 están realizados de material compuesto de fibra de carbono de bajo peso y alta resistencia y rigidez formados por métodos convencionales que se conocen bien en la técnica. Por ejemplo, en una forma preferida, el panel de revestimiento 14 está formado a partir de 34 capas de una cinta de fibra de carbono/epoxi estructural colocada por máquina con calidad de aeronave colocada en una orientación 50/40/10 y que tiene un grosor total de aproximadamente 0,639 cm (0,2516 pulgadas), mientras que el larguero 16 consiste en 44  
15 capas de una cinta de fibra de carbono/epoxi estructural de versión colocada manualmente con calidad de aeronave colocada en una disposición 25/50/25 y que tiene un grosor total de aproximadamente 0,83 cm (0,3256 pulgadas). Tanto el panel de revestimiento 14 como el larguero 16 se impriman tanto en el lado de herramienta como en el lado de bolsa antes de la instalación.

20 El elemento de sujeción 12 está realizado de metal tal como titanio y comprende un perno 18, preferiblemente un perno Hi-Lok (o por ejemplo, un perno de cierre de seguridad, perno de Eddie o perno de cierre de seguridad encamisado) con una cizalla de precarga, que tiene un cabezal biselado 20, que se avellana para dar una abertura 22 de forma correspondiente en el panel de revestimiento 14, y un vástago 24 (0,64 cm (0,25 pulgadas) de diámetro de titanio desnudo con una cabeza de corte de 100 grados), que pasa a través del panel de revestimiento 14 y el larguero 16 para fijarse por una tuerca metálica 26 que se engancha al larguero 16. Se introduce un sellador (no mostrado) en el vástago 24 antes de su instalación en el larguero 16 y panel de revestimiento 14. Una cuña 28, preferiblemente una cuña aislante, de aproximadamente 2 mils de grosor, se interpone entre el panel de revestimiento 14 y el larguero 16 como relleno para compensar las diferencias en el grosor del panel de revestimiento 14. La cuña 28 se sella al panel de revestimiento 14 y al larguero 16 usando un sellador de superficie 30.

30 El elemento de sujeción 12 también fija una capa eléctricamente conductora, preferiblemente una malla de lámina de cobre 32 en forma de una pluralidad de tiras 33, y una capa de pliego de fibra de vidrio 34, respectivamente, al panel de revestimiento 14. Por lo tanto, la malla 32 se considera parte integrante del panel de revestimiento 14. La estructura de ala de aeronave 10 está recubierta con una o más capas de imprimación (en este caso se muestra como una única capa de imprimación 36) sobre la superficie exterior del panel de revestimiento 14, cubriendo tanto la capa de pliego de fibra de vidrio 34 como la cabeza 20 del elemento de sujeción 12, que está alineada con la superficie exterior de la malla 32. A continuación, se aplican una o más capas 42 de pintura sobre toda la superficie exterior de la imprimación 36.

40 Cada tira 33 de la malla de lámina de cobre 32 es una lámina de cobre de 0,0069 cm (0,0027 pulgadas) de grosor, 610 g/m<sup>2</sup> (2 onzas/ft<sup>2</sup>), tal como la lámina de cobre IPC-4562/Cu-E-2-2-D-S-2, que se fabrica por Gould Electronics, Inc. de Chandler, Arizona. Cada una de las tiras 33 está centradas de manera individual a lo largo de una línea de sujeción 35 respectiva y miden aproximadamente 9,14 cm (3,6 pulgadas) de ancho para un único elemento de sujeción 12. Aunque no se muestra en las presentes ilustraciones, las tiras 33 pueden solaparse dependiendo de su ubicación relativa respectiva a lo largo del larguero 16 y el panel de revestimiento 14. La malla de lámina de cobre 32 tiene suficiente conductividad eléctrica para cumplir o superar las especificaciones de grado IPC-4562 para garantizar una trayectoria conductora segura para desviar gran parte de la corriente eléctrica generada por el impacto de los rayos en uso, lejos de cada elemento de sujeción 12 respectivo a lo largo de una línea de sujeción 35.

50 La capa de pliego de fibra de vidrio 34 es, preferiblemente, un material de preimpregnado de epoxi formado con una fibra de vidrio de clase E Style 120 y una resina epoxi termoendurecible con endurecimiento a 121 °C (250 grados Fahrenheit). Alternativamente, también puede usarse una capa húmeda con un ligamento similar al del cristal (fibra de vidrio de clase E, Style 108) en una resina epoxi termoendurecible con endurecimiento a 121 °C (250 grados Fahrenheit).

55 El imprimador 36 consiste en un imprimador de depósito de combustible a base de epoxi termoendurecible convencional que se conoce bien por los expertos habituales en la técnica de la industria aeroespacial. La imprimación 36 se aplica en una o más capas a un grosor de película seca de entre 12,70 y 22,86 micrómetros (aproximadamente 0,5 y 0,9 mils). El imprimador 36 se seca al aire durante aproximadamente 4 horas antes de la aplicación de las capas de pintura superpuestas 42.

La capa o capas 42 de pintura, se forman, preferiblemente, a partir de un esmalte de poliuretano de grado aeroespacial convencional que también se conoce bien por los expertos habituales en la técnica de la industria aeroespacial. Este esmalte de poliuretano se aplica preferiblemente como una única capa de aproximadamente 50,80 micrómetros ± 2,54

(2 mil +/- 0,1) de grosor seco sobre el imprimador previamente seco 36. Si han pasado más de 48 horas desde la aplicación del imprimador 36, se requiere reactivar la superficie del imprimador 36 limpiando la superficie con un disolvente tal como alcohol isopropílico antes de aplicar la pintura 42. La pintura 42 se seca al aire durante aproximadamente 4 horas y 7 días para garantizar un endurecimiento completo.

