

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 573 903**

51 Int. Cl.:

B29C 70/08 (2006.01) **B32B 27/12** (2006.01)

B29C 70/22 (2006.01) **B32B 27/38** (2006.01)

B29C 70/78 (2006.01)

B29K 707/04 (2006.01)

B29L 31/30 (2006.01)

B32B 5/26 (2006.01)

B29C 70/88 (2006.01)

B32B 15/02 (2006.01)

B32B 15/08 (2006.01)

B32B 27/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **24.10.2006 E 06850532 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.05.2016 EP 1940610**

54 Título: **Sistema de tejido híbrido ambientalmente estable para proteger el exterior de una aeronave**

30 Prioridad:

25.10.2005 US 163614

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

13.06.2016

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

BROWN, ARLENE, M.

74 Agente/Representante:

UNGRÍA LÓPEZ, Javier

ES 2 573 903 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

Sistema de tejido híbrido ambientalmente estable para proteger el exterior de una aeronave

5 **Campo técnico**

La presente invención se refiere en general a revestimientos exteriores, capas, superficies y compuestos de aeronaves. Más particularmente, la presente invención se refiere a un sistema para proteger el exterior de una aeronave que proporciona resistencia a la corrosión, resistencia a la erosión por lluvia, durabilidad ambiental, rendimiento estructural y protección electromagnética que incluye protección contra rayos.

Antecedentes de la invención

Tradicionalmente, los métodos para proteger aeronaves contra rayos han incluido una trayectoria de baja resistencia por la masa metálica del fuselaje para disipar la energía eléctrica. Se han usado materiales estructurales reforzados con fibras metalizadas a lo largo de las superficies exteriores de piezas compuestas para proporcionar un medio para disipar rápidamente la energía. Algunas de las estructuras protectoras contra rayos actuales, aunque factibles para su uso en naves espaciales y algunas aeronaves, no son viables para su uso en aeronaves comerciales de uso intensivo. Esto es debido a los continuos y rigurosos cambios en presión, humedad y temperatura ambiental que experimentan las aeronaves comerciales, así como las diferentes restricciones de coste y mantenimiento asociadas con las mismas.

Las pruebas han demostrado que en condiciones operativas de uso intensivo de aeronaves comerciales ciertas estructuras protectoras contra rayos tienden a experimentar micro-agrietamiento del sustrato y agrietamiento del acabado, volviéndolas más susceptibles a la corrosión y degradación ultravioleta. Al micro-agrietamiento a veces se le denomina "marca de tejido". La marca de tejido se refiere a cuando: (a) las irregularidades visuales en los acabados toman la apariencia del patrón entretejido subyacente de la superficie, (b) el patrón se vuelve más pronunciado mientras está en servicio, y (c) existe formación y propagación de agrietamiento de sustrato y/o de pintura de acabado. Las micro-grietas indicadas, tienden a formarse debido a fluctuaciones repetitivas y extremas de temperatura, humedad y presión. El micro-agrietamiento se produce debido a un número de factores que incluyen tensiones internas por diferencias en coeficientes de expansión térmica, así como también por una adhesión de interfaz no óptima entre los componentes de los sistemas compuestos.

Las micro-grietas pueden extenderse en capas de pintura visibles, lo que puede resultar en degradación de la apariencia y aumentar los costes y el tiempo de mantenimiento e inspección. El aumento en mantenimiento tal como reparación de pintura no solo es necesario por apariencia, sino también para identificar cuando es necesario repintar para evitar la degradación ultravioleta de los materiales orgánicos subyacentes. El aumento en inspección no solo se necesita para monitorizar la corrosión, sino también para garantizar que las micro-grietas no han afectado negativamente la integridad estructural. Por tanto, tales estructuras no siempre son rentables para su uso a largo plazo en el entorno comercial.

Un tipo de estructura protectora contra rayos incluye una capa de sustrato, una pantalla de malla metálica y una película exterior no estructural que puede estar reforzada con materiales tales como vidrio o poliéster. La malla puede ser un tejido, tejido con metal, esterilla irregular o metal perforado que normalmente está expandido. Dependiendo del metal y el sustrato una capa adicional no estructural preimpregnada puede usarse como asilamiento galvánico para evitar la corrosión entre el sustrato base y la malla metálica. Aunque esta estructura proporciona la protección contra rayos deseada, no proporciona ningún beneficio estructural y contiene habitualmente múltiples capas no estructurales. Por tanto, la estructura requiere inherentemente mucha mano de obra y es costosa de producir. El peso de la resina necesaria para encapsular la malla para evitar la corrosión y proporcionar una superficie lisa puede exceder el peso de la malla metálica y como resultado es pesado. El sistema de malla también puede ser susceptible de micro-agrietamiento.

Otro enfoque sobre estructuras protectora es usar un metal sólido sobre material compuesto. Esta estructura es también pesada y difícil de procesar sin defectos de fabricación, tales como huecos, cuando se co-endurece como una película sólida o se aplica como una pulverización sobre la pieza endurecida. Procesos de pulverización tales como pulverización a la llama de aluminio tienen la complicación añadida de requerir personal cualificado y equipo que habitualmente no está disponible en las instalaciones de la línea aérea.

