

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 564 799**

51 Int. Cl.:

F16B 33/00 (2006.01)

B29C 65/00 (2006.01)

B29C 65/56 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.08.2008 E 11178811 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **16.12.2015 EP 2390514**

54 Título: **Método para sujetar componentes de aeronave utilizando un sistema de sujeción de dos piezas de material compuesto, y la estructura de aeronave así obtenida**

30 Prioridad:

14.08.2007 US 838573

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

29.03.2016

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

KEENER, STEVEN G

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 564 799 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

Método para sujetar componentes de aeronave utilizando un sistema de sujeción de dos piezas de material compuesto, y la estructura de aeronave así obtenida

5

INFORMACIÓN DE ANTECEDENTES

1. Campo:

La presente invención se refiere generalmente a estructuras de material compuesto y, en particular, a un método y aparato para ensamblar estructuras de material compuesto para una aeronave. Aún más particularmente, la presente invención se refiere a un método y aparato para sujetar partes de aeronaves entre sí utilizando un sistema de sujeción de material compuesto.

2. Antecedentes:

Las aeronaves se diseñan y fabrican con porcentajes cada vez mayores de materiales compuestos. Algunas aeronaves pueden tener más de un cincuenta por ciento de su estructura primaria fabricada de materiales compuestos. Los materiales compuestos se están utilizando en aeronaves para disminuir el peso de la aeronave. Este peso reducido mejora las capacidades de carga de pago y las eficiencias de combustible. Además, los materiales compuestos también pueden proporcionar una resistencia a la corrosión y fatiga mejorada para diversos componentes de una aeronave, contribuyendo así a la mejora global del rendimiento de la aeronave.

Los materiales compuestos son materiales ligeros tenaces creados por la combinación de dos o más componentes diferentes para crear unos componentes con propiedades más fuertes que los materiales originales. Los materiales compuestos también son típicamente materiales no metálicos. En estos ejemplos, un material multifase, en el que la distribución y geometría de fases se han controlado para optimizar una o más propiedades.

Una fase es típicamente continua y se denomina matriz. La matriz puede ser típicamente más dócil que otras fases y puede ser más tenaz que otras fases. Esta matriz soporta típicamente y aglutina el refuerzo conjuntamente y proporciona protección ambiental al refuerzo. La matriz puede transmitir la carga de una pieza de refuerzo al otro, usualmente por cizalladura, y puede soportar esfuerzos de cizalladura del material compuesto. Otras fases pueden distribuirse dentro de la matriz y son, a menudo, fibrosas o en partículas. Estas fases distribuidas son a menudo más rígidas y más fuertes que la matriz y pueden proporcionar al material compuesto sus propiedades de alta rigidez y resistencia. Por ejemplo, un material compuesto puede incluir fibras y resinas.

Fibras que pueden encontrarse en materiales compuestos incluyen, por ejemplo, grafito, boro, vidrio de alta tracción, cerámica y aramida utilizadas en conjunción con matrices de poliéster/éster de vinilo, epoxy, cerámica y metal. Las fibras y resinas pueden combinarse curando o calentando estos ingredientes para formar un material o producto curado para el componente de material compuesto.

En la fabricación de aeronaves, se han utilizado durante mucho tiempo diversos sistemas de sujeción metálicos de dos piezas para el ensamblaje de estructuras de componentes y aeronaves de todos los tipos de materiales metálicos y no metálicos. Típicamente, los componentes de un sujetador macho metálico se instalan con componentes conjugadas de un sujetador hembra metálico conjugado para mantener juntas las partes. Los componentes del sujetador macho metálico incluyen, por ejemplo, pasadores roscados o pernos de bloqueo. Los componentes conjugados hembra metálicos pueden adoptar la forma de collares roscados, tuercas y/o collares recalados. El uso de componentes metálicos aumenta, sin embargo, el peso de la aeronave. Actualmente, la unión mecánica de componentes de la aeronave no metálicos o de materiales compuestos utilizando sujetadores metálicos ha sido la excepción en la industria.

El uso de materiales compuestos no metálicos o incluso un híbrido de materiales de materiales compuestos tanto metálicos como no metálicos en conjuntos de sujetador mecánico para unir componentes estructurales de material compuesto no metálico entre ellos ha sido muy limitado o inexistente. Los motivos de estos usos limitados incluyen, por ejemplo, limitaciones de las propiedades del material, tal como deformación plástica. Los aspectos o consideraciones de deformación pueden incluir deformabilidad en collares conjugados de sistemas de dos piezas, tales como pernos de bloqueo o pasadores roscados. Una menor resistencia a la cizalladura, corrosión galvánica y resistencia limitada a la compresión son ejemplos de otros factores que han limitado el uso de materiales compuestos en componentes de sujetador.

Incluso con el uso de grandes estructuras de material compuesto curado conjuntamente en la construcción de aeronaves la unión de componentes de material compuesto utilizando sistemas mecánicos es aún deseable especialmente en áreas de la aeronave en donde la necesidad de reparar y/o reemplazar componentes estructurales está prevista o es inevitable.

Como resultado, los fabricantes aún buscan mejorar la tecnología de sujeción para aumentar los niveles de

automatización, facilidad de ensamblaje y ahorros de coste y peso, así como otros factores. Por tanto, resultaría ventajoso tener sistemas de sujeción mejorados que usen materiales compuestos para disminuir el peso, al tiempo que mejoran el rendimiento de la aeronave.

5 El documento EP 0 203 748 A [Microdot Inc. (EE.UU)], describe un remache de material compuesto que comprende una porción de cabeza formada previamente, una porción de cizalladura, un mandril integral que se extiende desde dicha porción de cizalladura y que tiene en ella un rebajo anular, un anillo de bloqueo de plástico deformable alineado radialmente con el rebajo, y que llena el rebajo, de dicho mandril, y un collar telescópico alrededor y radialmente alineado con el anillo de bloqueo para controlar su deformación.

10

SUMARIO

De acuerdo con un aspecto de esta invención, se proporciona un método tal como se define en la reivindicación 1.

15

De acuerdo con otro aspecto de esta invención, se proporciona una estructura tal como se define en la reivindicación 6.

Las realizaciones ventajosas diferentes de la presente invención proporcionan un método y un aparato para fijar partes.

20

En una realización, se proporciona un método para ensamblar una estructura de material compuesto para una aeronave.

25

Un revestimiento de un material es aplicado a un componente de sujetador macho de material compuesto y a un componente de sujetador hembra de material compuesto. Los componentes de sujetador macho y hembra de material compuesto son tratados térmicamente para curar el revestimiento. El componente de sujetador macho de material compuesto es posicionado a través de un par de partes de aeronave, teniendo el componente de sujetador macho de material compuesto un vástago y una característica de bloqueo mecánico. El componente de sujetador hembra de material compuesto es posicionado alrededor del vástago y adyacente a la característica de bloqueo mecánica, mientras que el componente de sujetador macho de material compuesto es posicionado a través del par de partes de aeronave, en donde el componente de sujetador hembra de material compuesto comprende fibra de carbono y resina y tiene una forma cilíndrica. Se aplican calor y fuerza al componente de sujetador hembra de material compuesto para hacer que una porción del componente de sujetador hembra de material compuesto se funda y fluya hacia dentro de la característica de bloqueo mecánico. El calor y la fuerza se retiran de tal manera que la porción del componente de sujetador hembra de material compuesto que fundió el collar se vuelva a solidificar, por lo cual el componente de sujetador hembra de material compuesto se fija al componente de sujetador macho de material compuesto y el par de partes de aeronave conjugados se unen mecánicamente entre ellas.