5 Sin embargo, después de un impacto de rayo, o debido a algún otro tipo de situación mecánica, una o más tiras 33 de la malla de lámina de cobre 32 y/o uno o más de los elementos de sujeción 12 pueden dañarse de manera que no puede establecerse una trayectoria conductora segura para desviar la corriente eléctrica lejos de los elementos de sujeción 12 y a lo largo de la superficie de la estructura de ala 10, lejos de las subestructuras de depósito de combustible subyacentes. La zona dañada 50, tal como se muestra en la figura 3, debe repararse antes del uso posterior de la aeronave. En el presente documento se proponen dos métodos preferidos para reparar la zona dañada 50. Cada método elimina o repara una zona dañada 50 de cualquiera de las tiras de lámina de cobre 33 de la malla de lámina de cobre 32 e introduce un parche de cobre 53 en su sitio y se describen en diagramas de flujo lógico a continuación en las figuras 4 y 6, respectivamente. Las estructuras reparadas resultantes formadas usando los diagramas de flujo lógico de las figuras 4 y 6, por lo tanto, se muestran en las figuras 5 y 7, respectivamente.

10  
15 Ahora, haciendo referencia a la figura 4, en un método preferido de la presente divulgación, comenzando con la etapa 100, en primer lugar, se retiran las capas de pintura 42 y de imprimador 36 de la zona dañada 50 de la estructura de ala 10, más 5,08 cm (dos pulgadas) radialmente a un mínimo, con un abrasivo de grano 150 o más fino, lo que garantiza que toda la pintura 42 y el imprimador 36 se retiran sin afectar a la capa de fibra de vidrio subyacente 34.

20 A continuación, en la etapa 110, las capas de fibra de vidrio de pliego compuesto 34 se retiran mediante un proceso de lijado. En este proceso, primero se aplica una cinta de presión a baja o alta temperatura a lo largo del contorno de la zona que va a lijarse. A continuación, el lijado se realiza o bien manual o bien mecánicamente usando diversos granos de papel de lija, y ruedas de corte de diamante o de carburo. El lijado se realiza en un patrón circular, oblongo o semicircular basándose en la configuración y ubicación del defecto. La zona se termina lijando con papel de lija de grano 240 o más fino. Después, el pliego de fibra de vidrio 34 restante se descubre y se lava con disolvente. A continuación, la zona lijada se seca con un paño.

A continuación, en la etapa 120, cualquier cobre dañado de una tira o tiras 33 se retira cuidadosamente sin alterar el revestimiento de fibra de carbono subyacente 14. Por motivos de simplicidad, en la figura 3, se ilustra una tira 33 dañada. La lámina de cobre no dañada 33B de cada tira dañada 33 respectiva se mantiene en su ubicación en la parte superior del revestimiento de fibra de carbono 14 alrededor de la zona de reparación 54.

30 En la etapa 130, los elementos de sujeción 12 se retiran en la zona inmediata a la zona dañada 50, dejando abiertos los orificios de sujeción 13. Los elementos de sujeción 12 pueden o no haber sido dañados por un rayo o un problema mecánico. Los orificios de sujeción 13 se conectan con un conector de politetrafluoroetileno de 0,64 cm (¼ pulgadas). Alrededor del conector se introducen un vidrio laminado y una resina epoxi termoendurecible con endurecimiento a 66°C (150 grados Fahrenheit) para llenar el avellanado alrededor del orificio de sujeción 13. Se introduce calor localizado de temperatura suficiente cerca del orificio de sujeción 13 para endurecer la resina epoxi.

35 A continuación, en la etapa 140, se corta una sección de lámina de cobre prístina 52 para adaptarse a la zona de reparación 54 con un solapado 56 sobre la periferia 58 de la tira de lámina de cobre subyacente 33B restante que rodea la zona de reparación 54. Típicamente, este solapado 56 se encuentra entre 1,27 y 2,54 cm (media y una pulgada). La sección de lámina de cobre 52 está formada a partir del mismo material y grosor que la tira de cobre original 33 (preferiblemente Gould IPC-4562/ Cu-E-2-2-D-S-2 (0,006 cm (0,0027 pulgadas) de grosor, 59 ml (2 oz.))). La sección de lámina de cobre 52 se enjuaga con alcohol isopropílico, sin lijado ni abrasión, para preparar la sección de lámina de cobre 52 para la posterior unión a un adhesivo de película epoxi 60.

40 En la etapa 150, un adhesivo de película epoxi 60 se corta al mismo tamaño que la sección de lámina de cobre 52 y se acopla al lado inferior de la lámina de cobre 52 para formar un parche de cobre 53. El adhesivo de película epoxi 60 es un material adhesivo no soportado, lo que significa que no se utilizan materiales de soporte. Preferiblemente, el adhesivo de película epoxi 60 tiene aproximadamente 0,013 cm (0,005 pulgadas) de grosor y un peso nominal de aproximadamente 0,15 kg/m<sup>2</sup> (0,030 libras por pie cuadrado). Un adhesivo de película epoxi modificado no soportado 60 preferido es FM300-2U, un adhesivo epoxi termoendurecible con endurecimiento a 121 °C (250 grados Fahrenheit) disponible en Cytac Engineered Materials de West Patterson, Nueva Jersey.

45 En aspectos alternativos, puede utilizarse una película de adhesivo epoxi termoendurecible con endurecimiento a 177 °C (350 grados Fahrenheit) 60. Una película de adhesivo epoxi termoendurecibles con endurecimiento a 177 °C (350 grados Fahrenheit) 60 es AF555 grado 15U, disponible en Minnesota Mining & Manufacturing (3M) de St. Paul, Minnesota.

50 En la etapa 160, el parche de cobre 53 se introduce en la zona de reparación 54 de manera que el adhesivo de película epoxi 60 cubre el panel de revestimiento 14 y solapa una parte de la periferia exterior 58 de la banda de cobre restante 33B y de manera que la sección de lámina de cobre 52 cubre toda la parte del adhesivo de película 60. Normalmente, esto se realiza introduciendo en primer lugar el adhesivo de película 60 sobre el panel de revestimiento 14 y solapando la tira restante 33B y posteriormente introduciendo la sección de lámina de cobre 52 en el adhesivo de película 60.