Así pues, existe una necesidad de una estructura protectora contra rayos mejorada para una aeronave que no presente las desventajas anteriormente mencionadas y proporcione las deseadas características de resistencia a la corrosión, resistencia a la erosión por lluvia, durabilidad ambiental, rendimiento estructural y protección electromagnética, incluyendo protección contra rayos.

El documento EP-A1-0.522.063 se refiere a una composición de revestimiento de impacto de rayos para compuestos. El compuesto es multicapa y comprende (i) una capa contenedora preimpregnada, (ii) una pantalla o lámina ligera de alambre metálico de alta conductividad y (iii) una hoja de tejido portador ligero que contiene (a) en

un lado un revestimiento de una resina termoendurecida altamente cargada en la que la carga comprende una combinación multimodal de partículas de carga y (b) opcionalmente, en el otro lado un adhesivo que lo adhiere a la capa (ii); donde las capas están unidas entre sí. También, un proceso para la fabricación del compuesto multicapa mediante la unión de conjuntos preimpregnados, opcionalmente con una estructura en forma de panal, a al menos una capa de pantalla o lámina de metal conductor, uniendo la pantalla o lámina de metal a una superficie de una hoja de tejido portador que normalmente no es conductor, el otro lado de la hoja portadora se une al revestimiento de superficie de una resina altamente cargada termoendurecible en la que la carga comprende una combinación multimodal de partículas de carga, formando así un conjunto compuesto, sometiendo el conjunto compuesto a suficiente calor para endurecer las preimpregnaciones, estructuras con forma de panal y el revestimiento de superficie para formar una estructura compuesta endurecida.

El documento US 6.086.975 se refiere a protección contra rayos usando una malla de metal unida secundariamente a una estructura compuesta reforzada de fibra de vidrio de capa superficial exterior.

El documento WO-A1-99/12727 se refiere a un cuerpo compuesto de fibra-resina para proporcionar un escudo electromagnético en el que una banda de contacto eléctricamente conductora proporciona una conexión eléctrica al tejido de fibras conductoras.

El documento EP-A2-1.034.921 se refiere a una estructura laminada compuesta que tiene una capa de material sintético reforzado con fibra, una capa de hilos/fibras de metal y una hoja de metal que forma la capa superficial exterior.

Sumario de la invención

De acuerdo con la invención, se proporciona un sistema de tejido protector del exterior de una aeronave como se establece en la reivindicación 1, y se proporcionan métodos para proteger la superficie de una aeronave como se expone en las reivindicaciones 11 y 12.

Una realización de la presente invención proporciona un método para formar una capa protectora de la superficie exterior de una aeronave uniendo una masilla cargada que tiene un portador a un sustrato híbrido preimpregnado. El sustrato híbrido preimpregnado incluye tejido de carbono con un componente conductor integral que se une a un sustrato base. La masilla cargada y el sustrato híbrido preimpregnado se endurecen al mismo tiempo, lo que incluye materia adhesiva interfacialmente entre la masilla cargada y el sustrato híbrido preimpregnado. Los costes de procesamiento se reducen al co-endurecerse con el sustrato base.

El sustrato híbrido de la realización expuesta anteriormente proporciona durabilidad estructural aumentada, así como protección electromagnética. No existen costes de protección electromagnética suplementarios asociados con el sustrato híbrido porque la protección es integral a la preimpregnación híbrida estructural de la misma.

Las realizaciones de la presente invención proporcionan varias ventajas. Una de tales ventajas es la provisión del uso de una masilla cargada de relleno inorgánico sobre un sustrato de tejido híbrido, que se entremezclan durante el endurecimiento. El sustrato de tejido híbrido proporciona la protección deseada contra rayos mientras que la combinación de masilla cargada y sustrato de tejido híbrido proporcionan el soporte estructural y la protección ambiental deseados. El uso de la masilla cargada inhibe tanto la corrosión como el micro-agrietamiento y por tanto mejora la durabilidad.

Otra ventaja proporcionada por una realización de la presente invención es la provisión de una distribución uniforme de una masilla cargada sobre la superficie de un sustrato híbrido preimpregnado y dicha masilla adherida interfacialmente a dicho sustrato. La masilla que tiene un portador y rellenos compensa las diferencias de presión gracias al diseño o prestaciones herramientas que de otra manera promovería la diferenciación y conduciría a grandes variaciones en el espesor de la masilla. Esto ayuda a evitar el tipo de marca de tejido que conduce eventualmente a micro-grietas de sustrato y grietas de pintura. La combinación de las ventajas expuestas anteriormente proporciona una estructura protectora que es capaz de resistir las pruebas de calificación y ambiente de funcionamiento para aeronaves comerciales de uso intensivo.

La presente invención en sí misma, junto con objetivos adicionales y consiguientes ventajas, se entenderá mejor con referencia a la siguiente descripción detallada, tomada en conjunto con los dibujos que la acompañan.

Otras prestaciones, beneficios y ventajas de la presente invención se harán evidentes a partir de la siguiente descripción de la invención, cuando se vean de acuerdo con los dibujos adjuntos y las reivindicaciones anexas.

Breve descripción de los dibujos

Para una mejor comprensión de esta invención, ahora se hace referencia a realizaciones ilustradas en mayor detalle en las figuras que la acompañan y que se describen a continuación a modo de ejemplo de la invención, en las que:

la Figura 1 es una vista en perspectiva de una aeronave que incorpora una muestra de sistema protector de tejido exterior de acuerdo con una realización de la presente invención;

la Figura 2 es una vista en sección transversal lateral en primer plano de la muestra del sistema protector de tejido exterior de la Figura 1; y

5 la Figura 3 es un diagrama de flujo lógico que ilustra un método para formar una estructura protectora de tejido exterior de acuerdo con una realización de la presente invención.

