

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 624 987**

51 Int. Cl.:

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 1/12 (2006.01)

B64C 1/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **22.03.2013** **E 13160610 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.02.2017** **EP 2666714**

54 Título: **Aeronave, estructuras de aeronave y métodos asociados**

30 Prioridad:

25.05.2012 US 201213480918

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

18.07.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**MUNSEN, VICTOR A. y
BERRY, DAVID N.**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 624 987 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

Aeronave, estructuras de aeronave y métodos asociados

Campo

La presente divulgación se refiere a estructuras de aeronaves.

5 Antecedentes

10 Las estructuras de aeronaves normalmente utilizan una construcción de medio monocasco (o casco rigidizado). En este tipo de construcción, un revestimiento se acopla a una serie de miembros rigidizadores que definen la forma general de la estructura de aeronave. En varias posiciones sobre una estructura de aeronave, puede terminar un miembro rigidizador, en cuyo punto la unión entre el revestimiento y el miembro rigidizador es susceptible de fallo debido a un aumento de las tensiones de flexión dentro de la región de la terminación del miembro rigidizador, tales como las debidas a la flexión de la estructura del casco dentro de esa región.

15 El documento EP 1 719 698 A1, el cual es referido como el estado de la técnica más próximo que muestra las características del preámbulo de la reivindicación 1, da a conocer una unión de estructura cónica térmicamente aislada. El documento US 2004/0055248 A1 da a conocer un panel de material compuesto rigidizado interiormente y un método para la fabricación. El documento US 4,019, 699 da a conocer una aeronave de baja separabilidad. El documento WO 2011/120503 A2 da a conocer un componente de guerra para una aeronave.

Resumen

20 La invención es definida en las reivindicaciones 1 a 15. Las aeronaves y las estructuras de aeronave de acuerdo con la presente divulgación incluyen un miembro de refuerzo estructural y un revestimiento que está acoplado de forma operativa al miembro de refuerzo estructural. El miembro de refuerzo estructural tiene una región extrema terminal, y el revestimiento y el miembro de refuerzo estructural definen, de forma colectiva, una región de terminación que engloba la región extrema terminal del miembro de refuerzo estructural y una porción del revestimiento adyacente a la región extrema terminal del miembro de refuerzo estructural. Dentro de la región de terminación, el revestimiento es más flexible que en porciones adyacentes del revestimiento.

25 Métodos de construcción de una estructura de aeronave de acuerdo con la presente divulgación incluyen definir una región de flexibilidad aumentada de un revestimiento de la estructura de aeronave con respecto a porciones adyacentes del revestimiento, y acoplar, de forma operativa el revestimiento a un miembro de refuerzo estructural de manera que la región de flexibilidad aumentada esté dentro de la región de terminación. La región de terminación engloba una región extrema terminal del miembro de refuerzo estructural y una porción del revestimiento que es adyacente a la región extrema terminal del miembro de refuerzo estructural.

30

Breve descripción de los dibujos

La figura 1 es una vista isométrica de una aeronave.

La figura 2 es una vista isométrica fragmentaria esquemática que representa una porción de una estructura de aeronave de acuerdo con la presente divulgación.

35 La figura 3 es una vista en sección transversal fragmentaria esquemática, que representa, ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de estructuras de aeronave de acuerdo con la presente divulgación y que corresponde a la línea 3-3 en la figura 2.

40 La figura 4 es una vista en sección transversal fragmentaria esquemática, que representa ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de estructuras de aeronave ilustradas, de forma esquemática, en la figura 3 y que corresponden a las líneas 4-4 en las figuras 2 y 3.

La figura 5 es una vista en sección transversal fragmentaria esquemática, que representa ejemplos ilustrativos, no exclusivos, adicionales de estructuras de aeronave de acuerdo con la presente divulgación y que corresponde a la línea 3-3 en la figura 2.

45 La figura 6 es una vista en sección trasversal fragmentaria esquemática, que representa ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de estructuras de aeronave ilustradas, de forma esquemática, en la figura 5 y que corresponden a la línea 4-4 en la figura 2 y a la línea 6-6 en la figura 5.