Alternativamente, el adhesivo de película 60 puede unirse en primer lugar a la sección de lámina de cobre 52 para formar el parche 53, y posteriormente se introduce el parche como una única unidad sobre el panel de revestimiento 14 con el lado de adhesivo 60 en contacto con el panel de revestimiento 14.

5 En la etapa 170, y tal como se muestra mejor en la figura 5, la sección de lámina de cobre 52 se une a la banda de cobre subyacente 33B restante sobre la zona de reparación 54 en el solapado 56 endureciendo el componente epoxi del adhesivo de película 60 a la sección de lámina de cobre 52, la periferia exterior 58 de la tira de cobre 33B y al panel de revestimiento 14. Para el adhesivo epoxi termoendurecible con endurecimiento a 121 °C (250 grados Fahrenheit), se utiliza una temperatura de aproximadamente 124 +/- 6°C (255 +/- 10 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 90 minutos usando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica. Más preferiblemente, se usa una bolsa de vacío y se mantiene a una presión negativa de aproximadamente 25 pulgadas de mercurio, mientras que la temperatura lateral de la bolsa aumenta en incrementos de 2,8 °C (5 grados Fahrenheit) hasta alcanzar una temperatura de la manta térmica de aproximadamente 124 °C (255 grados Fahrenheit). La temperatura de la manta térmica se mantiene a 124 °C (255 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 90 minutos para garantizar el endurecimiento completo. Entonces, la temperatura de la manta térmica se reduce lentamente a 60 °C (140 grados Fahrenheit) antes de retirar la bolsa de vacío. La manta térmica se retira después de la bolsa de vacío. Para garantizar el control adecuado de la temperatura, se sitúan termopares (no mostrados) preferiblemente contra el panel de revestimiento 14 junto al larguero 16 y en el lado de revestimiento del larguero 16 antes de la etapa de endurecimiento.

20 Para un adhesivo epoxi termoendurecible con endurecimiento a 177 °C (350 grados Fahrenheit), se utiliza una temperatura de alrededor de 180 °C (355 +/- 10 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 90 minutos usando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica. Más preferiblemente, se usa una bolsa de vacío y se mantiene a una presión negativa de aproximadamente 25 pulgadas de mercurio, mientras que la temperatura lateral de la bolsa aumenta en incrementos de 2,8 °C (5 grados Fahrenheit) hasta alcanzar una temperatura de la manta térmica de aproximadamente 180 °C (355 grados Fahrenheit). Entonces, la temperatura de la manta térmica se mantiene a 180 °C (355 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 90 minutos para garantizar el endurecimiento completo. Entonces, la temperatura de la manta térmica se reduce lentamente a 60 °C (140 grados Fahrenheit) antes de retirar la bolsa de vacío. La manta térmica se retira después de la bolsa de vacío. Para garantizar el control adecuado de la temperatura, se sitúan termopares (no mostrados) preferiblemente contra el panel de revestimiento 14 junto al larguero 16 y en el lado de revestimiento del larguero 16 antes de la etapa de endurecimiento.

30 A continuación, en la etapa 180, una capa de material textil de fibra de vidrio impregnada con resina 62 se humedece sobre el parche de cobre endurecido 53 con un solapado de 0,127 cm (0,5 pulgadas) sobre la periferia exterior del parche 53.

35 Para formar el material textil de fibra de vidrio impregnado de resina 62, también conocido como pliego 62, se coloca en primer lugar sobre una superficie plana una película de separación sólida al menos 10,16 cm (cuatro pulgadas) más grande en todas las direcciones que la pieza de material textil de fibra de vidrio que se está impregnando. A continuación, se aplica una capa de resina epoxi termoendurecible con endurecimiento a 66 °C (150 grados Fahrenheit) a la película de separación. A continuación, se aplica una capa de material textil de fibra de vidrio E sobre la capa de resina epoxi. Entonces, se aplica otra capa de resina epoxi sobre el material textil de fibra de vidrio. La relación preferida de resina y fibra de vidrio se encuentra entre aproximadamente 1 y 1,5 onzas de resina por onza de material textil. Se aplica una segunda capa de película de separación sobre la segunda capa de resina. Finalmente, la resina de las capas de resina se impregna uniformemente dentro del material textil de vidrio usando un rodillo, rasqueta o dispositivo similar. Más preferiblemente, se coloca una bolsa de vacío sobre el conjunto para facilitar la impregnación.

45 A continuación, el pliego 62 se humedece sobre el parche de cobre 53. Para ello, la película de separación se retira de un lado del pliego 62 y el lado expuesto se coloca sobre la sección de lámina de cobre 52. La segunda pieza de película de separación del pliego 62 se retira de la superficie opuesta al parche 53. Entonces, la capa 62 se envasa al vacío para garantizar la infiltración completa de la resina epoxi adicional dentro del material textil de vidrio 62.

Finalmente, una manta térmica se acopla al pliego 62 y el componente epoxi del material textil de fibra de vidrio 62 se endurece al vacío con una temperatura de la manta térmica de aproximadamente 93 +/- 5 °C (200 +/- 10 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 220 minutos. Entonces, se retira la manta térmica.

50 A continuación, en la etapa 190, se perforan nuevos orificios de sujeción 64 a través de la capa de fibra de vidrio endurecida 62, el parche de cobre 53, el panel de revestimiento 14, y a través de la cuña 28 y larguero 16 subyacentes. Los nuevos orificios de sujeción 64 se inspeccionan para verificar la ubicación y para confirmar la forma y el tamaño.

55 En la etapa 200, los nuevos y prístinos elementos de sujeción 12 se instalan en húmedo mediante técnicas convencionales a través de orificios de sujeción 64, que incluyen la aplicación de un sellador de superficie completo al vástago 24 no en la zona roscada. Los elementos de sujeción 12 están atornillados durante la vida útil del sellador. El exceso de sellador se retira después de haber verificado la instalación de los elementos de sujeción 12 para una correcta longitud de agarre; alineación de cabezas, valor de par y compresión del sellador.