30

35

40

En otra realización ventajosa, se utiliza un método para fijar partes. Un componente de sujetador macho de material compuesto se coloca a través de una primera parte y una segunda parte, teniendo el componente de sujetador macho de material compuesto una característica de bloqueo mecánica. Un componente de sujetador hembra de material compuesto es posicionado adyacente a la porción roscada. Una porción del componente de sujetador hembra de material compuesto se hace fluir alrededor de la característica de bloqueo mecánico del componente de sujetador macho de material compuesto. La porción del componente de sujetador hembra de material compuesto que fluyó alrededor de la porción roscada del componente de sujetador macho de material compuesto se solidifica de tal manera que el componente de sujetador hembra de material compuesto sea fijado al componente de sujetador macho de material compuesto.

45

50

55

En aún otra realización ventajosa, una estructura de aeronave de material compuesto comprende una primera parte de aeronave de material compuesto, una segunda parte de aeronave de material compuesto, un componente de sujetador macho de material compuesto y un componente de sujetador hembra de material compuesto. El componente de sujetador macho de material compuesto se coloca a través de la primera parte de aeronave de material compuesto y la de segunda parte de aeronave de material compuesto, en donde el sujetador macho de material compuesto tiene una característica de bloqueo mecánico. El componente de sujetador hembra de material compuesto se fija al componente de sujetador macho de material compuesto mediante el procesado de un componente de sujetador hembra de material compuesto de una manera que hace que una porción del componente de sujetador hembra de material compuesto fluya alrededor de la característica de bloqueo mecánico del componente de sujetador macho de material compuesto y se vuelva a solidificar alrededor de la sección roscada para unir el componente de sujetador hembra de material compuesto al componente de sujetador macho de material compuesto.

60

Las características, funciones y ventajas pueden lograrse independientemente en diversas realizaciones de la presente invención o pueden combinarse en aún otras realizaciones en las que pueden verse detalles adicionales con referencia a la siguiente descripción y dibujos.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

Las características novedosas que se creen típicas de la invención se exponen en las reivindicaciones anexas. La invención misma, sin embargo, así como un modo preferido de uso, objetivos y ventajas adicionales de la misma, se comprenderán mejor por referencia a la siguiente descripción detallada de una realización ventajosa de la presente invención leída en conjunción con los dibujos anexas, en los que:

- La figura 1 es una descripción de un método de fabricación y reparación de una aeronave en la que puede implementarse una realización ventajosa;
- La figura 2 es una descripción de una aeronave en la que puede implementarse una realización ventajosa;
- La figura 3 es un diagrama que ilustra un sistema para sujetar partes según una realización ventajosa;
- La figura 4 es un diagrama que ilustra un sistema de sujeción según una realización ventajosa;
- La figura 5 es una vista en sección transversal de un componente de sujetador hembra de material compuesto según una realización ventajosa;
- La figura 6 es una vista en sección transversal de un componente de sujetador hembra de material compuesto según una realización ventajosa;
- La figura 7 es una vista en sección transversal de un componente de sujetador macho de material compuesto según una realización ventajosa;
- La figura 8 es una vista en sección transversal de una estructura ensamblada utilizando un sistema de sujeción según una realización ventajosa;
- La figura 9 es un diagrama de flujo de un proceso para fijar partes o ensamblar una estructura según una realización ventajosa; y
- La figura 10 es un diagrama de flujo de un proceso de tratamiento previo de un sistema de sujeción según una realización ventajosa.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

Haciendo referencia más particularmente a los dibujos, pueden describirse realizaciones de la invención en el contexto de un método 100 de fabricación y servicio de aeronaves según se muestra en la figura 1 y una aeronave 200 según se muestra en la figura 2. Durante la preproducción, el método 100 de fabricación y servicio de aeronaves de la figura 1 pueden incluir la especificación y diseño 102 de la aeronave 200 de la figura 1 y la adquisición 104 de material. Durante la producción, tienen lugar la fabricación 1006 de componentes y subconjuntos y la integración 108 de sistemas de la aeronave 200 de la figura 2. Posteriormente, la aeronave 200 de la figura 2 puede pasar por la certificación y entrega 110 con el fin de ser puesta en servicio 112. Mientras está en servicio con un cliente, la aeronave 200 de la figura 2 puede programarse para un mantenimiento rutinario y reparación 114, lo cual puede incluir modificación, reconfiguración, y reacondicionamiento, y otro mantenimiento o reparación.

Cada uno de los procesos del método 100 de fabricación y servicio de aeronaves puede ejecutarse o realizarse por un integrador de sistemas, una tercera parte y/u otro operador según se indica por la "X" en la rejilla situada a la derecha del flujograma de la figura 1. En estos ejemplos, el operador puede ser un cliente. Para los fines de esta invención, un integrador de sistemas puede incluir, sin limitación, cualquier número de fabricantes de aeronaves y subcontratistas de un sistema principal; una tercera parte puede incluir, sin limitación, cualquier número de vendedores, subcontratistas y suministradores; y un operador puede ser una aerolínea, compañía de arrendamiento financiero, entidad militar, organización de reparación, etc.

Según se muestra en la figura 2, la aeronave 200, fabricada por el método 100 de fabricación y servicio de aeronaves de la figura 1, puede incluir un fuselaje 202 con una pluralidad de sistemas 204 y un interior 206. Ejemplos de los sistemas 204 incluyen uno o más de un sistema 208 de propulsión, sistema eléctrico 210, sistema hidráulico 212, sistema ambiental 214 y sistema 216 de fuselaje.

Los aparatos y métodos materializados en el presente documento pueden emplearse durante una cualquiera o más de las etapas de producción y del método 100 fabricación y servicio de aeronaves de la figura 1. Por ejemplo, los componentes o subconjuntos proporcionados en la fabricación 106 de subconjuntos pueden fabricarse o producirse de una manera similar a los componentes o subconjuntos producidos mientras la aeronave 200 está en servicio. Asimismo, una o más realizaciones del aparato, realizaciones del método o una combinación de las mismas pueden utilizarse durante las etapas de producción para la fabricación 106 de componentes y subconjuntos e integración 108 de sistemas de la figura 1, por ejemplo reduciendo el peso de la aeronave 200. Por ejemplo, el sistema de sujetador de material compuesto de las realizaciones ventajosas puede utilizarse en el ensamblaje de componentes estructurales y otros componentes de material compuesto en la aeronave 200. El uso de estos sistemas de sujeción de material compuesto reduce el peso al tiempo que mejora el rendimiento operativo global de la aeronave 200. Estos ahorros de peso adicionales pueden ayudar a aumentar los ahorros de combustible y a aumentar la capacidad de carga de pago de la aeronave 200.