La figura 7 es una vista en planta fragmentaria esquemática que representa ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de estructuras de aeronave de acuerdo con la presente divulgación y que ilustra, de forma esquemática, ejemplos no exclusivos de regiones de área reducida en sección transversal.

50 La figura 8 es un diagrama de flujo que representa de forma esquemática ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de métodos de acuerdo con la presente divulgación.

La figura 9 es una vista de perfil fragmentaria esquemática, que representa ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de revestimientos junto con ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de moldes que pueden ser utilizados para constituir los revestimientos.

5 La figura 10 es una vista en perfil fragmentaria esquemática, que representa ejemplos ilustrativos, no exclusivos, adicionales de revestimientos junto con ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de moldes que pueden ser utilizados para constituir los revestimientos.

Descripción

10 La aeronave, la estructura de aeronave, y métodos de construcción de estructuras de aeronave y aeronaves son descritos en el presente documento. En la figura 1, se ilustra un ejemplo de una aeronave 10 de forma genérica y en general de forma esquemática. La aeronave 10, de acuerdo con la presente divulgación, puede tomar cualquier forma adecuada incluyendo una aeronave comercial, una aeronave militar, o cualquier aeronave adecuada. Aunque la figura 1 ilustra una aeronave 10 en forma de una aeronave de ala fija, otros tipos de configuraciones de aeronaves están dentro del alcance de la presente divulgación. La aeronave 10 incluye estructuras 12 de aeronave, que pueden definir, o al menos definir parcialmente, dichos componentes ilustrativos, no exclusivos, tal como un fuselaje 14, alas 16, 15 estabilizadores 18 verticales, estabilizadores 20 horizontales, etc.

20 Las estructuras 12 de aeronave incluyen un revestimiento 22 que está acoplado, de forma operativa, a una serie de miembros 24 de refuerzo estructural. El revestimiento 22 de una aeronave 10 define, al menos parcialmente, la superficie 26 exterior de la aeronave 10. Los revestimientos 22 pueden estar constituidos de cualquier material adecuado incluyendo metales y materiales compuestos. Por ejemplo, se pueden utilizar aleaciones de aluminio y 25 materiales compuestos reforzados con fibra de carbono para constituir los revestimientos 22. Tal y como se usa en el presente documento, un material compuesto reforzado con fibra de carbono debería entenderse como que incluye al menos un epoxi u otro polímero o material de unión junto con fibras de carbono. Otras fibras (por ejemplo, boro y kevlar) distintas del carbono pueden también estar dentro del ámbito de los materiales compuestos reforzados con fibra de carbono, tal y como se utilizan en el presente documento. Los materiales compuestos reforzados con fibra de carbono, de forma adicional o de forma alternativa, pueden ser descritos como o referidos como polímeros reforzados con fibra de carbono.

30 Los miembros 24 de refuerzo estructural dotan de estabilidad a los revestimientos 22 de una estructura 12 de aeronave y proporcionan un chasis, sobre el cual se acoplará, de forma operativa, el revestimiento 22, tal como se ilustra de alguna manera de forma esquemática en la figura 2. Los miembros 24 de refuerzo estructural pueden tomar cualquier forma adecuada, y el ejemplo fragmentado representado de forma esquemática en la figura 2, no limita el alcance de los miembros 24 de refuerzo estructural de acuerdo con la presente divulgación. Por ejemplo, los miembros 24 de refuerzo estructural en general, pueden tener una forma de I, una forma de H, una forma de T, una forma de L, o un perfil de sección transversal en forma de sombrero o cualquier otra forma o formas adecuadas de perfiles en sección transversal, dependiendo de la región particular de la estructura 12 de aeronave incluyendo un miembro 24 de refuerzo 35 estructural, dependiendo de la aplicación específica del miembro 24 de refuerzo estructural, etc. Los miembros de refuerzo estructural no se requiere que tengan un perfil en sección trasversal uniforme. Los miembros 24 de refuerzo estructural, de forma adicional o de forma alternativa, pueden ser descritos, o referidos como rigidizadores 24, largueros, y/o miembros 24 de chasis.