Finalmente, en la etapa 210, las capas de imprimador 32 y pintura 42 se vuelven a aplicar sobre el pliego de fibra de vidrio 62 y los elementos de sujeción 12 en un método similar al descrito anteriormente para formar la superficie pintada e imprimada original. La reparación resultante se muestra en la figura 5.

5 Ahora, haciendo referencia al diagrama de flujo lógico de la figura 6, y tal como se muestra adicionalmente en la figura 7, en otro método preferido de la presente divulgación, en primer lugar, se realizan las etapas 300-360 utilizando los mismos materiales y exactamente de la misma manera que las etapas 100-160 anteriores.

10 A continuación, en la etapa 370, se aplica una capa de preimpregnado de fibra de vidrio 80 sobre el parche de cobre aplicado 53. El preimpregnado de fibra de vidrio 80 está compuesto por un material textil de vidrio E preimpregnado con una resina epoxi termoendurecible con endurecimiento a 121 o a 177 °C (250 o 350 grados Fahrenheit). El preimpregnado de fibra de vidrio 80 se corta para adaptarse con un solapado de 0,127 (0,5 pulgadas) sobre la periferia de la zona reparada 54.

15 En la etapa 380, los componentes epoxi del preimpregnado de fibra de vidrio 80 y el adhesivo de película epoxi 60 del parche 53, se endurecen simultáneamente usando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica cuando las temperaturas de endurecimiento del adhesivo de película no soportado y el componente epoxi del preimpregnado 80 son las mismas. Para el endurecimiento a 121 °C (250 grados), se utiliza una temperatura de aproximadamente 124 +/- 5 °C (255 +/- 10 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 2 horas usando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica. Para el endurecimiento a 177 °C (350 grados Fahrenheit), se utiliza una temperatura de aproximadamente 180 +/- 5 °C (355 +/- 10 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 2 horas usando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica. Entonces, se retiran la manta térmica y el vacío y se enfrían las capas endurecidas tanto del preimpregnado 80 como del adhesivo 60.

Alternativamente, tal como se muestra en las etapas 365 y 375, cuando la temperatura de endurecimiento del adhesivo de película no soportado 60 es diferente a la temperatura de endurecimiento del componente epoxi del preimpregnado 80, se utiliza un método diferente.

25 En primer lugar, tal como se muestra en la etapa 365, el adhesivo de película no soportado 60 se endurece tal como en el método de la etapa 170 anterior para unir la sección de lámina de cobre 52 al panel de revestimiento 14.

30 A continuación, en la etapa 375, el preimpregnado de epoxi 80 se coloca sobre la sección de lámina de cobre 52 y se endurece por separado. Para el adhesivo epoxi termoendurecible con endurecimiento a 121 °C (250 grados Fahrenheit), se utiliza una temperatura de aproximadamente 124 +/- 5 °C (255 +/- 10 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 2 horas usando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica. Para el adhesivo epoxi termoendurecible con endurecimiento a 177 °C (350 grados Fahrenheit), se utiliza una temperatura de aproximadamente 180 +/- 5 °C (355 +/- 10 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 2 horas usando una técnica de bolsa de vacío y una manta térmica. Entonces, las capas endurecidas tanto del preimpregnado 80 como del adhesivo 60 se enfrían.

35 A continuación, en la etapa 390, partiendo de la etapa 375 o 380, se perforan nuevos orificios de sujeción 64 a través del preimpregnado de fibra de vidrio 80, la sección de lámina de cobre 52, el panel de revestimiento 14, y a través de la cuña 28 y el larguero 16 subyacentes tal como se describió anteriormente en la etapa 190.

En la etapa 400, los elementos de sujeción 12 se reinsertan y se fijan sustancialmente tal como se describió anteriormente en la etapa 200.

40 Finalmente, en la etapa 410, las capas de imprimador 36 y pintura 42 vuelven a aplicarse y a endurecerse sobre el preimpregnado de fibra de vidrio 80 y cubren los elementos de sujeción 12 usando las técnicas descritas anteriormente en la etapa 210. La estructura de ala reparada resultante 10 se ilustra mejor en la figura 7.

45 Por tanto, la presente divulgación describe dos métodos preferidos para reparar estructuras de alas compuestas 10 dañadas por impactos de rayos o por algún otro medio mecánico. Esta reparación ayuda a mantener la integridad del sistema de prevención de rayos para ayudar a desviar las corrientes de rayos lejos de las subestructuras de depósito de combustible proporcionando una trayectoria de resistencia más baja a lo largo de la superficie del ala. La reparación también mantiene la reducción de la densidad de corriente en los elementos de sujeción objetivo permitiendo el intercambio de corriente a los elementos de sujeción circundantes debido a la reducción de la resistencia de trayectoria paralela creada por la lámina de cobre.

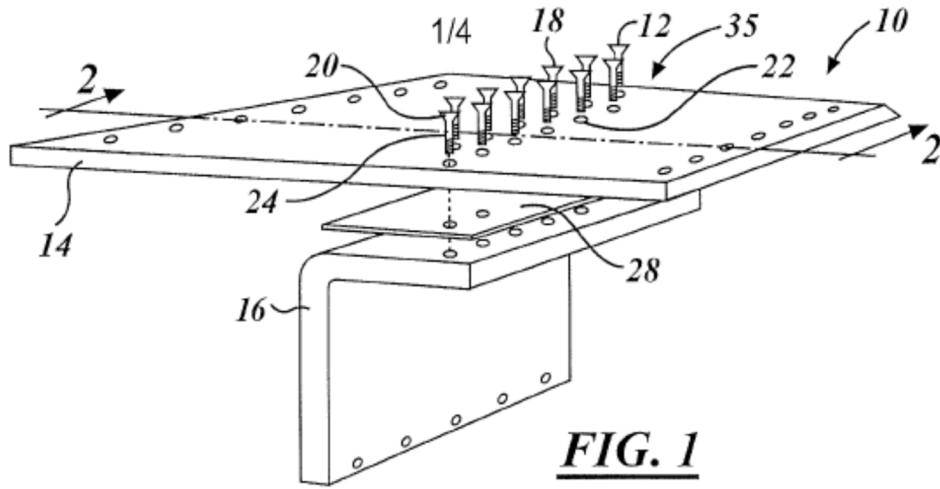
50 Los métodos de las realizaciones preferidas son relativamente sencillos y económicos, ya que utilizan materiales de reparación compuestos habituales y pueden realizarse fácilmente en una cantidad de tiempo relativamente corta. Esto limita la cantidad de tiempo de inactividad para la reparación de aeronaves comerciales, permitiendo de ese modo que la aeronave dedique más tiempo al transporte de pasajeros y carga.