Las diferentes realizaciones ventajosas proporcionan un método y aparato para fijar componentes o partes de fuselaje entre ellos. En particular, las diferentes realizaciones ventajosas pueden utilizarse para ensamblar una estructura de material compuesto para un producto, tal como una aeronave. Un componente de sujetador macho de

material compuesto se hace pasar a través de al menos una primera parte y una segunda parte. Este componente de sujetador macho de material compuesto tiene preferiblemente una porción roscada. Un componente de sujetador hembra de material compuesto es posicionado adyacente a la porción roscada del componente de sujetador macho de material compuesto, rodeando a la misma.

5 Puede hacerse que una porción del componente de sujeción hembra de material compuesto fluya alrededor o se conforme dentro de la porción roscada del componente de sujetador macho de material compuesto. La porción del componente de sujetador hembra de material compuesto que fluyó alrededor o se conformó dentro de la porción roscada del componente de sujetador macho de material compuesto se vuelve a solidificar o consolidar de tal manera que el componente de sujetador de hembra de material compuesto se fije con seguridad al componente de sujetador macho de material compuesto. La porción del componente de sujetador hembra que fluyó alrededor o se conformó dentro de la porción roscada del componente de sujetador de macho de material compuesto se inicia preferiblemente aplicando calor.

15 Se aplica calor al componente de sujetador hembra de material compuesto para hacer que una porción del componente de sujetador hembra de material compuesto fluya alrededor o se conforme dentro de la porción roscada del componente de sujetador macho de material compuesto. En este ejemplo, el componente de sujetador hembra de material compuesto se enfría posteriormente, haciendo que el componente de sujetador hembra de material compuesto se resolidifique o se reconsolide de tal manera que el componente de sujetador hembra de material compuesto se fije o se asegure al componente de sujetador macho de material compuesto.

20 Además de aplicar calor al componente de sujetador hembra de material compuesto, se aplica preferiblemente presión o fuerza al componente de sujetador hembra de material compuesto para hacer que algunas porciones del componente de sujetador hembra de material compuesto fluyan alrededor o se conformen dentro de la porción roscada del componente de sujetador macho de material compuesto. Este tipo de proceso de ensamblaje puede emplearse durante cualquier esto de fabricación, mantenimiento o reparación para fijar con seguridad cualquier tipo de partes o componentes entre ellos. En estos ejemplos, las partes o componentes fijados o unidos conjuntamente utilizando el componente de sujetador macho de material compuesto y el componente de sujetador hembra de material compuesto son partes de material compuesto. En particular, éstas pueden ser partes de una estructura de una aeronave, tales como un bastidor, rigidizador, o piel de ala, etc.

25 Volviendo a continuación a la figura 3, se representa un diagrama que ilustra un sistema para sujetar partes según una realización ventajosa. En este ejemplo, una herramienta 300 de ensamblaje de sujetador recupera un componente de sujetador macho de material compuesto de entre componentes 302 de sujetador macho de material compuesto y un componente de sujetador hembra de material compuesto de entre componentes 304 de sujetador hembra de material compuesto para formar un sistema de sujeción 306. El sistema de sujeción 306 se aplica a partes conjugadas 308 como parte del proceso de fijar o unir mecánicamente las partes 308 entre ellas. En estos ejemplos, las partes 308 pueden ser dos o más partes, dependiendo de la implementación particular. Además, las partes 308 pueden ser partes o componentes de material compuesto utilizados en un producto, tal como una aeronave.

35 La porción de componente de sujetador macho de material compuesto del sistema de sujeción 306 se coloca a través de las partes 308. El componente de sujetador hembra de material compuesto del sistema de sujeción 306 se coloca alrededor y junto a la porción preferiblemente roscada del componente de sujetador macho de material compuesto. En realizaciones ventajosas, cuando el sistema de sujeción 306 está en sitio con las partes conjugadas 308, se aplican calor 310 y fuerza 312 al componente de sujetador hembra de material compuesto por la herramienta 300 de ensamblaje de sujetador. El calor y la fuerza aplicados por la herramienta 300 de ensamblaje de sujetador hacen que una porción del componente de sujetador hembra de material compuesto fluya alrededor o se conforme dentro de la porción roscada del componente de sujetador macho de material compuesto. Posteriormente, el sistema de sujeción ensamblado, el sistema de sujeción 306, se deja enfriar. Este enfriamiento da como resultado que el componente de sujetador hembra de material compuesto se reconsolide o se resolidifique de una manera tal que el componente de sujetador de hembra de material compuesto sea fijado con seguridad al componente de sujetador macho de material compuesto. De esta manera, las partes 308 se sujetan o se unen mecánicamente entre ellas.

40 En estos ejemplos, el componente de sujetador macho de material compuesto y el componente de sujetador hembra de material compuesto del sistema de sujeción 306 pueden adoptar formas diferentes. Los componentes emplean una característica de bloqueo mecánico. En estos ejemplos, una característica de bloqueo mecánico es una característica que permite que un componente de sujetador macho se una o se bloquee en su sitio con un componente de sujetador hembra. Una característica de bloqueo mecánico es, por ejemplo, sin limitación, una sección roscada o ranuras concéntricas de un componente de sujetador macho de material compuesto. Una porción roscada en un componente de sujetador hembra de material compuesto es similarmente un ejemplo de una característica de bloqueo mecánico. En muchos casos, tanto los componentes de sujetador macho de material compuesto como los componentes de sujetador hembra de material compuesto tienen estas características, pero no

se requieren para la realización ventajosa diferente.

En estos ejemplos, el componente de sujetador macho de material compuesto puede ser un perno de bloqueo, un pasador roscado, o algún otro componente conformado que contenga un vástago en el que parte de éste tenga unas ranuras concéntricas o una sección roscada. El componente de sujetador hembra de material compuesto puede adoptar diversas formas incluyendo, por ejemplo, un collar conjugado, un collar recalado o incluso una tuerca roscada. En algunos casos, el componente de sujetador hembra de material compuesto puede no incluir una característica de bloqueo mecánica, mientras que el componente de sujetador macho de material compuesto sí la incluye. También puede suceder a la inversa en otras realizaciones. Cuando adopta la forma de una tuerca roscada, el componente de sujetador hembra de material compuesto también incluye una sección roscada que interactúa o se acopla con las secciones roscadas del componente de sujetador macho de material compuesto. En otras realizaciones, el componente de sujetador hembra de material compuesto puede tener sencillamente una superficie cilíndrica (externa, interna o ambas) que pueda colocarse alrededor de una porción roscada del componente de sujetador macho de material compuesto.