40 Los miembros 24 de refuerzo estructural pueden ser descritos en términos de una dirección longitudinal y una dirección lateral, con la dirección longitudinal refiriéndose a la dimensión 28 más larga de un miembro 24 de refuerzo estructural, y con la dirección lateral refiriéndose a la dimensión 30 más corta de un miembro de refuerzo estructural. La dimensión 28 más larga, de forma adicional o de forma alternativa, puede ser descrita como o referida como la dimensión 28 longitudinal o como la longitud 28 del miembro 24 de refuerzo estructural, y la dimensión 30 más corta, de forma 45 adicional o de forma alternativa, puede describirse como o referirse como la dimensión 30 lateral o como la anchura 30 del miembro 24 de refuerzo estructural.

50 Por otra parte, otros aspectos y componentes de las estructuras 12 de aeronave pueden ser descritos en términos de relaciones relativas entre dichos otros aspectos o componentes y un miembro 24 de refuerzo estructural. Por consiguiente, un aspecto o componente es descrito como que se extiende longitudinalmente con respecto a un miembro 24 de refuerzo estructural es interpretado para extenderse en una dirección que es paralela a la dimensión 28 longitudinal del miembro 24 de refuerzo estructural, y un aspecto o componente que es descrito como que se extiende lateralmente con respecto a un miembro 24 de refuerzo estructural es interpretado como que se extiende en una dirección que es paralela a la dimensión 30 lateral del miembro 24 de refuerzo estructural. De forma similar, un aspecto o componente de una estructura 12 de aeronave que es descrita como que está separada longitudinalmente de otro aspecto o componente de la estructura 12 de aeronave se interpreta como que está separada de dicho otro 55 aspecto o componente en una dirección que es paralela a la dimensión 28 longitudinal del miembro 24 de refuerzo estructural, y un aspecto o componente de una estructura 12 de aeronave es descrita como que está separada lateralmente lejos de otro aspecto o componente de una estructura 12 de aeronave, es interpretada como que está separada lejos de dicho otro aspecto o componente en una dirección que es paralela a la dimensión 30 lateral del miembro 24 de refuerzo estructural.

Tal y como se ilustra de forma esquemática en la figura 2, los miembros 24 de refuerzo estructural pueden incluir una pletina 32 base y una patilla 34 que se extiende desde la pletina 32. En el ejemplo ilustrado, la pletina 32 base se extiende lateralmente a ambos lados de la patilla 34; sin embargo, dicha configuración no es requerida, y tal y como se discute en el presente documento, otras configuraciones de miembros 24 de refuerzo estructural están dentro del alcance de la presente divulgación.

Los miembros 24 de refuerzo estructural pueden ser descritos como que incluyen una región 36 extrema terminal que incluye un borde 38 terminal del miembro 24 de refuerzo estructural. Tal y como se ilustró en la figura 2, el revestimiento 22 está acoplado, de forma operativa, a la pletina 32 base opuesta a la patilla 34, y el revestimiento 22 se extiende longitudinalmente más allá del borde 38 terminal. Es decir, el revestimiento 22 no incluye un borde correspondiente que coincide con el borde 38 terminal del miembro 24 de refuerzo estructural que es ilustrado en la figura 2. Las estructuras 12 de aeronave de acuerdo con la presente divulgación incluyen al menos uno de dichos miembros 24 de refuerzo estructural, cuyo borde 38 terminal no coincide con el borde correspondiente del revestimiento 22, o al menos con una porción del mismo.