**REIVINDICACIONES**

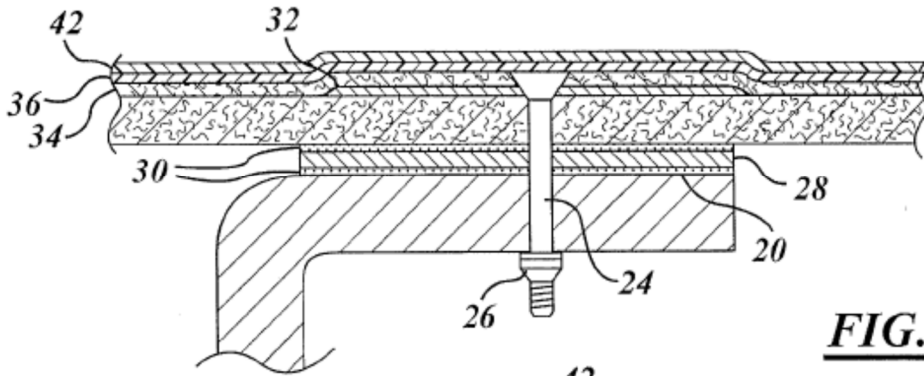
1. Método para restablecer la continuidad eléctrica de una capa eléctricamente conductora (52) contenida en un ala de una aeronave comercial, en el que la capa conductora (52) se ha visto dañada previamente de manera mecánica o por un rayo, comprendiendo el método:
- 5 retirar cualquier superficie y una parte de la capa eléctricamente conductora (52) para crear una abertura a un revestimiento compuesto subyacente (14), incluyendo los elementos superficiales de pintura (42), imprimadores (32) y capas de fibra de vidrio;
- 10 retirar elementos de sujeción (12) en una zona del daño (50) dejando los orificios de sujeción (13) abiertos; unir y endurecer un parche de cobre (53) sobre el revestimiento compuesto subyacente (14) dentro de la abertura, consistiendo el parche de cobre (53) en un adhesivo de película no soportado (60) y una tira de lámina de cobre (33);
- disponer en húmedo un pliego (62, 80) de un material textil de fibra de vidrio impregnado de resina sobre la superficie del parche de cobre (53) y endurecer el pliego (62, 80);
- perforar nuevos orificios de sujeción (64) a través del pliego endurecido (62, 80) y el parche de cobre (53);
- 15 volver a instalar los elementos de sujeción (12) para permitir el reacoplamiento de los elementos de sujeción (12) al revestimiento compuesto subyacente (14) y a la tira de lámina de cobre (33);
- volver a aplicar y endurecer los imprimadores (32) y la pintura (42) sobre el pliego (62, 80) para completar la reparación.
2. Método según la reivindicación 1, en el que dicho adhesivo de película no soportado (60) se endurece simultáneamente con el endurecimiento dicho pliego (62).
3. Método según la reivindicación 1, en el que dicho adhesivo de película no soportado (60) comprende un material adhesivo de película de resina epoxi modificado termoendurecible no soportado.
- 20 4. Método según la reivindicación 3, en el que dicho material adhesivo de película de resina epoxi modificado termoendurecible no soportado comprende un material adhesivo de película de resina epoxi modificado termoendurecible no soportado con endurecimiento a 121 °C o 177 °C (250 grados Fahrenheit o 350 grados Fahrenheit).
- 25 5. Método según la reivindicación 1, en el que la colocación húmeda de dicho pliego (62) sobre dicho parche de cobre (53) comprende:
- retirar una primera capa de una película de separación maciza de dicho pliego;
- acoplar dicho pliego (62) sobre una sección de lámina de cobre de dicho parche de cobre (53) de manera que una segunda capa de dicha película de separación maciza no entra en contacto con dicha sección de lámina de cobre; y
- 30 retirar dicha segunda capa de dicha película de separación maciza de dicho material textil de fibra de vidrio impregnado con resina.
6. Método según la reivindicación 5, en el que el endurecimiento de dicho pliego (62) comprende:
- acoplar una manta térmica a dicho material textil de fibra de vidrio impregnado de resina (62);
- 35 aumentar una temperatura de dicha manta térmica a aproximadamente 93 °C (200 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 220 minutos para endurecer una resina epoxi modificada termoendurecible con endurecimiento a 66 °C (150 grados Fahrenheit); y
- retirar dicha manta térmica.
7. Método según la reivindicación 6, en el que el endurecimiento de dicho adhesivo de película no soportado (60) comprende:
- 40 acoplar una manta térmica a dicho adhesivo de película no soportado, en el que dicho adhesivo de película no soportado (60) comprende un adhesivo de película no soportado de película epoxi modificado termoendurecible con endurecimiento a 121 °C (250 grados Fahrenheit);
- aumentar lentamente la temperatura de dicha manta térmica hasta aproximadamente 124 °C (255 grados Fahrenheit); calentar dicho adhesivo de película no soportado durante aproximadamente 90 minutos; y
- 45 retirar dicha manta térmica de dicho adhesivo de película no soportado (60).
8. Método según la reivindicación 6, en el que el endurecimiento de dicho adhesivo de película no soportado (60) comprende:

- acoplar una manta térmica a dicho adhesivo de película no soportado (60), en el que dicho adhesivo de película no soportado (60) comprende un adhesivo de película no soportado de película epoxi modificado termoendurecible con endurecimiento a 177 °C (350 grados Fahrenheit);
- 5 aumentar lentamente la temperatura de dicha manta térmica a aproximadamente 180 °C (355 grados Fahrenheit); calentar dicho adhesivo de película no soportado (60) durante aproximadamente 90 minutos; y
- retirar dicha manta térmica de dicho adhesivo de película no soportado.
9. Método según la reivindicación 4, en el que el acoplamiento de dicho pliego (80) sobre dicho parche de cobre (53) comprende acoplar un preimpregnado de fibra de vidrio (80) sobre dicha sección de lámina de cobre de sustitución de dicho parche de cobre (53).
- 10 10. Método según la reivindicación 9, en el que el endurecimiento de dicho material textil de fibra de vidrio impregnado con resina comprende:
- acoplar una manta térmica a dicho preimpregnado de fibra de vidrio (80), teniendo dicho preimpregnado de fibra de vidrio (80) un componente epoxi modificado termoendurecible con endurecimiento a 121 °C (250 grados Fahrenheit);
- aumentar una temperatura dentro de dicha manta térmica a aproximadamente 121 °C (250 grados Fahrenheit);
- 15 mantener dicha manta térmica a aproximadamente 121 °C (250 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 120 minutos para endurecer dicho componente epoxi modificado termoendurecible con endurecimiento a 121 °C (250 grados Fahrenheit) de dicho preimpregnado de fibra de vidrio; y
- retirar dicha manta térmica de dicho preimpregnado de fibra de vidrio (80).
- 20 11. Método según la reivindicación 10, en el que el endurecimiento de dicho material textil de fibra de vidrio impregnado con resina comprende:
- acoplar una manta térmica a dicho preimpregnado de fibra de vidrio (80), teniendo dicho preimpregnado de fibra de vidrio (80) un componente epoxi modificado termoendurecible con endurecimiento a 177 °C (350 grados Fahrenheit);
- aumentar una temperatura dentro de dicha manta térmica a aproximadamente 177 °C (350 grados Fahrenheit);
- 25 mantener dicha manta térmica a aproximadamente 177 °C (350 grados Fahrenheit) durante aproximadamente 120 minutos para endurecer dicho componente epoxi modificado termoendurecible con endurecimiento a 177 °C (350 grados Fahrenheit) de dicho preimpregnado de fibra de vidrio; y
- retirar dicha manta térmica de dicho preimpregnado de fibra de vidrio (80).
12. Método según la reivindicación 1, en el que retirar cualquier elemento superficial (36, 42) ubicado sobre una zona dañada (54) del ala compuesta comprende:
- 30 retirar una capa de pintura exterior (42) y una zona de imprimación exterior (36) sobre una zona dañada más una zona extendida radial de dos pulgadas usando un papel de lija de grano de 150 o más fino, exponiendo de ese modo un material de fibra de vidrio de pliego compuesto subyacente;
- acoplar una cinta de presión de alta o baja temperatura a lo largo de un contorno de una zona que va a lijarse;
- 35 lijar dicho material de fibra de vidrio de pliego compuesto subyacente, exponiendo de ese modo una tira de lámina de cobre subyacente (33) de una malla de lámina de cobre (33);
- retirar dicha cinta de presión de alta o baja temperatura para exponer un pliego de fibra de vidrio (34) que rodea dicha tira de lámina de cobre subyacente; y
- lavar con disolvente dicho pliego de fibra de vidrio expuesto.
- 40 13. Método según la reivindicación 1, en el que la reparación de cada uno de dichos orificios de sujeción respectivos comprende:
- introducir un conector de politetrafluoroetileno dentro de cada uno de dichos orificios de sujeción (13) respectivos;
- introducir una mezcla de fibra de vidrio molida y una resina epoxi modificada con endurecimiento a 66 °C (150 grados Fahrenheit) alrededor de dicho conector de politetrafluoroetileno; y
- endurecer dicha resina epoxi modificada con endurecimiento a 66 °C (150 grados Fahrenheit).
- 45 14. Método según la reivindicación 1, en el que los nuevos orificios de sujeción (64) se perforan a través de dicho pliego (62; 80), dicho parche de cobre (53), dicho revestimiento compuesto subyacente (14), una cuña (28) y un

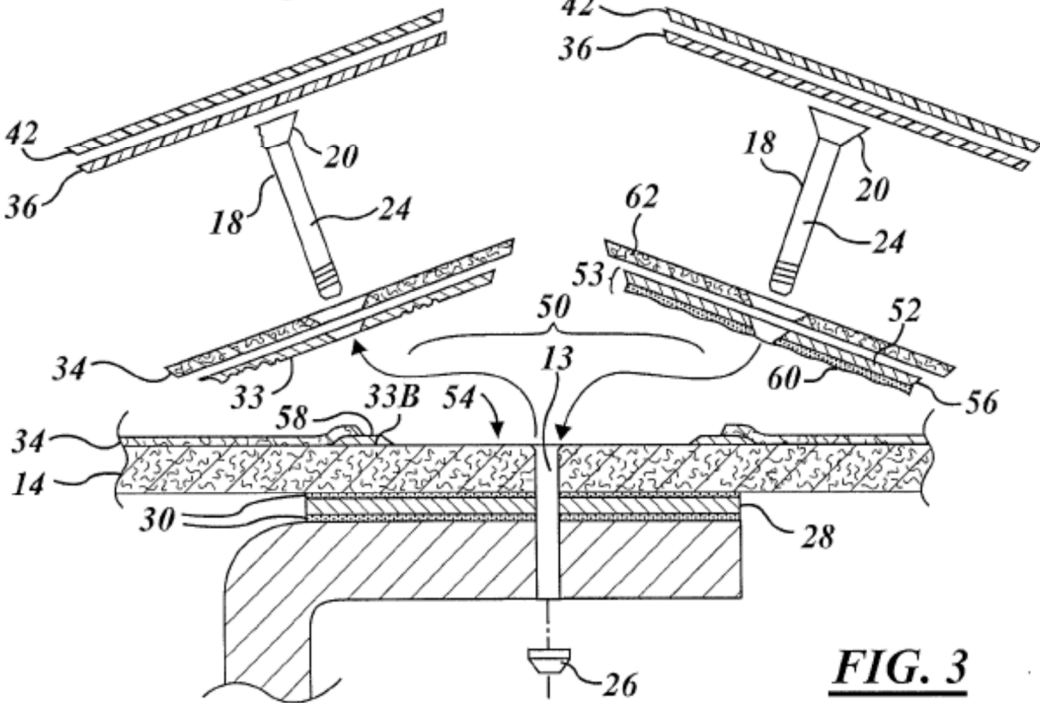
larguero compuesto (16).