La herramienta 300 de ensamblaje de sujetador, en estos ejemplos, puede adoptar diversas formas. Por ejemplo, la herramienta 300 de ensamblaje de sujetador puede ser una herramienta manual en la que el sistema de sujeción 306 se pone en posición y se coloca a mano a través de las partes conjugadas 308. En este tipo de ejemplo, la herramienta 300 de ensamblaje de sujetador proporciona calor 310 y fuerza 312 para provocar la reconfiguración o reconformación de materiales compuestos dentro del componente de sujetador hembra de material compuesto. En otros ejemplos, la herramienta 300 de ensamblaje de sujetador puede ser un sistema automatizado o de tipo robotizado en el que la herramienta 300 de ensamblaje de sujetador contenga o recupere un suministro de componentes de sujetador, tales como los componentes 302 de sujetador macho de material compuesto y los componentes 304 de sujetador hembra de material compuesto, para formar sistemas de sujeción múltiples, tal como el sistema de sujeción 306 para fijar partes conjugadas 308 entre ellas.

Volviendo ahora a la figura 4, se representa un diagrama que ilustra un sistema de sujeción según una realización ventajosa. En este ejemplo, un sistema de sujeción 400 es un ejemplo de un sistema de sujeción, tal como el sistema de sujeción 306 de la figura 3. El sistema de sujeción 400 incluye un componente 402 de sujetador macho de material compuesto y un componente 404 de sujetador hembra de material compuesto, que tiene una forma sustancialmente cilíndrica. El componente 402 de sujetador macho de material compuesto se desliza a través de unos canales en los componentes 406 y 408 y luego dentro de un canal en el interior del componente 404 de sujetador hembra. En este ejemplo, el sistema de sujeción 400 se utiliza para unir los componentes 406 y 408 entre ellos.

Con referencia a continuación a la figura 5, se representa una vista en sección transversal de un componente de sujetador hembra de material compuesto según una realización ventajosa. En este ejemplo, un componente 500 de sujetador hembra de material compuesto tiene una forma cilíndrica que se ve en sección transversal. El componente 500 de sujetador hembra de material compuesto incluye una superficie interior 502, que forma un canal 504 a través del cual puede recibirse el componente de sujetador macho de material compuesto. En este ejemplo, la superficie interior 502 es una superficie sustancialmente lisa.

Volviendo a continuación a la figura 6, se representa una vista en sección transversal de un componente de sujetador hembra de material compuesto según una realización ventajosa. En este ejemplo, un componente 600 de sujetador hembra de material compuesto tiene una superficie interior 602, que forma un canal 604 a través del cual puede recibirse un componente de sujetador macho de material compuesto. En este ejemplo, la superficie interior 602 tiene una sección roscada.

Volviendo ahora a la figura 7, se representa una vista en sección transversal de un componente de sujetador macho de material compuesto según una realización ventajosa. En este ejemplo, el componente 700 de sujetador macho de material compuesto tiene un miembro alargado con una sección roscada 702, que puede colocarse dentro de un canal en un componente de sujetador hembra de material compuesto. En este ejemplo, la sección 704 del componente 700 de sujetador macho de material compuesto puede extenderse a través de dos o más partes de material compuesto que se han de unir entre ellas utilizando el sistema de sujeción en los diferentes ejemplos ilustrativos.

Con referencia ahora a la figura 8, se representa una vista en sección transversal de una estructura ensamblada utilizando un sistema de sujeción según una realización ventajosa. En este ejemplo, una estructura 800 es una estructura de material compuesto para una aeronave que se ensambla utilizando unas partes 802 y 804. Estas partes se fijan entre ellas utilizando el sistema de sujeción 808.

En estos ejemplos, el sistema de sujeción 808 está compuesto por un componente 810 de sujetador macho de material compuesto y un componente 812 de sujetador hembra de material compuesto. En particular, el componente 810 de sujetador macho de material compuesto es preferiblemente un pasador roscado, y el componente 812 de

5 sujeción hembra de material compuesto es un collar recalcado o "con forma". Según puede verse, el componente 810 de sujetador macho de material compuesto contiene una sección roscada 814. En los ejemplos representados, el componente de sujetador macho de material compuesto puede ser cualquier número alargado que tenga una porción roscada. Por supuesto, la porción roscada puede incluir sólo parte o todo el miembro alargado. El componente 810 de sujetador macho de material compuesto se ha colocado a través de un agujero 806, que está presente o que se taladra a través de las partes conjugadas 802 y 804.

10 El componente 812 de sujetador hembra de material compuesto incluye una superficie interior 816 que se ha colocado sobre, o se ha posicionado alrededor de, la sección roscada 814 en el componente 810 de sujetador macho de material compuesto. Este posicionamiento del componente 812 de sujetador hembra de material compuesto es un ejemplo de cómo el componente 812 de sujetador hembra de material compuesto puede colocarse o posicionarse junto a la sección roscada 814 en el componente 810 de sujetador macho de material compuesto.

15 En esta realización ventajosa particular, se han aplicado calor y fuerza al componente 812 de sujetador hembra de material compuesto de tal manera que al menos una porción de este componente fluya alrededor y se conforme dentro de la sección roscada 814. En particular, el material compuesto a lo largo de la superficie interior 816 del componente 812 de sujetador hembra de material compuesto ha fluido alrededor y se ha conformado dentro de la sección roscada 814. Por supuesto, además o en lugar del calor y/o la fuerza, puede emplearse cualquier proceso que pueda hacer o dar como resultado que un material compuesto a lo largo de la superficie interior 816 se vuelva a fundir y fluir o se conforme. Por ejemplo, un haz de electrones o un láser puede utilizarse para calentar o hacer que la superficie interior 816 del componente 812 de sujetador hembra de material compuesto fluya y vuelva a formarse.

20 El componente 812 de sujetador hembra de material compuesto se ha dejado enfriar de tal manera que el componente 812 de sujetador hembra de material compuesto se reconsolide o se resolidifique a su alrededor y/o en la sección roscada 814 de tal modo que fije o conecte el componente 812 de sujetador hembra de material compuesto al componente 810 de sujetador macho de material compuesto. Con este tipo de fijación, las partes 802 y 804 están ahora fijadas mecánicamente y unidas entre ellas.

25 En estos ejemplos, los materiales del componente 812 de sujetador hembra de material compuesto se seleccionan de tal modo que este componente pueda volverse a calentar o fundir más tarde para hacer o dar como resultado que las porciones del componente 812 de sujetador hembra de material compuesto alrededor de la sección roscada 814 fluyan o se conformen de una manera que permita al componente 812 de sujetador hembra de material compuesto ser retirado o desprendido del componente 810 de sujetador macho de material compuesto. De esta manera, las partes 804 y 804 pueden separarse una de otra y desmontarse. Tal retirada o desmontaje del sistema de sujeción 30 808 puede ser necesario para reparación o reemplazo, dependiendo de la estructura particular. Por supuesto, pueden seleccionarse materiales que, una vez curados, hagan que el componente 812 de sujetador hembra de material compuesto no pueda ser retirado del componente 810 de sujetador macho de material compuesto.

35 En estos ejemplos, pueden utilizarse tipos diferentes de resinas en los materiales compuestos que forman el componente de sujetador macho de material compuesto y el componente de sujetador hembra de material compuesto. Por un lado, pueden utilizarse resinas polímeras termoestables, las cuales se endurecen permanentemente cuando se calientan y no se ablandarán de nuevo por el recalentamiento. Por otro lado, puede utilizarse una resina polímera termoplástica, la cual puede fundirse y volverse a fundir múltiples veces cuando se la recalienta. Este último tipo de resina se utiliza en las realizaciones ventajosas ilustradas en las diferentes figuras.