Tal y como se indica, de forma esquemática, en la figura 2, el revestimiento 22 y el miembro 24 de refuerzo estructural, definen, de forma colectiva, una región 48 de terminación de la estructura 12 de aeronave, la cual engloba a la región 36 extrema terminal del miembro 24 de refuerzo estructural y una porción del revestimiento 22 que es adyacente a la región 36 extrema terminal. Dentro de la región 48 de terminación, el revestimiento 22 define una región 39 que es más flexible que en las regiones adyacentes del revestimiento 22. Una región 39, de forma adicional o de forma alternativa, puede ser referida como o descrita como una región 39 de flexibilidad aumentada o una región 39 de flexibilidad transversal aumentada con respecto a las porciones adyacentes del revestimiento 22, o como una región 39 de rigidez disminuida o una región 39 de rigidez transversal disminuida que es menos rígida que las regiones adyacentes del revestimiento 22. La flexibilidad y/o la rigidez de la región 39 pueden ser descritas en términos de una flexibilidad y/o rigidez en la dirección de, o a través de, el espesor 41 del revestimiento 22.

La región 39 puede ayudar a restringir o incluso evitar la separación del revestimiento 22 del miembro 24 de refuerzo estructural en la región 48 de terminación, cuando la región 48 de terminación de la estructura 12 de aeronave está bajo tensiones de flexión, tal como tensiones de flexión de tracción o tensiones de flexión de compresión. Por ejemplo, en ejemplos de estructuras 12 de aeronave en las cuales el revestimiento 22 está adherido al miembro 24 de refuerzo estructural dentro de la región 48 de terminación, tal y como se discutió de forma opcional en el presente documento, la región 39 de flexibilidad aumentada puede reducir la probabilidad o incluso evitar la separación del adhesivo entre el revestimiento 22 y el miembro 24 de refuerzo estructural dentro de la región 48 de terminación. Por otro lado, la región 39 puede reducir la probabilidad de o incluso evitar la separación del adhesivo entre el revestimiento 22 y el miembro 24 de refuerzo estructural dentro de la región 48 de terminación de propagarse a lo largo de la longitud 28 del miembro 24 de refuerzo estructural.

La región 48 de terminación de una estructura 12 de aeronave puede ser descrita en términos de tamaño y/o posición con respecto al miembro 24 de refuerzo estructural. Por ejemplo, en algunos modos de realización, la región 48 de terminación puede extenderse longitudinalmente con respecto a y extenderse con el miembro 24 de refuerzo estructural desde el borde 38 terminal para una distancia longitudinal a lo largo del miembro 24 de refuerzo estructural. Como ejemplos ilustrativos, no exclusivos, una región 48 de terminación puede discurrir desde el borde 38 terminal a lo largo del miembro 24 de refuerzo estructural una distancia que es menor que cinco veces la anchura 30 lateral, una distancia que es menor que cuatro veces la anchura 30 lateral, una distancia que es menor que tres veces la anchura 30 lateral, una distancia que es menor que dos veces la anchura 30 lateral, o una distancia que es menor que la anchura 30 lateral.

En algunos modos de realización, la región 48 de terminación también puede extenderse longitudinalmente con respecto a y separándose del miembro 24 de refuerzo estructural. Como ejemplos ilustrativos, no exclusivos, una región 48 de terminación puede extenderse longitudinalmente lejos del miembro 24 de soporte estructural una distancia medida desde el borde 38 terminal que es menor que cinco veces la anchura 30 lateral, una distancia medida desde el borde 38 terminal que es menor que cuatro veces la anchura 30 lateral, una distancia medida desde el borde 38 terminal que es menor que tres veces la anchura 30 lateral, una distancia medida desde el borde 38 terminal que es menor que dos veces la anchura 30 lateral, o una distancia medida desde el borde 38 terminal que es menor que la distancia 30 lateral. Por consiguiente, en algunos modos de realización, la región 48 de terminación puede que no se extienda a lo largo de toda la longitud 28 longitudinal del miembro 24 de refuerzo estructural.

En algunos modos de realización, la región 48 de terminación, de forma adicional o de forma alternativa, puede extenderse lateralmente con respecto al miembro 24 de refuerzo estructural. Como un ejemplo ilustrativo, no exclusivo, la región 48 de terminación puede extenderse lateralmente con respecto al miembro 24 de refuerzo estructural una distancia que es menor que la anchura 30.