Descripción detallada

10 A través de pruebas, se ha determinado que en condiciones operativas de uso intensivo de aeronaves las estructuras protectoras contra rayos que contienen fibra de carbono con alambres de metal, que se disponen dentro de una resina epoxi, tienden a experimentar micro-agrietamiento del sustrato y agrietamiento del acabado. La presente invención resuelve esto y se describe en detalle a continuación. Si bien que la presente invención se describe esencialmente con respecto a la formación de una estructura protectora exterior para una aeronave, la presente invención puede aplicarse y adaptarse a diversas aplicaciones. La presente invención puede aplicarse en aplicaciones aeronáuticas, donde resulta deseable satisfacer la necesidad de una estructura protectora contra rayos duradera que muestre ninguna o marcas mínimas de tejido y en particular cuando el peso o los costes laborales suponen una preocupación. También, se contempla una diversidad de otras realizaciones que tienen combinaciones diferentes de las prestaciones de la presente invención descritas a continuación, que tienen prestaciones distintas a las descritas en este documento, o incluso que carecen de una o más de esas prestaciones. Como tal, se entiende que la invención puede llevarse a cabo de diversos otros modos adecuados.

En la siguiente descripción, se describen diversos componentes y parámetros de funcionamiento para una realización construida. Estos parámetros y componentes específicos se incluyen como ejemplos y no pretenden ser limitativos.

También, en la siguiente descripción el término “componente” se refiere a un artefacto que es una de las piezas individuales de las que está hecha una entidad compuesta. Un componente puede referirse a una pieza que puede separarse de o unirse a un sistema, una pieza de un sistema o conjunto u otra pieza conocida en la técnica.

Además, el término “superficie” se refiere al límite exterior de un artefacto o una capa de material que constituye o se asemeja a dicho límite. Una superficie puede incluir no solo el borde exterior de un material, sino también la parte o capa más externa de un material. Una superficie puede tener un espesor e incluir diversas partículas.

Haciendo ahora referencia a la Figura 1, se muestra una vista en perspectiva de una aeronave 10 que incorpora una muestra de sistema 12 protector de tejido exterior, de acuerdo con una realización de la presente invención. El sistema 12 protector proporciona soporte estructural por todo el exterior 14 de la aeronave 10. El sistema 12 protector se aplica sobre una(s) pieza(s) de aeronave, tales como el fuselaje 16 y cola o alas 18, de la aeronave 10 para proteger contra rayos y para aguantar otras condiciones ambientales. El sistema protector en combinación con el fuselaje 16 puede considerarse la estructura de soporte principal de la aeronave 10. El sistema 12 protector incluye capas múltiples 20, que se describen a continuación en detalle.

Haciendo ahora referencia a la Figura 2, se muestra una vista en sección transversal lateral en primer plano del sistema 12 protector de acuerdo con una realización de la presente invención. El sistema 12 protector incluye un sustrato base 30. Un sustrato 32 de tejido híbrido preimpregnado se dispone sobre y se acopla al sustrato base 30. Una película de masilla cargada 52 se dispone sobre y se acopla al sustrato híbrido 32. Acabados o capas de acabado 36, tales como masillas aplicadas por pulverización, tapa-poros, imprimaciones y capas superiores de pintura, pueden aplicarse a la masilla cargada 52. Aunque se muestra un número concreto de capas para cada uno del sustrato base 30, el sustrato híbrido 32 y la masilla cargada 52, puede utilizarse cualquier número de capas. En otras palabras, aunque se muestran una única capa de pintura, una única capa de masilla cargada, una única capa de sustrato híbrido preimpregnado y cuatro capas de sustrato, puede usarse cualquier número de cada una. Por ejemplo, capas adicionales del sustrato híbrido pueden usarse para mejorar el rendimiento.

El sustrato base 30 puede ser una estructura compuesta e incluir múltiples capas 38 de soporte estructural. Las capas 38 de soporte estructural pueden estar formadas de una fibra de carbono/epoxi o similar y puede estar en forma de cinta o tejido. Las capas 38 de soporte estructural pueden tener diversos ángulos de colocación. Por ejemplo, cada capa adyacente, tal como las capas 40, 41 y 42, pueden tener cinta de carbono unidireccional con diferentes orientaciones, tales como a 0°, +45° y 90°, para aumentar el rendimiento estructural y la durabilidad general del sustrato base 30. El sustrato base 30 es la parte interior de la pieza de la aeronave. La pieza de la aeronave puede ser un laminado, una estructura de emparedado o una estructura que tenga una combinación de las mismas y formada por diversos materiales metálicos o no metálicos. Aunque en una realización prevista de la presente invención el sustrato base 30 se aplica a un fuselaje compuesto de carbono/epoxi, el sustrato base 30 puede aplicarse a algunas otras piezas híbridas o compuestas formadas de diversos materiales conocidos en la técnica.