40 Las resinas polímeras termoplásticas tienen típicamente tiempos de procesamiento más cortos que las resinas polímeras termoestables. Además, estos tipos de materiales compuestos pueden recalentarse y reconformarse repetidamente si así se requiere. Este tipo de característica permite que el sistema de sujeción sea desmontado si fuera necesario.

45 Ejemplos de materiales de resinas polímeras termoplásticas que pueden utilizarse incluyen, por ejemplo, sin limitación, polímeros de cristal líquido (LCP); fluoroplásticos, incluyendo politetrafluoretileno (PTFE), etileno-propileno fluorizado (FEP), resina de perfluoralcoxi (PFA) y policlorotrifluoretileno (PCTFE), y politetrafluoretileno-perfluorometilviniléter (MFA^{MR}); resinas basadas en cetonas, incluyendo polieteretercetona (PEEK^{MR}); poliamidas (por ejemplo, nilón 6/6, con 30 por ciento de fibra de vidrio); polietersulfonas (PES); poliacidamidas (PAIS), polietilenos (PE); termoplásticos de poliéster, incluyendo tereftalato de polibutileno (PBT); tereftalato de polietileno (PET), y poli(tereftalatos de fenileno); polisulfonas (PSU); poli(sulfuros de fenileno) (PPS).

50 Una resina polímera termoestable es una resina que no se refunde ni vuelve a fluir fácilmente después del curado inicial. No obstante, este tipo de material de resina compuesto también puede utilizarse, dependiendo de la implementación particular. Ejemplos de materiales de resina polímera termoestable incluyen, por ejemplo, sin limitación polímeros acrílicos, poliésteres alquídicos, bismaleimidias (BMI), epoxis, resinas fenólicas, poliésteres, poliuretanos (PUR) y poliurea-formaldeídos.

Por supuesto, puede utilizarse cualquier tipo de material dependiendo de las diversas propiedades y los usos deseados. Un ejemplo de un tipo de resina polímera termoplástico, utilizada en los ejemplos ilustrativos, es polieterecetona aromática. Este tipo de material también se denomina polímero PEEK^{MR}. PEEK^{MR} es una marca registrada de Victrex, Plc. Este tipo de material compuesto es deseable para uso en los diferentes sistemas de sujeción de material compuesto ilustrados en estos ejemplos porque este tipo de material proporciona una extremadamente buena resistencia química, resistencia a la abrasión, resistencia a altas temperaturas, resistencia hidráulica, resistencia a la llama con bajos gases de humo y tóxicos, junto con unas propiedades eléctricas excelentes y una excelente resistencia a los rayos gamma.

Además, en estos ejemplos, los materiales compuestos emplean materiales compuestos reforzados con fibras cortas. Una fibra corta es considerada un material compuesto con aproximadamente de un veinte por ciento a cerca de un veinticinco por ciento en volumen de contenido de fibra. El uso de este tipo de fibra reduce los problemas de la orientación y rotura de las fibras que podrían tener lugar con materiales compuestos de fibra más larga. Por supuesto, también pueden utilizarse materiales compuestos reforzados con fibra larga dependiente del tipo de fibras. Una fibra larga se considera, en estos ejemplos, un material compuesto que utiliza aproximadamente de un cincuenta por ciento a cerca de un sesenta por ciento de contenido de fibras de vidrio, aramida o carbono. Otros ejemplos de materiales que pueden utilizarse en el sistema de sujeción de material compuesto, en estos ejemplos, son fibras de vidrio, carbono o titanato, que pueden componerse o mezclarse en el polímero termoestable. Estos tipos de fibras puede utilizarse en niveles de hasta aproximadamente un treinta por ciento. El uso de estos tipos de fibras puede mejorar el agrietamiento por esfuerzo, la resistencia al corte pasante, la estabilidad dimensional, la adherencia, el alabeo, la deflexión térmica, la resistencia a la tracción y el módulo de flexión.

Una característica adicional que puede implementarse en el sistema de sujeción de material compuesto, en estos ejemplos, es "pretratar" o "prerrevestir" los componentes de sujetador de material compuesto. El componente de sujetador macho de material compuesto y el componente de sujetador hembra de material compuesto pueden "pretratarse" o "prerrevestirse" con un revestimiento orgánico que mejore la compatibilidad de estos componentes con otros materiales compuestos y metálicos diferentes. Con esta compatibilidad mejorada, las estructuras ensambladas con los componentes de material compuesto prerrevestidos muestran típicamente problemas reducidos relativos a deslaminación de material compuesto, intrusión de agua, continuidad eléctrica del componente, formación de arco eléctrico entre componentes, corrosión galvánica, hermeticidad al combustible y lubricidad superficial que permite un movimiento relativo debido a la expansión diferencial de los componentes en la estructura.

Con referencia ahora a la figura 9, se representa un flujograma de un proceso para fijar o unir partes o ensamblar una estructura según una realización ventajosa. En este ejemplo, el proceso ilustrado en la figura 9 puede implementarse utilizando la herramienta 300 de ensamblaje de sujetador de la figura 3.

El proceso comienza alineando las partes (operación 900). En estos ejemplos, las partes pueden alinearse colocando las partes en las posiciones adecuadas unas con respecto a otras para su fijación mecánica. A continuación, el canal o agujero puede taladrarse o formarse a través de las partes para permitir que un componente de sujetador macho de material compuesto pase o sea insertado a través del canal o agujero. Dependiendo de la implementación particular, estas partes pueden tener los agujeros o un canal pretaladrados o preformados, estando los agujeros o canales alineados entre ellos. Seguidamente, un componente de sujetador macho de material compuesto se coloca a través de las partes alineadas y adyacentes (operación 902). La operación 902 se realiza haciendo pasar el componente de sujetador macho de material compuesto a través del agujero o canal que atraviesa las partes alineadas y adyacentes.

A continuación, un componente de sujetador hembra de material compuesto se posiciona adyacente a y sobre una porción roscada del componente de sujetador macho de material compuesto (operación 904). El componente de sujetador hembra de material compuesto se coloca o se posiciona adyacente o sobre las sección roscada del componente de sujetador macho de material compuesto posicionando el componente de sujetador hembra de material compuesto de tal manera que una superficie o porción interior del componente de sujetador hembra de material compuesto esté adyacente a la(s) sección(es) roscada(s).

Posteriormente, se aplican calor y fuerza al componente de sujetador hembra de material compuesto (operación 906). En los ejemplos, la herramienta de ensamblaje de sujetador puede calentarse desde aproximadamente 315° C (600° F) hasta 370° C (700° F) como mínimo, aplicando una fuerza desde aproximadamente 450 N (100 libras) hasta 1350 N (300 libras) durante al menos cerca de 15 a 30 segundos. Estos parámetros están presentes con la finalidad de ilustrar una realización. La temperatura, fuerza y tiempo utilizados puede variar dependiendo del sistema de sujeción que se use en otras realizaciones. Dependiendo de la implementación particular, únicamente puede aplicarse calor al componente de sujetador hembra de material compuesto. La operación 906 está destinada a hacer que una porción del componente de sujetador hembra de material compuesto fluya alrededor o se conforme dentro de las porciones roscadas del componente de sujetador macho de material compuesto. Aunque se ilustran calor y fuerza como las técnicas utilizadas para hacer que una porción del componente de sujetador hembra de material compuesta fluya alrededor o se conforme dentro de la(s) sección(es) roscada(s), pueden utilizarse otros

mecanismos. Por ejemplo, puede utilizarse un procedimiento de haz de electrones o un láser para hacer que la porción del componente de sujetador hembra de material compuesto fluya o se conforme.