En algunos modos de realización, aunque no se requiere para todos los modos de realización de estructura 12 de aeronave de acuerdo con la presente divulgación, la región 39 de flexibilidad aumentada puede incluir y/o definir una región de área 40 de sección trasversal reducida. La región de área 40 de sección transversal reducida del revestimiento 22, de forma adicional o de forma alternativa, puede referirse como o describirse como una región de volumen 40 reducido del material a partir del cual se constituye el revestimiento 22. Mediante "reducido" se quiere

decir que la región de área 40 de sección transversal reducida incluye menor volumen de material a partir del cual está constituido el revestimiento 22 con respecto a una región dimensionada de forma similar al revestimiento 22 que no es una región de área 40 de sección trasversal reducida. La región de área 40 de sección transversal reducida puede facilitar la flexibilidad aumentada y/o la rigidez disminuida asociada con la región 39 de flexibilidad aumentada.

- 5 Las estructuras de aeronave 12 representadas de forma esquemática en las figuras 3-7 incluyen ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de regiones de área 40 de sección transversal reducida. Con referencia las figuras 3-6, las regiones de área 40 de sección transversal reducida son descritas como que definen un hueco 42, y los revestimientos 22 son descritos como que definen un hueco 42 dentro de una región de área 40 de sección trasversal reducida. Las figuras 3-4 ilustran ejemplos de huecos 42 que son descritos como huecos 44 abiertos, debido a que los huecos 44 abiertos no están limitados en todos sus lados por el material a partir del cual se constituye el revestimiento 22. Las figuras 5-6, por otro lado, ilustran huecos 42 que pueden ser descritos como huecos 46 cerrados, debido a que los huecos 46 cerrados están limitados en todos sus lados por el material a partir del cual está constituido el revestimiento 22. Un hueco 44 abierto, de forma adicional o de forma alternativa, puede ser descrito como un rebaje 44 y un hueco 46 cerrado, de forma adicional o de forma alternativa, puede ser descrito como un bolsillo 46.
- 10
- 15 Tal y como se ilustra de forma esquemática en líneas sólidas en las figuras 3-4, un hueco 44 abierto puede dirigirse en contra del miembro 24 de refuerzo estructural. Sin embargo, en algunos modos de realización, tal como se ilustra de forma esquemática y de forma opcional, en líneas de puntos en la figura 3, un hueco 44 abierto puede dirigirse hacia el miembro 24 de refuerzo estructural.

- 20 Aunque los ejemplos de las figuras 3-6 ilustran, de forma esquemática, en líneas sólidas las regiones de área 40 de sección transversal reducida con cajas generalmente rectangulares, esta representación es esquemática en su naturaleza y se interpreta que indica que las regiones de área 40 de sección transversal reducida pueden tener cualquier perfil de sección transversal adecuados. Por ejemplo, tal y como se ilustra mediante varias líneas discontinuas en las figuras 3-6, las regiones de áreas 40 de sección trasversal reducida y los huecos 42 pueden tener perfiles de sección transversal que tienen porciones curvadas y/o que no tienen bordes o esquinas afilados. Indicado de forma diferente, en algunos modos de realización, los huecos 42 pueden estar libres de bordes o esquinas afilados.
- 25

- La figura 7 muestra, de forma esquemática, una vista en planta de una estructura 12 de aeronave, que ilustra, de forma esquemática ejemplos no exclusivos de regiones de área 40 de sección transversal reducida. Tal y como se ilustra, de forma esquemática, en algunos modos de realización la región de área 40 de sección transversal reducida puede estar alineada longitudinalmente con el miembro 24 de refuerzo estructural, incluyendo la patilla 34 del mismo. Por otro lado, en algunos modos de realización, la región de área 40 de sección transversal reducida puede extenderse adyacente a la región 36 extrema terminal del miembro 24 de refuerzo estructural. Por otro lado, en algunos modos de realización, la región de área 40 de sección transversal reducida puede extenderse longitudinalmente más allá de la región 36 extrema terminal.
- 30