65

El sustrato híbrido 32 incluye fibras 44 de carbono, metal integrado en el carbono en forma de alambres 48 y una resina epoxi 46. La Figura 2 muestra un área rica en resina 47 alrededor de un alambre 49, pero realmente el epoxi se dispone por todo el sustrato híbrido 32. El sustrato híbrido 32 puede tener la forma de un tejido de alambre entretelado (IWWF), como se muestra, o similar. Las fibras 44A se muestran en un cable de carbono del sustrato híbrido 32 y se extiende perpendicular a los alambres 48. Se muestran los cables 44B de carbono y se extienden paralelos a los alambres 48. Las fibras 44A y los cables 44B de carbono forman juntos un IWWF 53. Aunque los alambres 48 se muestran como si se extendieran en una única dirección, pueden extenderse en otras direcciones.

El término "IWWF" se refiere a una fibra de carbono que se teje habitualmente en un tejido de textura lisa pero pueden usarse otros estilos de tejido. Cada cable del tejido de textura lisa contiene un componente conductor o alambre, tal como uno de los alambres 48. En la realización mostrada, los alambres 48 tienen aproximadamente un diámetro D de sección transversal de 0,1 mm (0,004 pulgadas). El IWWF 53 no incluye una pantalla de metal separada, como sí tienen tejidos tejidos de metal o estructuras que tienen capas de lámina de metal expandida. El IWWF 53 es un tejido híbrido con alambres de metal contenidos en el mismo como un componente integral. El IWWF 53 puede llevar carga, a diferencia de las estructuras protectoras contra rayos que contienen láminas y mallas de metal más habituales. Un ejemplo de IWWF que puede usarse es la impregnación de epoxi de IWWF FL6676G-37E de Toray Composites (América) Inc. de Tacoma, Washington, que contiene fibras de carbono de alta resistencia de módulo intermedio. El IWWF 53 puede tener aproximadamente una fuerza de tensión de 772 MPa (112 ksi) y módulos de tensión de 69 GPa (10 MSI) al fabricarse con preimpregnación de IWWF con un 30 % - 50 % de contenido de resina basado en un peso de carbono de aproximadamente 50 % - 70 %. Otro ejemplo que puede usarse para formar el sustrato híbrido 32 es la combinación de fibra de carbono AS-4 de Hexcel Corporation de Dublín, California, con epoxi con N°. de identificación de material 977 de Cytec Engineered Materials Inc. de Anaheim, California.

Las fibras dentro del sustrato híbrido 32 pueden ser de una diversidad de tipos de carbono. Por supuesto, pueden usarse otras fibras, estilos de tejido, metales y resinas o similares que tengan propiedades similares a las expuestas anteriormente.

El sustrato híbrido 32 puede pre-impregnarse, al que se denomina más a menudo "preimpregnación", o puede ser un producto de tejido híbrido seco con resina epoxi añadida como parte del proceso de producción tal como moldeo por transferencia de resina o infusión de resina. Un ejemplo de un producto de tejido híbrido seco es la fibra de carbono AS-4 de Hexcel Corporation. Un sustrato de tejido híbrido es esencialmente tejido de carbono con un pequeño porcentaje de metal u otro material altamente conductor acoplado al sustrato base. El componente conductor del sustrato híbrido 32 tratado en este documento puede tener forma de alambre metálico continuo contenido aproximadamente dentro de cada cable 44B de carbono, pero no está necesariamente limitado a esa forma o material. La proporción de metal/carbono/resina depende del tipo de componentes y entorno de servicio. La cantidad de resina utilizada se mantiene dentro de un intervalo predeterminado para evitar micro-agrietamiento y para mantener los niveles de porosidad por debajo del 2 % aproximadamente y para proporcionar la integridad estructural deseada. La cantidad usada puede medirse con un equipo de inspección ultrasónica. El micro-agrietamiento y los niveles de porosidad establecen el extremo inferior del intervalo. La integridad estructural deseada establece el extremo superior del intervalo.

A diferencia de las mallas de metal, el sustrato híbrido 32 proporciona un beneficio estructural, no solo protección electromagnética. El peso del sustrato híbrido que está asociado con la protección electromagnética, incluyendo protección contra rayos, protección de blindaje y protección contra electricidad estática se reduce ya que se reduce la cantidad de contenido de metal.

El sustrato híbrido 32 o el IWWF mencionado anteriormente puede incluir alambre formado con bronce fosforado, aluminio, cobre recubierto de níquel, cobre, acero inoxidable, u otros materiales conductores que tengan características térmicas y eléctricas similares o una combinación de los mismos. El aluminio u otro material similar, debido a su densidad, conductividad y propiedades térmicas puede usarse para mejorar el rendimiento contra rayos. Por otra parte, el acero inoxidable o similar puede utilizarse para mejorar la resistencia a la corrosión. Coste, disponibilidad, susceptibilidad a la corrosión, tensiones internas, incluyendo aquellas de coeficientes de expansión térmica, otras propiedades térmicas y eléctricas son algunos de los parámetros considerados al formar una estructura protectora para una aplicación dada. El sustrato híbrido 32 proporciona soporte estructural añadido a la aeronave 10 y puede usarse como parte de la estructura de soporte principal. El sustrato híbrido 32 puede sustituir parte del sustrato base 30 o capas 38 de soporte estructural. Por tanto, el sustrato híbrido 32, en general, reduce el espesor y peso del sustrato base 30, el tiempo y los costes de producción del sustrato base 30 y el peso total de la aeronave 10.