Seguidamente, se enfría el componente de sujetador hembra de material compuesto (operación 908), terminando posteriormente el proceso. El enfriamiento del componente de sujetador hembra de material compuesto puede tener lugar retirando la fuente de calor que se estaba aplicando a este componente. En otros ejemplos, el componente de sujetador de material compuesto puede enfriarse realmente con un sistema de enfriamiento. Las operaciones 906 y 908 se realizan con parte de un paso o proceso de curado del sistema de sujeción de material compuesto que hace que el componente de sujetador hembra de material compuesto sea fijado o unido al componente de sujetador macho de material compuesto.

Volviendo ahora a la figura 10, se representa un flujograma de un proceso para pretratar componentes de un sistema de sujeción según una realización ventajosa. El proceso ilustrado en la figura 10 puede aplicarse a componentes de un sistema de sujeción de material compuesto antes del uso del sistema de sujeción para fijar o unir mecánicamente partes entre ellas.

El proceso comienza limpiando los componentes de sujetador (operación 900). En esta operación, la limpieza puede realizarse eliminando aceites u otros contaminantes de la superficie de los componentes de material compuesto. Al eliminar los aceites y otros contaminantes, puede incrementarse la unión mecánica del revestimiento del sujetador. El proceso aplica una solución 1001 de revestimiento a los componentes de sujetador (operación 1002). La solución de revestimiento es un material de revestimiento en una solución. En la operación 1002, se proporciona un material de revestimiento, preferiblemente en una solución, de modo que pueda ser aplicado fácil y uniformemente a los componentes. La función usual del material de revestimiento es proteger el material de base, al cual se le aplica contra la actividad de la corrosión, incluyendo, por ejemplo, corrosión electrolítica convencional, corrosión galvánica y corrosión por esfuerzo. En estos ejemplos, el material de revestimiento es una formulación que primariamente es una composición orgánica, pero que puede contener aditivos para mejorar las propiedades del revestimiento final. En una realización, el revestimiento se disuelve inicialmente en un líquido portador de modo que pueda aplicarse a un sustrato.

Puede utilizarse cualquier enfoque de revestimiento adecuado, tal como inmersión, pulverización, cepillado o un método de lecho fluidizado. En el enfoque preferido, la solución de material de revestimiento disuelto en disolvente se pulveriza sobre el precursor del componente.

Una solución de revestimiento pulverizable típica tiene preferiblemente cerca de un 30 por ciento en peso de etanol, aproximadamente un 7 por ciento en peso de tolueno, aproximadamente un 45 por ciento en peso de metiletilcetona (MEK) como disolvente; y aproximadamente un 2 por ciento en peso de cromato de estroncio, aproximadamente un 2 por ciento en peso de polvo de aluminio, estando mezclado el resto con resina fenólica y, al menos, un plastificante. Una pequeña cantidad de politetrafluoretileno puede añadirse opcionalmente. Un producto de esta clase está disponible comercialmente con el nombre de Hi-Kote 1^{MR} en Lisi Aerospace-Hi-Shear Corp., Torrance, California. Este producto tiene un tratamiento de curado estándar a temperatura elevada de una hora a +425 grados, +/- 25 grados, según recomienda el fabricante. El revestimiento Hi-Kote 1^{MR} y otros revestimientos similares se describen en las patentes norteamericanas comúnmente cedidas números 5.614.037, 5.858.133, 5.922.472 y 5.944.918, los contenidos de las cuales se incorporan aquí por referencia al campo de acción en la medida en que ellas no entran en conflicto con el texto explícito de esta memoria.

El material de revestimiento se proporciona preferiblemente en una solución con la finalidad de que sea uniformemente aplicado. El material de revestimiento es preferiblemente una formulación que es primariamente de naturaleza orgánica, pero que puede contener también aditivos para mejorar las propiedades del revestimiento final. A modo de ejemplo, un compuesto de Teflon^{MR} puede añadirse para mejorar la lubricidad del revestimiento, lo cual permite unos requisitos de fuerza de inserción reducida, un mejor relleno de agujeros y una recogida de láminas mejorada. A modo de otro ejemplo, puede añadirse un pigmento de polvo de aluminio para mejorar la totalidad de la integridad material del revestimiento. Inicialmente, el revestimiento se disuelve deseablemente en un líquido portador para facilitar diversos métodos de deposición sobre un sustrato.

Según una realización, la superficie exterior del componente de sujetador de material compuesto es limpiada con jabón y secada (por ejemplo, desengrasada) antes de la aplicación del revestimiento. El desengrasado limpia la superficie del material compuesto de aceites u otros contaminantes que puedan estar presentes sobre la superficie exterior del componente de sujetador. El desengrasado aumenta la unión mecánica del revestimiento con la superficie del componente de sujetador. Los revestimientos de las realizaciones ventajosas son internamente coherentes y se depositan uniformemente con un rango de grosor preferido desde aproximadamente 8 mm (0,0003 pulgadas) hasta aproximadamente 13 mm (0,0005 pulgadas), aunque el revestimiento puede tener otros grosores si se desea.

Posteriormente, los componentes de sujetador con el revestimiento aplicado se tratan térmicamente para curar el

revestimiento (operación 1004), finalizando el proceso más tarde y quedando listos los componentes para su uso.

La operación de curado se emplea para efectuar cambios estructurales dentro del componente orgánico, típicamente una reticulación de las moléculas orgánicas para mejorar la adhesión y cohesión del revestimiento.

Opcionalmente, antes de realizar el curado en la operación 1004, la mayor parte del disolvente de la solución de revestimiento puede retirarse del revestimiento aplicado mediante el secado o "curado rápido" 1003, bien a temperatura ambiente o a una temperatura ligeramente elevada, de modo que el artículo o componente revestido esté seco al tacto. El curado rápido o secado puede lograrse a aproximadamente 95° C (200° F) grados durante cerca de uno a dos minutos y consigue la evaporación de la mayor parte del disolvente, permitiendo que el artículo o componente revestido sea manipulado sin alterar o dañar la capa de revestimiento.

El componente revestido aún puede no resultar adecuado para servicio después del secado o curado rápido, dado que el revestimiento puede no haberse curado y adherido suficientemente a la superficie del componente de material compuesto y porque el revestimiento mismo no es lo suficientemente coherente o reticulado para resistir la actividad de la corrosión o el daño mecánico durante la instalación o servicio subsiguiente.