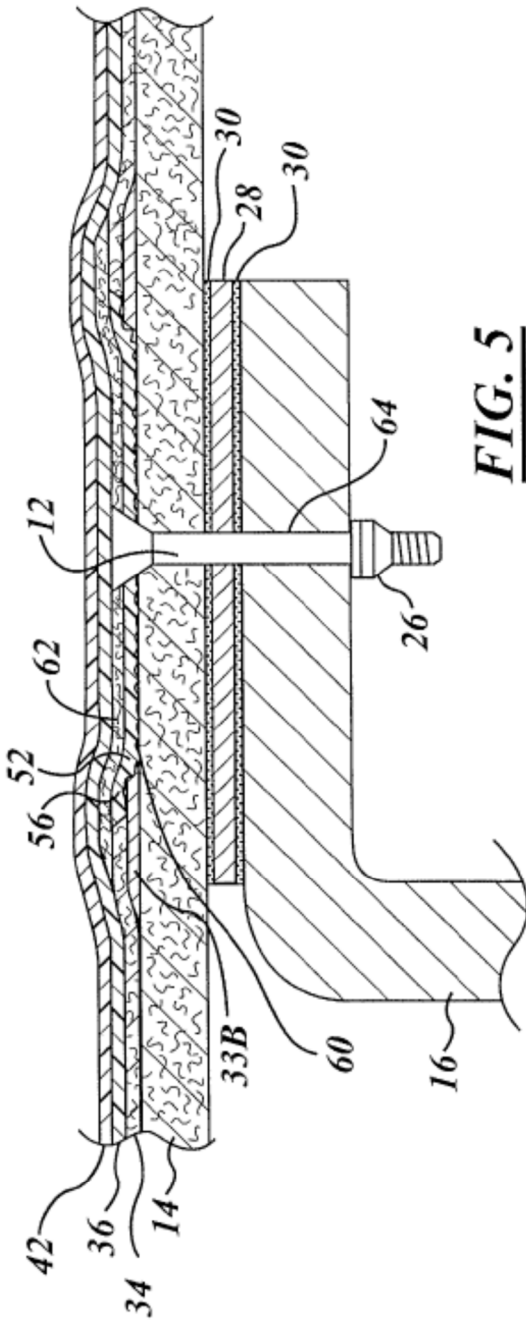
**FIG. 1**



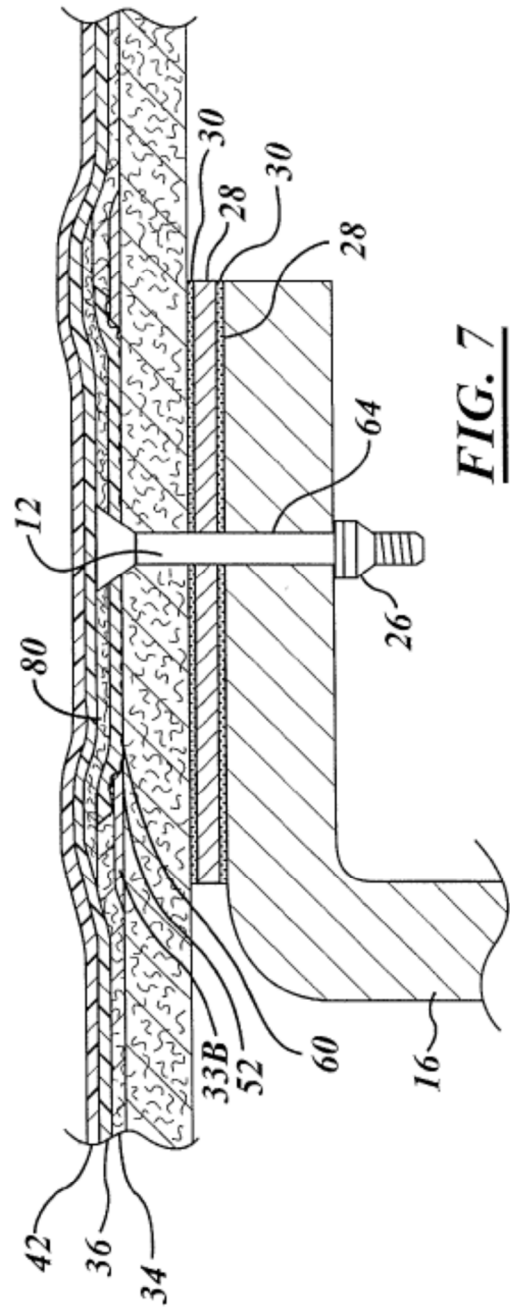
**FIG. 2**



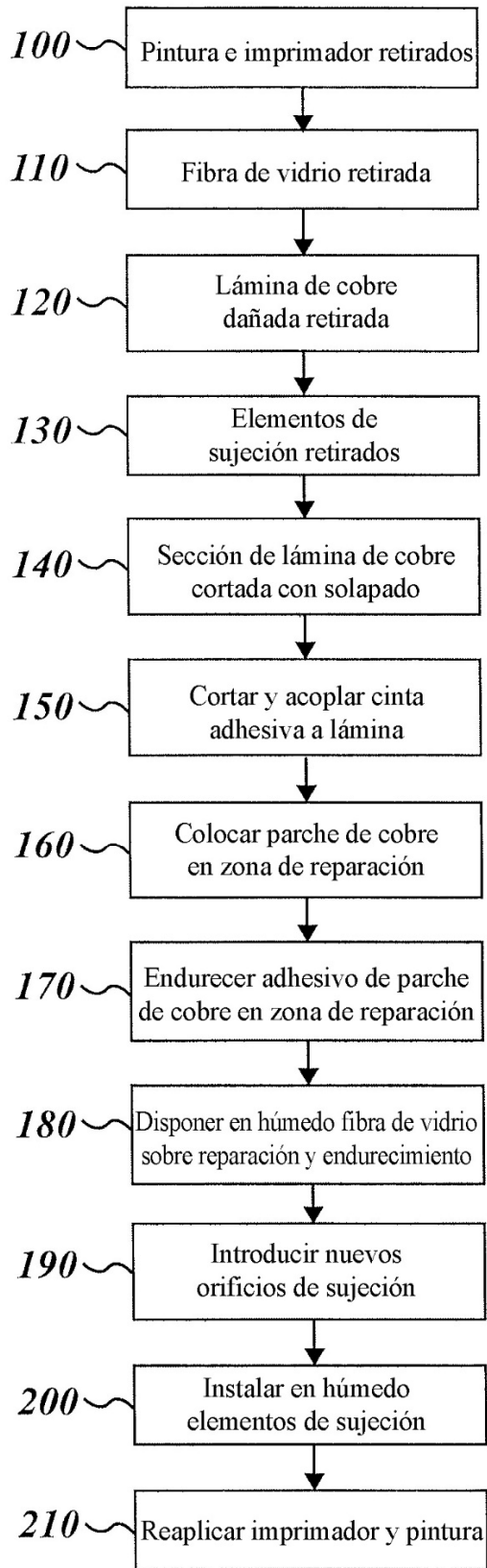