La masilla cargada 52 está cargada con un relleno inorgánico (no mostrado), tal como dióxido de titanio. Los rellenos inorgánicos y un portador, representados por la línea discontinua 51, están en la resina epoxi orgánica 50. El epoxi 50 puede cargarse con rellenos inorgánicos incluyendo sílice pirógena y alúmina, así como otros rellenos conocidos en la técnica o una combinación de los mismos. El portador 51 puede tener forma de esterilla de poliéster, esterilla de fibra de carbono, esterilla de vidrio, esterilla metalizada o similar. La cantidad de portadores conductores puede aumentarse para mejorar la resistencia contra rayos. El epoxi orgánico 50 es compatible para endurecer

temperaturas de aproximadamente entre 121-177 °C (250-350 °F). La masilla cargada 52 tiene un intervalo aproximado de peso de entre 0,1-0,3 kilos por metro cuadrado kg/m^2 (0,02-0,06 lb/ft^2) cuando tiene un espesor T aproximado de 0,1 mm (0,004 pulgadas) superior al de los alambres 48 después del endurecimiento. El peso de la masilla cargada 52 se ajusta proporcionalmente basado en el contenido de resina y las características de flujo del IWWF o material similar y el montaje herramental para asegurar que haya una cantidad adecuada de masilla entre el alambre y la superficie exterior para durabilidad a largo plazo en un entorno de aeronaves comerciales de uso intensivo. Un ejemplo de masilla cargada que puede usarse es Surface Master 905 de Cytec Engineered Materials, que tiene un peso nominal de 0,159 kg/m^2 (0,0325 lb/ft^2). La masilla cargada 52 proporciona una superficie adecuada para imprimación y pintura.

Fotografías microscópicas similares a la Figura 2 revelan masilla que penetra localmente a través del sustrato híbrido 32 hasta el sustrato base. La masilla cargada 52 se selecciona de forma que el componente conductor 44 en el sustrato híbrido 32 puede vaporizarse a través de la masilla cargada 52 y cualquiera de las capas de pintura sobre la misma para una máxima protección.

Históricamente, las masillas no se han usado porque tienden a degradar el rendimiento contra rayos de una estructura protectora. Sin embargo, la técnica de entremezclado descrita en este documento junto con el uso de un IWWF proporciona una estructura protectora que satisface los requisitos de protección contra rayos. El espesor T de la masilla cargada 52 se ajusta dependiendo de la cantidad de protección contra rayos y la cantidad de otro tipo de protección ambiental deseadas. La cantidad de protección ambiental, tal como la cantidad de resistencia a la erosión por lluvia, la cantidad de resistencia a la corrosión y la durabilidad total, se compensa con la cantidad de protección contra rayos. En general, cuanto mayor sea el espesor de la masilla cargada 52 menor será la protección contra rayos, pero mayor será la protección ambiental proporcionada y viceversa. Continuando con el ejemplo anterior, la versión de masilla de 0,159 kg/m^2 (0,0325 lb/ft^2) usando Surface Master 905 al combinarse con un sustrato híbrido preimpregnado con aproximadamente un 40 % de contenido de resina, que tiene una preforma seca que consiste aproximadamente en 196 gramos/metro² de carbono y aproximadamente 63 gramos/metro² de metal, puede evitar la perforación de la fijación de rayo inicial para las configuraciones típicas de aeronaves. Una configuración típica de aeronave es una con acabados de producción estándar y que se ha probado a los niveles requeridos para que la aeronave cumpla con la Parte 25 de la Regulación de Aviación Federal (FAR).

El sistema 12 protector es duradero y puede resistir los ciclos ambientales asociados con una aeronave comercial incluyendo aquellas tales como grandes aeronaves comerciales de uso intensivo. Antes de su aprobación para su uso en partes exteriores de una aeronave se someten a pruebas rigurosas para simular el uso comercial. Algunas de estas pruebas incluyen someter a un componente a grandes variaciones de temperatura, humedad y presión extremas. Por ejemplo, un sujeto de prueba puede ser expuesto a niveles de humedad del 95 % durante horas a aproximadamente 49 °C (120 °F) y puede someterse a 4000 o más ciclos de fluctuaciones de temperatura de aproximadamente entre -54 °C a 74 °C (-65°F a 165 °F) para mostrar su viabilidad comercial. Las pruebas pueden incluir ciclos de miles de veces en cámaras tierra-aire-tierra que simulan el cambio en presión, humedad y temperatura con límites que se corresponden con perfiles de vuelo.

Haciendo referencia ahora a la Figura 3, se muestra un diagrama de flujo lógico que ilustra un método para formar una estructura o sistema protector exterior de tejido, tal como el sistema 12, de acuerdo con una realización de la presente invención. Aunque las siguientes etapas se describen esencialmente con respecto a la realización de la Figura 2, las etapas pueden modificarse fácilmente para aplicarse a otras realizaciones de la presente invención.

En la etapa 100, se aplica a un molde una masilla cargada que tiene un portador, tal como la masilla cargada 52 y el portador 51. El molde puede ser de diversos tipos, estilos, formas y tamaños, dependiendo del componente o estructura que esté formando. En la etapa 102, un sustrato híbrido preimpregnado, tal como el sustrato híbrido 32 con tejido 44 de carbono y metal 48, se aplica dentro de la masilla cargada. En una realización, el sustrato preimpregnado es un IWWF, como se ha descrito anteriormente. En la etapa 104, un sustrato base, tal como el sustrato base 30, se aplica al sustrato preimpregnado. En estos ejemplos descritos, el sustrato base está en forma de preimpregnación y se co-endurece. Sin embargo, las capas del sustrato base pueden realizarse y endurecerse antes o después de la aplicación del sustrato preimpregnado. Sin embargo, la realización puede ser diferente dependiendo de la técnica de co-unión usada.