- Tal y como se mencionó, el revestimiento 22 puede estar adherido o consolidado con la pletina 32 base del miembro 24 de refuerzo estructural. Ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de adhesivos y resinas adecuados que pueden ser utilizados incluyen (pero no están limitados a) epoxis, poliésteres insaturados, polietercetona, y otros materiales. En algunos modos de realización, la pletina 32 base está adherida al revestimiento 22 dentro de una totalidad de la interfaz entre la pletina 32 base y el revestimiento 22 dentro de la región 48 de terminación. En algunos modos de realización, la pletina 32 base está adherida al revestimiento 22 dentro de la región 48 de terminación. En algunos modos de realización, la pletina 32 base se adhiere al revestimiento 22 dentro de una totalidad de la interfaz entre la pletina 32 base 32 y el revestimiento 22. En algunos modos de realización, la pletina 32 base no está adherida al revestimiento 22 dentro de al menos una porción de la interfaz entre la pletina 32 base y el revestimiento 22 dentro de la región 48 de terminación. En algunos de dichos modos de realización, la porción de la interfaz entre la pletina 32 base y el revestimiento 22 dentro de la región 48 de terminación en la cual el adhesivo no es utilizado, está alineada con y de forma opcional es coextensiva con la región opcional de área 40 de sección transversal reducida.
- 35
- 40
- 45

- Tal y como se ilustra de forma esquemática y opcionalmente en líneas discontinuas en las figuras 2-7, una estructura 12 de aeronave De forma adicional o de forma alternativa puede incluir una o más sujeciones 50 que se extienden a través y que se acoplan, de forma operativa, o al menos ayudan en el acoplamiento, de forma operativa, del miembro 24 de refuerzo estructural y del revestimiento 22. Las sujeciones 50 opcionales pueden estar en adición o como una alternativa al adhesivo opcional discutidos en el presente documento.
- 50

- Los diversos números y posiciones de las sujeciones 50 ilustradas de forma esquemática en las figuras 2-7 no son limitativos, y puede ser utilizado cualquier número de sujeciones 50 adecuado, incluyendo ninguna sujeción 50. En algunos modos de realización, una estructura 12 de aeronave puede incluir una o más sujeciones 50 que se extienden dentro de la región 48 de terminación. De forma adicional o de forma alternativa, en algunos modos de realización, una estructura 12 de aeronave puede incluir al menos una sujeción 50 que está fuera de y adyacente a la región 48 de terminación. De forma adicional o de forma alternativa, en modos de realización que incluyen una región de área 40 de sección transversal reducida, una estructura 12 de aeronave puede incluir al menos una sujeción 50 que está situada lateralmente adyacente a la región de área 40 de sección transversal reducida dentro de la región 48 de terminación. De forma adicional o de forma alternativa, en modos de realización que incluyen un hueco 42, una estructura 12 de aeronave puede incluir al menos una sujeción 50 que está situada lateralmente adyacente al hueco
- 55
- 60

42. De forma adicional o de forma alternativa, en modos de realización que incluyen una región de área 40 de sección transversal reducida, una estructura 12 de aeronave puede incluir una o más sujeciones 50 que no se extienden a través de la región de área 40 de sección transversal reducida. De forma adicional o de forma alternativa, en modos de realización que incluyen un hueco 42, una estructura 12 de aeronave puede incluir una o más sujeciones 50 que no se extienden a través del hueco 42. En algunos modos de realización, una estructura 12 de aeronave puede estar libre de sujeciones 50 que se extienden a través del miembro 24 de refuerzo estructural y del revestimiento 22 dentro de la región 48 de terminación.

Tal y como se ilustra de forma esquemática en líneas discontinuas en las figuras 3-6, las estructuras 12 de aeronave opcionalmente pueden incluir una placa 52 de empalme acoplada al revestimiento 22 opuesta al miembro 24 de refuerzo estructural, incluyendo dentro de la región 48 de terminación. Las placas de 52 de empalme, cuando están presentes, pueden ser utilizadas para interconectar porciones adyacentes de una estructura 12 de aeronave.