**FIG. 3**



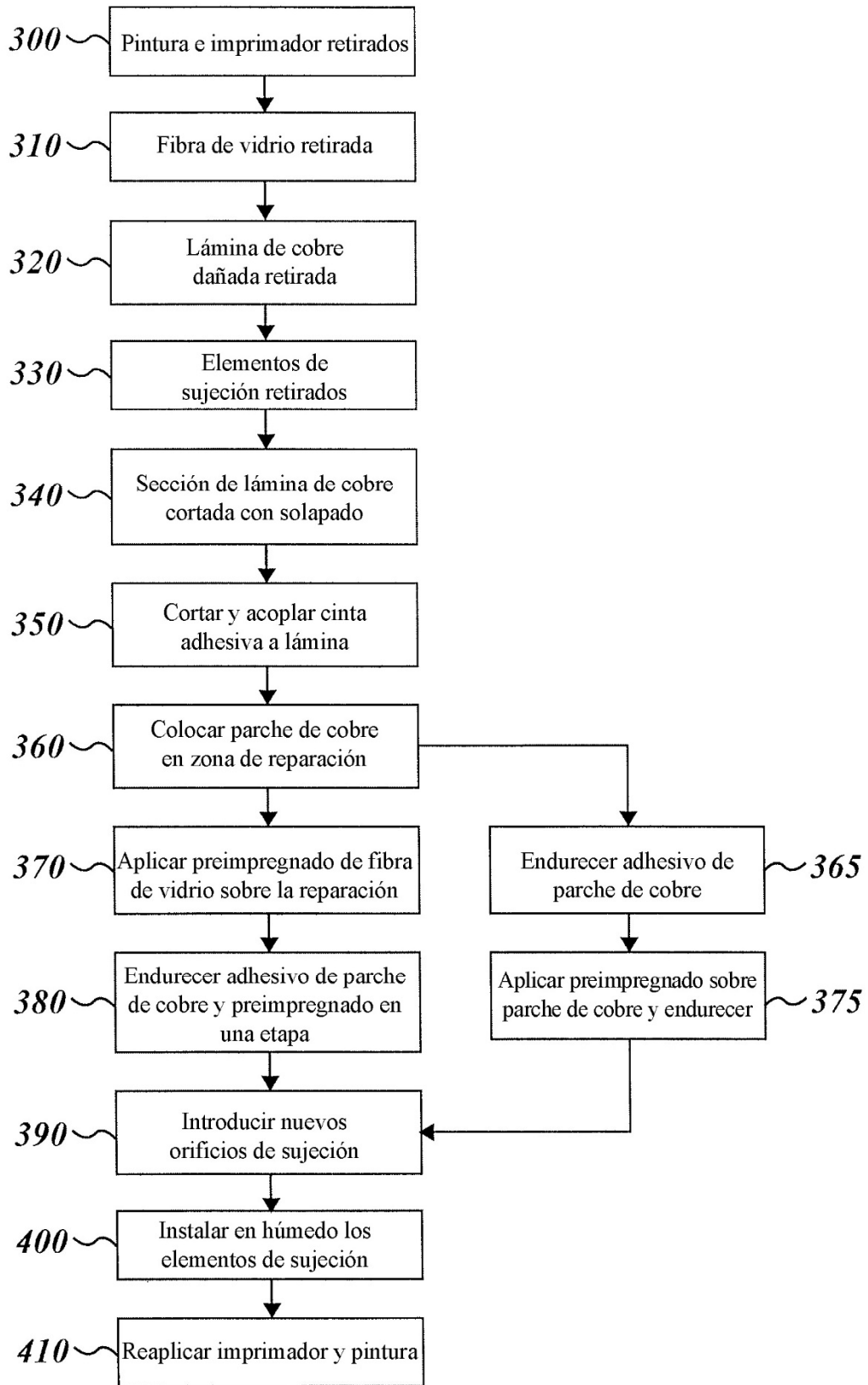
**FIG. 5**



**FIG. 7**



***FIG. 4***



***FIG. 6***