Las siguientes etapas 106-110 son similares a las etapas 100-104, Sin embargo se realizan en orden inverso. En la etapa 106, un sustrato base se aplica a un molde con la forma de una preimpregnación. Las capas del sustrato base pueden realizarse y endurecerse antes o después de aplicarse en o insertarse dentro del molde. En la etapa 108, al sustrato base se le aplica un sustrato híbrido preimpregnado que tiene tejido de carbono y un componente conductor integral, tal como alambre. En la etapa 110, al sustrato híbrido preimpregnado se aplica una masilla cargada que incluye un portador.

En la etapa 112, la masilla cargada, el sustrato preimpregnado y el sustrato base se endurecen para formar el sistema protector. El molde que incluye la masilla cargada, el sustrato híbrido preimpregnado y el sustrato base se coloca en un autoclave o similar y se hornea. En este ejemplo la temperatura en el interior del autoclave es de aproximadamente entre 118-179 °C (245-355 °F). La temperatura de endurecimiento usada está por debajo de la

temperatura de fusión del componente conductor o alambres dentro del sustrato híbrido para evitar la fusión de los alambres. El tiempo que el molde está dentro del autoclave depende de las propiedades de endurecimiento de los materiales utilizados. Durante el proceso de endurecimiento la masilla cargada se adhiere interfacialmente al sustrato híbrido preimpregnado en vez de que la masilla cargada permanezca en su totalidad encima del sustrato preimpregnado. La materia o resina en la masilla cargada y en el sustrato preimpregnado se mezclan juntas y se endurecen, de este modo se adhieren interfacialmente entre sí.

Además, la masilla cargada es tal que cuando se calienta, se distribuye y endurece uniformemente por todo el molde y/o el sustrato preimpregnado para formar una única capa continua que tiene cierto espesor, tal como el espesor T. Esto asegura que los alambres, tales como los alambres 48, dentro del sustrato preimpregnado quedan cubiertos por la masilla cargada. En una ejemplo de realización, la masilla cargada utilizada se endurece hasta tener un espesor aproximado de 0,1 mm (0,004 pulgadas). La masilla cargada puede extenderse hacia abajo hasta el sustrato base en áreas localizadas. Durante el endurecimiento de la resina el entremezclado en la superficie con la resina en el sustrato de tejido híbrido mientras se mantiene suficiente contenido de capa de masilla encima del componente conductor proporciona la durabilidad ambiental deseada.

En la etapa 114, se retira del molde tras el endurecimiento de la estructura o sistema protector formado mediante el endurecimiento de la masilla cargada, el sustrato preimpregnado y el sustrato base.

El enfoque de masilla entremezclado expuesto anteriormente es especialmente beneficioso, dependiendo de la aplicación, por su mayor resistencia y/o tipos de carbono de módulo elevado, en particular aquellos que están impregnados con resinas que son susceptibles al micro-agrietamiento. Se pretende que las etapas descritas anteriormente sean ejemplos ilustrativos; las etapas pueden realizarse secuencial, sincronizada o simultáneamente, o en un orden diferente dependiendo de la aplicación. Por supuesto, partes del sistema descrito y las etapas realizadas pueden realizarse manualmente o sin el uso de máquinas o equipos especializados.

La presente invención proporciona un método y sistema rentable y eficiente para la formación del sistema protector contra rayos. La presente invención es ligera, simplista en diseño, evita la corrosión y es duradera. Como tal, la presente invención aumenta la vida útil y reduce los costes de mantenimiento de una aeronave y componentes exteriores asociados.