Una serie de materiales de revestimiento orgánicos curables están disponibles y operativos en el presente proceso. Más específicamente, el material de revestimiento puede ser cualquiera de una amplia variedad de materiales de revestimiento orgánicos curables que tengan resinas aromáticas, tales como resinas fenólicas, poliamidas y polibenzoxazoles. La resina o resinas se mezclan preferiblemente con uno o más plastificantes, otros componentes orgánicos, tal como politetrafluoretileno, y aditivos inorgánicos, tales como polvo de aluminio y/o cromato de estroncio u otros aditivos inhibidores de la corrosión. Estos compuestos de revestimiento se disuelven preferiblemente en un disolvente adecuado presente en cierta cantidad para producir una consistencia de aplicación deseada. Para resinas poliaromáticas, generalmente el disolvente es ventajosamente una mezcla de etanol, tolueno y metiletilcetona (MEK).

Para curar totalmente el revestimiento, en estos ejemplos, éste se calienta y se mantiene por encima de la temperatura de curado del material de revestimiento según se describe en la operación 1004. Con este proceso recomendado de curado "en pleno" o total, el tiempo de curado variará según el material de revestimiento utilizado y la temperatura de curado asociada seleccionada. Las temperaturas de curado típicas oscilan desde aproximadamente 120° C (+250° F) hasta aproximadamente 230° C (+450° F) y los tiempos de curado típicos oscilan desde aproximadamente una hora hasta cuatro horas, no respectivamente, y de manera típica desde aproximadamente 200° C (400° F) hasta aproximadamente 230° C (+450° F) durante aproximadamente 1 a aproximadamente 1,5 horas, no respectivamente. Se comprende que el término "prerrevestido" o "prerrevestimiento" se refiere al proceso de revestimiento del componente de sujetador antes de su instalación y ensamblaje en su uso final.

En el caso del Hi-Kote 1^{RM} son ejemplares una temperatura de curado rápido de 95° C (+200° F) durante uno a dos minutos o una temperatura de curado total de 220° C (+425° F) durante aproximadamente una hora. La mayor parte de la porción de disolvente del revestimiento se elimina mediante un proceso de secado por "curado rápido" a una temperatura ligeramente elevada de 95° C (+200° F) durante uno a dos minutos. El curado rápido volatiliza la porción volátil del disolvente del revestimiento y permite la manipulación del sujetador revestido antes de su curado completo.

Los revestimientos de la presente invención son coherentes internamente y se depositan uniformemente con un rango de grosor preferido de aproximadamente 7 mm (0,0003 pulgadas) hasta aproximadamente 13 mm (0,0005 pulgadas), aunque el revestimiento puede tener otros grosores si se desea. Sorprendentemente, se ha demostrado mediante ensayos que el revestimiento depositado sobre un sujetador de tipo remache, y curado subsiguientemente, es capaz de soportar las fuerzas de instalación ejercidas sobre el remache prerrevestido durante su recalado. Por ejemplo, los componentes de sujetador prerrevestidos de una realización de la presente invención satisfacen los requisitos de doble resistencia a la cizalladura necesarios útiles en aplicaciones estructurales primarias de una aeronave. Específicamente, los sujetadores de esta realización deben satisfacer los requisitos de resistencia final a la cizalladura para remaches sin revestir de un mínimo de 279 MPa (34.500 libras/pulgada cuadrada), mostrando al tiempo un impacto no perceptible sobre la integridad del revestimiento incluso si los vástagos salientes de los remaches se expanden durante la instalación hasta un diámetro de aproximadamente 1,6 veces sus diámetros iniciales.

Los resultados de ensayo reales de ensayos de cizalladura doble indicaron sorprendentemente que los remaches de material compuesto prerrevestidos adaptaban de hecho a los requisitos establecidos por los remaches de material compuesto no revestidos. Específicamente, los valores de cizalladura finales oscilaron desde 241 MPa (34.900 libras/pulgada cuadrada) hasta 279 MPa (40.400 libras/pulgada cuadrada) con una media de 258 MPa (37.400 libras/pulgada cuadrada). No aparecieron evidencias de astillado u otras condiciones insatisfactorias con respecto a la adherencia del revestimiento tras la inspección de los recalados de los remaches

tras las instalaciones.

5 La descripción de las diferentes realizaciones ventajosas se ha presentado con fines ilustrativos y descriptivos y no pretende ser exhaustiva ni limitar la invención en la forma descrita. Muchas modificaciones y variaciones serán evidentes para los versados en la materia. Además, realizaciones ventajosas diferentes pueden proporcionar ventajas diferentes en comparación con otras realizaciones ventajosas. La realización o realizaciones seleccionadas se eligen y describen con el fin de explicar del mejor modo los principios de la invención y la aplicación práctica, y permitir que otros versados en la materia comprendan la invención para diversas realizaciones con diversas modificaciones que sean adecuadas para el uso particular contemplado.

10

REIVINDICACIONES

1. Un método para ensamblar una estructura (800) de material compuesto para una aeronave, comprendiendo el método:
- 5 aplicar un revestimiento de un material a un componente (810) de sujetador macho de material compuesto y un componente (812) de sujetador hembra de material compuesto para mejorar la compatibilidad de los componentes (810, 812) con otro material compuesto diferente y con materiales metálicos;
- 10 tratar térmicamente los componentes (810, 812) de sujetador macho y hembra de material compuesto para curar el revestimiento;
- colocar el componente (810) de sujetador macho de material compuesto a través de un par de partes (802, 804) de aeronave, el componente (810) de sujetador macho de material compuesto teniendo una característica (702) de bloqueo mecánico;
- 15 posicionar el componente (812) de sujetador hembra de material compuesto alrededor del vástago y junto a la característica (702) de bloqueo mecánico, mientras que el componente (810) de sujetador macho de material compuesto está posicionado a través del par de partes (802, 804) de aeronave, en donde el componente (812) de sujetador hembra de material compuesto comprende fibra de carbono y resina y tiene una forma cilíndrica;
- 20 aplicar calor y fuerza al componente (812) de sujetador hembra de material compuesto para hacer que una porción del componente (812) de sujetador hembra de material compuesto se funda y fluya en la característica (702) de bloqueo mecánico; y
- eliminar el calor y la fuerza de manera que la porción del componente (812) de sujetador hembra de material compuesto que fundido se re-solidifica, en donde el componente (812) de sujetador hembra de material compuesto está unido al componente (810) de sujetador macho de material compuesto y el par de partes (802, 804) de aeronave que se emparejan son mecánicamente unidos entre sí.
- 25 2. El método de la reivindicación 1, en el que el componente (812) de sujetador hembra de material compuesto tiene una forma cilíndrica externamente y una sección roscada en una porción interior del componente (812) de sujetador hembra de material compuesto diseñada para interactuar mecánicamente y acoplarse con una porción roscada (814) del componente (810) de sujetador macho de material compuesto.
3. El método de la reivindicación 1, en el que la resina se selecciona de entre una resina polímera termoplástico o una resina polímera termoestable.
- 35 4. El método de la reivindicación 1, en el que las partes (802, 804) de aeronave son partes de material compuesto.
5. El método de la reivindicación 1, en el que la característica (702) de bloqueo mecánico es una de entre roscas o ranuras concéntricas.
- 40 6. Una estructura (800) de aeronave de material compuesto que comprende:
- una primera parte (802) de aeronave de material compuesto;
- una segunda parte (804) de aeronave de material compuesto;
- 45 un componente (810) de sujetador macho de material compuesto colocado a través de la primera parte (802) de aeronave de material compuesto y la segunda parte (804) de aeronave de material compuesto, el componente (810) de sujetador macho de material compuesto teniendo una característica (702) de bloqueo mecánico; y
- un componente (812) de sujetador hembra de material compuesto fijado al componente (810) de sujetador macho de material compuesto por medio de procesar el componente (812) de sujetador hembra de material compuesto de una manera que haga que una porción del componente (812) de sujetador hembra de material compuesto fluya alrededor de la característica (702) de bloqueo mecánico del componente (810) de sujetador macho de material compuesto y se vuelva a solidificar alrededor de la característica (702) de bloqueo mecánico para unir el componente (812) de sujetador hembra de material compuesto al componente (810) de sujetador macho de material compuesto;
- 50 **caracterizada por que** el componente (810) de sujetador macho de material compuesto y el componente (812) de sujetador hembra de material compuesto están revestidos de un material para mejorar la compatibilidad de los componentes (810, 812) con otros materiales compuestos y metálicos diferentes.
- 55 7. La estructura de aeronave de material compuesto de la reivindicación 6, en la que la primera parte (802) de aeronave de material compuesto y la segunda parte (804) de aeronave de material compuesto son parte de un ala para una aeronave.
- 60 8. La estructura de aeronave de material compuesto de la reivindicación 6, en la que la primera parte (802) de aeronave de material compuesto y la segunda parte (804) de aeronave de material compuesto son componentes