Volviendo ahora a la figura 8, se representan de forma esquemática métodos de construcción de una estructura 12 de aeronave de acuerdo con la presente divulgación y que se indican en 100. Los Métodos 100 incluyen definir una región 39 de flexibilidad aumentada de un revestimiento 22, tal y como se indica en 102, y acoplar, de forma operativa, el revestimiento 22 a un miembro 24 de refuerzo estructural, tal y como se indica en 104. El acoplamiento 104 operativo incluye el posicionamiento de la región 39 de flexibilidad aumentada dentro de la región 48 de terminación.

Cuando se construye una estructura 12 de aeronave con un revestimiento 22 que incluye una región opcional de área 40 de sección trasversal reducida, la definición 102 incluye la definición de la región de área 40 sección transversal reducida del revestimiento 22. Cuando se construye una estructura 12 de aeronave con un revestimiento 22 que incluye una región opcional de área 40 de sección trasversal reducida y que está construida de material compuesto reforzado con fibra de carbono, la definición 102 incluye la disposición de una pluralidad de capas 106 de material compuesto reforzado con fibra de carbono de manera que los bordes 108 de un subconjunto de capas 106 definen al menos parcialmente un hueco 42 que define la región de área 40 de sección trasversal reducida del revestimiento 22. Ejemplos de dichos revestimientos 22 son representados, de forma esquemática, en las figuras 9-10, con la figura 9 representando un ejemplo que define un hueco 44 abierto y con la figura 10 representando un ejemplo que define un hueco 46 cerrado.

En algunos de dichos métodos, en los cuales el revestimiento 22 está construido a partir de un material compuesto reforzado con fibra de carbono, la definición 102 puede incluir el moldeo del material compuesto reforzado con fibra de carbono para formar el revestimiento. Por ejemplo, con referencia la figura 9, en alguno de dichos métodos, el moldeo puede incluir utilizar un molde 110 que incluye una protrusión 112 que define un hueco 44 abierto en el revestimiento 22. De forma adicional o de forma alternativa, con referencia a la figura 10, en algunos de dichos métodos, el moldeo puede incluir el moldeo del material compuesto reforzado con fibra de carbono alrededor de un inserto 114, y de forma opcional un inserto 114 hueco, de manera que el inserto 114 define un hueco 46 cerrado dentro del revestimiento 22.

En algunos métodos 100, el acoplamiento 104 puede incluir adherir el revestimiento 22 al miembro 24 de refuerzo estructural. En algunos de dichos métodos, la adhesión puede incluir adherir el revestimiento 22 al miembro 24 de refuerzo estructural dentro de la región 48 de terminación. De forma adicional o de forma alternativa, en algunos de dichos métodos, la adhesión puede incluir adherir el revestimiento 22 al miembro 24 de refuerzo estructural sólo dentro de una porción de la interfaz entre el miembro 24 de refuerzo estructural y el revestimiento 22 dentro de la región 48 de terminación. De forma adicional o de forma alternativa, en alguno de dichos métodos, la adhesión puede incluir adherir el revestimiento 22 al miembro 24 de refuerzo estructural dentro de la totalidad de la interfaz entre el miembro 24 de refuerzo estructural y el revestimiento 22. En otros de dichos métodos, la adhesión puede no incluir adherir el revestimiento 22 al miembro 24 de refuerzo estructural dentro de la región 48 de terminación.

En algunos métodos 100, el acoplamiento 104 de forma adicional o de forma alternativa puede incluir la sujeción del miembro 24 de refuerzo estructural al revestimiento 22 con una o más sujeciones 50 que se extienden a través del miembro 24 de refuerzo estructural y del revestimiento 22 fuera de y adyacente a la región 48 de terminación.

En algunos métodos, el acoplamiento 104, de forma adicional o de forma alternativa puede incluir la sujeción del miembro 24 de refuerzo estructural al revestimiento 22 con una o más sujeciones 50 que se extienden a través del miembro 24 de refuerzo estructural y del revestimiento 22 dentro de la región 48 de terminación. En algunos de dichos métodos y cuando se utiliza un revestimiento 22 que tiene una región de área 40 de sección transversal reducida, la una o más sujeciones 50 pueden extenderse a través del miembro 24 de refuerzo estructural y del revestimiento 22 lateralmente, adyacentes a la región de área 40 de sección trasversal reducida.