Si bien la invención se ha descrito en relación con una o más realizaciones, debe entenderse que los mecanismos y técnicas específicos que se ha descrito son meramente ilustrativos de los principios de la invención y pueden hacerse numerosas modificaciones a los métodos y aparatos descritos sin alejarse del espíritu y alcance de la invención tal y como se define en las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema (12) de tejido protector para un exterior (14) de una aeronave (10) que comprende:
 - 5 un sustrato base (30);
una capa (32) de tejido híbrido de alambre entretejido preimpregnado dispuesta sobre y acoplada a dicho sustrato base y una primera resina; y
una masilla cargada (52) dispuesta sobre y adherida interfacialmente a dicha capa de tejido híbrido de alambre entretejido preimpregnado, comprendiendo la masilla cargada, un portador (51), al menos un relleno inorgánico,
10 y una segunda resina, donde en áreas localizadas la masilla cargada penetra a través de dicha capa de tejido híbrido de alambre entretejido preimpregnado hasta dicho sustrato base (30), **caracterizado por** comprender la capa de tejido híbrido de alambre entretejido preimpregnado, fibras (44A) de carbono, en forma de cables tejidos en un patrón entretejido, un componente conductor integral en forma de alambre metálico (48) contenido dentro de aproximadamente cada uno de los cables.
 - 15 2. Un sistema (12) según la reivindicación 1 donde dicho sustrato base (30) comprende una pluralidad de capas (38) de soporte estructural.
 3. Un sistema (12) según la reivindicación 1 donde dicha capa (32) de tejido híbrido de alambre entretejido preimpregnado comprende al menos un material seleccionado de entre fibra de carbono, preimpregnación y tejido híbrido seco con resina.
 - 20 4. Un sistema (12) según la reivindicación 1 donde dicha capa (32) de tejido híbrido de alambre entretejido preimpregnado comprende una textura lisa impregnada con la primera resina, siendo la primera resina una resina epoxi.
 - 25 5. Un sistema (12) según la reivindicación 1 donde dicha capa (32) de tejido híbrido de alambre entretejido preimpregnado comprende una pluralidad de alambres (48) dispuestos con una pluralidad de cables, donde dicha pluralidad de alambres está formada de al menos un material seleccionado de entre bronce fosforado, cobre recubierto de níquel, cobre, aluminio y acero inoxidable.
 - 30 6. Un sistema (12) según la reivindicación 5 donde cada uno de dichos cables tiene un diámetro aproximado de 0,1 mm (0,004 pulgadas).
 - 35 7. Un sistema (12) según la reivindicación 1, donde la segunda resina es un epoxi que tiene una temperatura de endurecimiento aproximada de entre 121-177 °C (250-350 °F).
 8. Un sistema (12) según la reivindicación 1 donde dicha masilla cargada (52) forma una capa con un espesor aproximado de 0,1 mm (0,004 pulgadas) y un peso asociado de aproximadamente entre 0.1-0.3 kg/m² (0,02-0,06 lb/ft²).
 - 40 9. Un sistema (12) según la reivindicación 1 donde dicho portador (51) está formado de un material seleccionado de entre al menos uno de poliéster, carbono, carbono metalizado y vidrio.
 - 45 10. Una aeronave (10) que tiene al menos parte de la superficie protegida por el sistema (12) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9.
 11. Un método de protección de la superficie de una aeronave (10) que comprende:
 - 50 aplicar la masilla cargada (52) que tiene un portador (51), como se define en cualquiera de las reivindicaciones 1, 7, 8 o 9, a un molde;
aplicar una capa (32) de tejido híbrido de alambre entretejido preimpregnado, como se define en cualquiera de las reivindicaciones 1, 3, 4, 5 o 6, a la masilla cargada (52);
aplicar un sustrato base (30), como se define en la reivindicación 1 o reivindicación 2, a la capa (32) de tejido
55 híbrido de alambre entretejido preimpregnado;
endurecer la masilla cargada (52), la capa (32) de tejido híbrido de alambre entretejido preimpregnado y el sustrato base (30) para formar una pieza protegida; y
retirar la pieza protegida del molde.
 - 60 12. Un método de protección de la superficie de una aeronave (10) que comprende:
 - aplicar un sustrato base (30), como se define en la reivindicación 1 o reivindicación 2, a un molde;
aplicar una capa (32) de tejido híbrido de alambre entretejido preimpregnado, como se define en cualquiera de las reivindicaciones 1, 3, 4, 5 o 6, al sustrato base (30);
65 aplicar la masilla cargada (52) que tiene un portador (51) como se define en cualquiera de las reivindicaciones 1, 7, 8, o 9, a la capa (32) de tejido híbrido de alambre entretejido preimpregnado;

endurecer la masilla cargada (52), el sustrato híbrido preimpregnado (32) y el sustrato base (30) para formar una pieza protegida; y
retirar la pieza protegida del molde.