estructurales de una aeronave.

100

	INTEGRADOR DE SISTEMAS	TERCERA PARTE	OPERADOR
102 ESPECIFICACIÓN Y DISEÑO	X	X	X
104 ADQUISICIÓN DE MATERIAL	X	X	
106 FABRICACIÓN DE COMPONENTES Y SUBCONJUNTOS	X	X	
108 INTEGRACIÓN DE SISTEMAS	X		
110 CERTIFICACIÓN Y ENTREGA	X		
112 EN SERVICIO			X
114 MANTENIMIENTO Y SERVICIO	X	X	X

FIG. 1

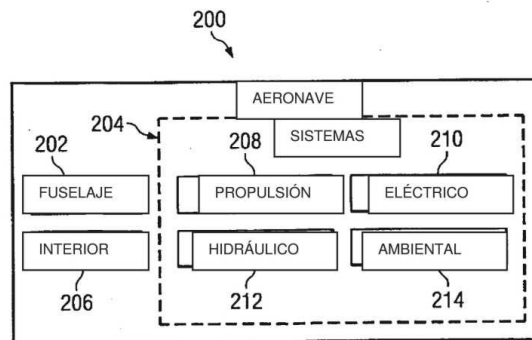


FIG. 2

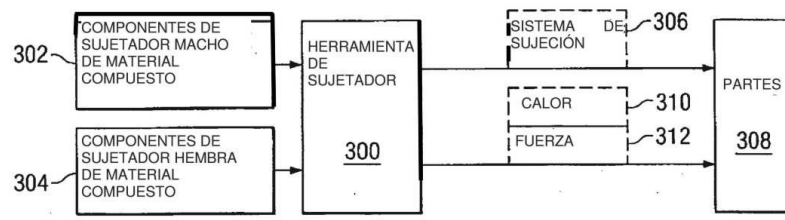


FIG. 3

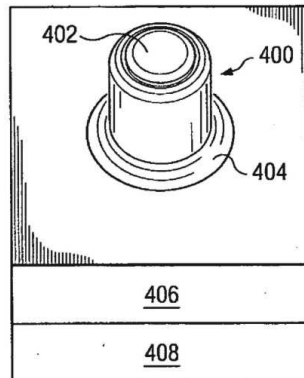


FIG. 4

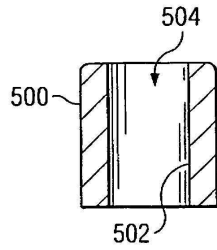


FIG. 5

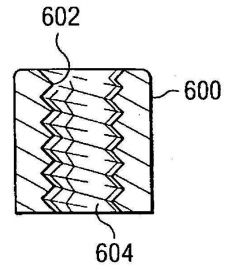


FIG. 6

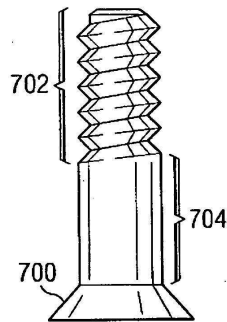


FIG. 7

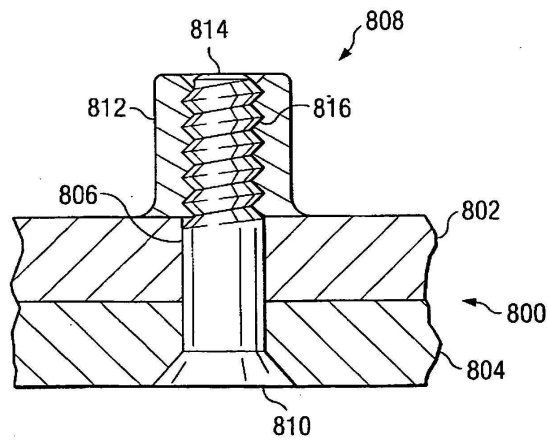


FIG. 8

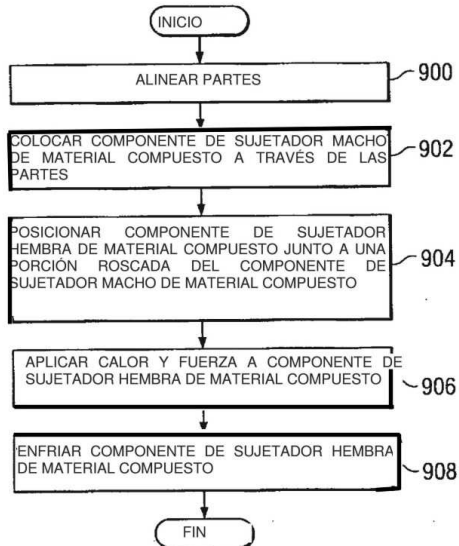


FIG. 9

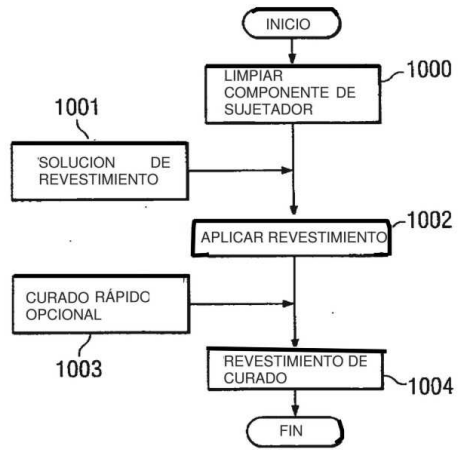


FIG. 10