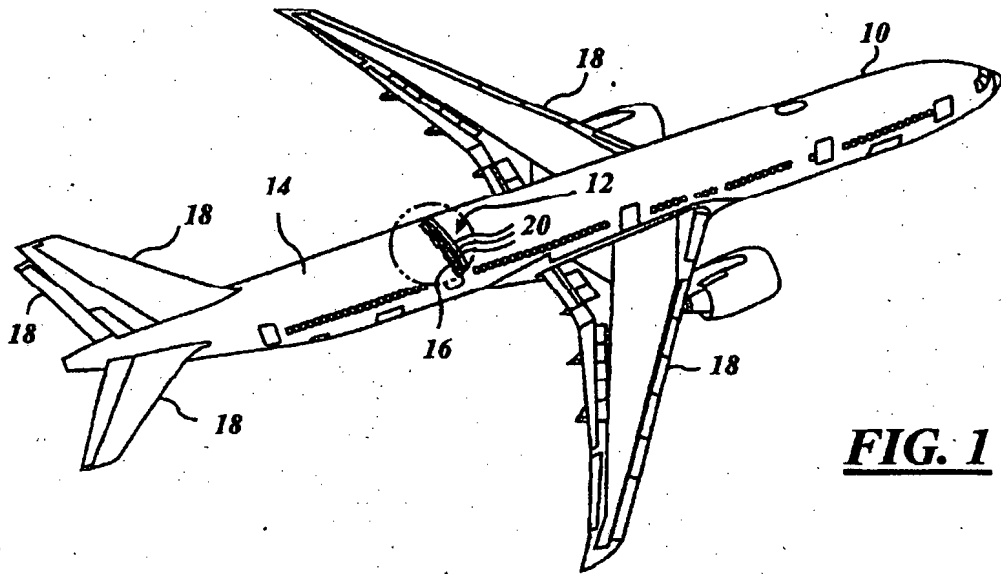


FIG. 1

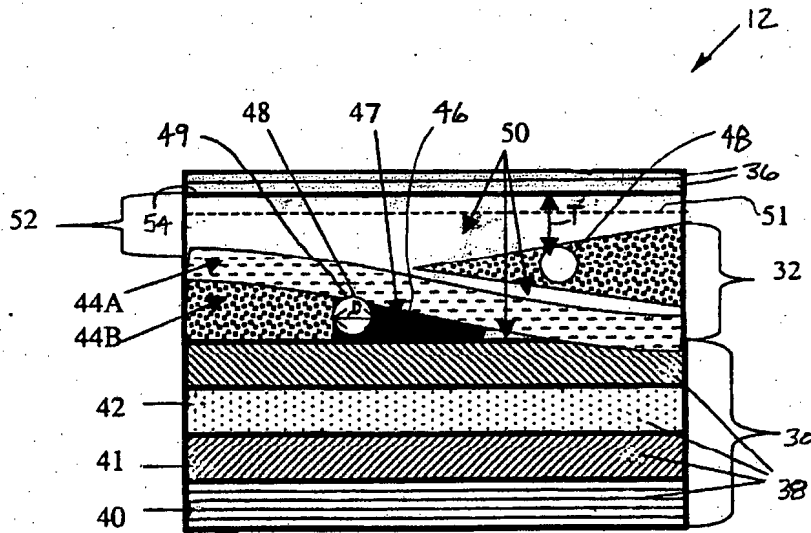


FIG. 2

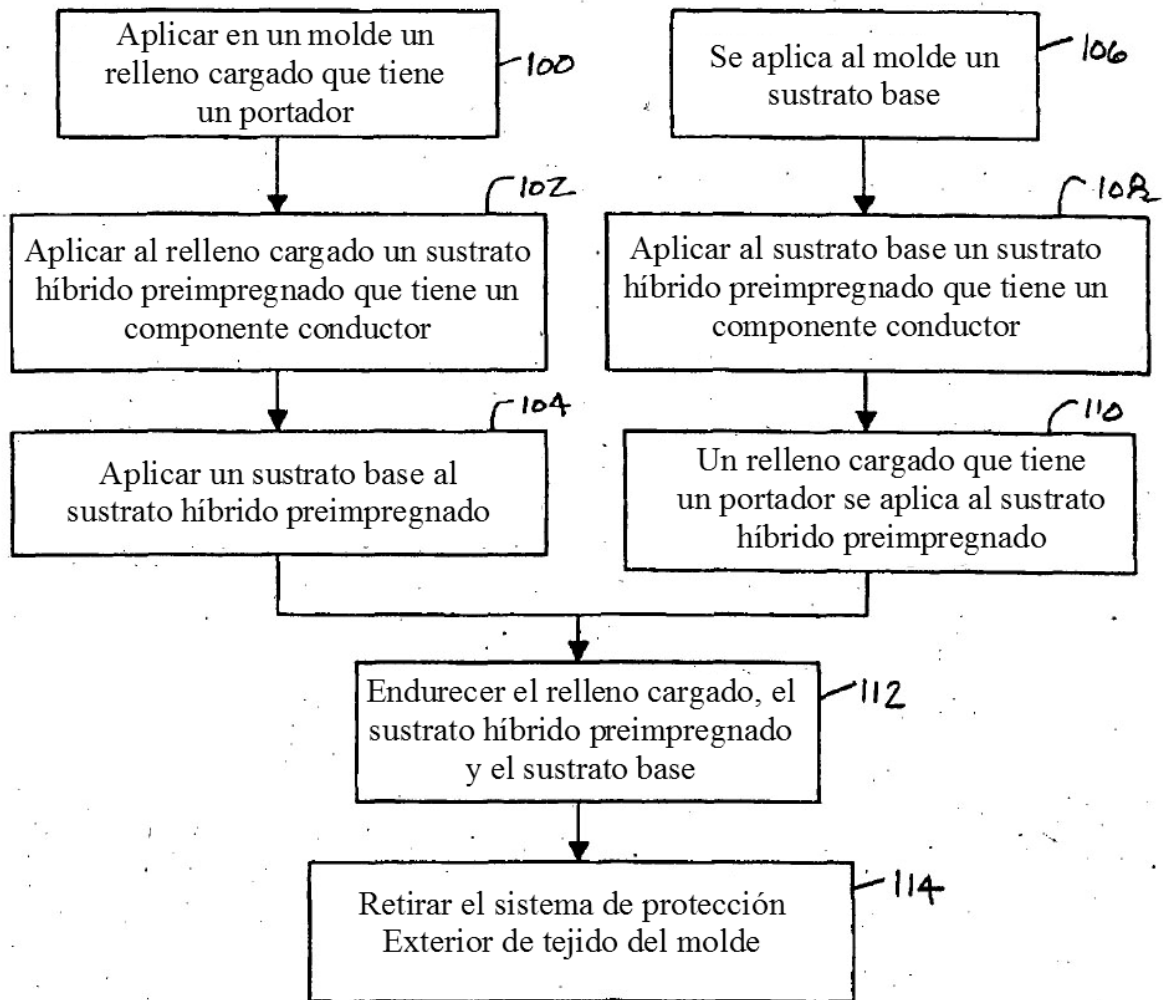


FIG. 3