Ejemplos ilustrativos, no exclusivos, parcialmente no reivindicados y no exhaustivos de la materia referente a la presente divulgación son descritos en los siguientes párrafos enumerados:

A. una estructura de aeronave, que comprende:

un miembro de refuerzo estructural que incluye una pletina base y una patilla que se extiende desde la pletina base, en donde el miembro de refuerzo estructural tiene una región extrema terminal que incluye un borde terminal del miembro de refuerzo estructural; y

- 5 un revestimiento acoplado, de forma operativa, a la pletina base opuesta a la patilla y que se extiende longitudinalmente más allá de la región extrema terminal del miembro de refuerzo estructural, en donde el revestimiento y el miembro de refuerzo estructural definen, de forma colectiva, una región de terminación que engloba a la región extrema terminal del miembro de refuerzo estructural y a una porción del revestimiento adyacente a la región extrema terminal del miembro de refuerzo estructural, y además en donde dentro de la región de terminación el revestimiento es más flexible que en porciones del revestimiento que son adyacentes a la región de terminación.
- 10 A1. La estructura de aeronave del párrafo A, en donde la pletina base tiene una anchura lateral, y en donde la región de terminación se extiende longitudinalmente con respecto a y es extensiva con el miembro de refuerzo estructural desde el borde terminal del miembro de refuerzo estructural menos de cinco veces la anchura lateral, menos de cuatro veces la anchura lateral, menos de tres veces la anchura lateral, menos de dos la anchura lateral, o menos de la anchura lateral.
- 15 A1.1 La estructura de aeronave del párrafo A1, en donde la región de terminación además se extiende longitudinalmente con respecto a y lejos del miembro de refuerzo estructural desde el borde terminal del miembro de refuerzo estructural menos de cinco veces la anchura lateral, menos de cuatro veces la anchura lateral, menos de tres veces la anchura lateral, menos de dos veces la anchura lateral, o menos de la anchura lateral.
- A2. La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A-A1.1, en donde la pletina base tiene una anchura lateral y, en donde la región de terminación se extiende lateralmente con respecto al miembro de refuerzo estructural al menos la anchura lateral.
- 20 A3. La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A-A2, en donde la región de terminación no se extiende sobre toda la longitud longitudinal del miembro de refuerzo estructural
- A4. La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A-A3, en donde dentro de la región de terminación, el revestimiento incluye una región de área de sección transversal reducida con respecto a porciones del revestimiento que son adyacentes a la región de área de sección transversal reducida.
- 25 A4.1 La estructura de aeronave del párrafo A4, en donde la región de área de sección transversal reducida es coextensiva con la región de terminación.
- A4.2 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A4-A4.1, en donde la región del área de sección transversal reducida está alineada longitudinalmente con la patilla del miembro de refuerzo estructural.
- A4.3 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A4-A4.2, en donde la región de área de sección transversal reducida se extiende adyacente a la región extrema terminal del miembro de refuerzo estructural.
- 30 A4.4 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A4-A4.3, en donde la región de área de sección transversal reducida se extiende longitudinalmente más allá de la región extrema terminal del miembro de refuerzo estructural.
- A4.5 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A4-A4.4, en donde la pletina base tiene una anchura lateral, y en donde la región de área de sección transversal reducida se extiende lateralmente con respecto al miembro de refuerzo estructural menos de la anchura lateral, o en donde la región de área de sección transversal reducida no se extiende lateralmente más allá de la pletina base.
- 35 A4.6 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A4-A4.5, en donde la región de área de sección reducida define un hueco.
- A4.6.1 La estructura de aeronave del párrafo A4.6, en donde el hueco es un hueco abierto (o rebaje) que está dirigido en contra del miembro de refuerzo estructural.
- 40 A4.6.2 La estructura de aeronave del párrafo A4.6, en donde el hueco es un hueco abierto (o rebaje) que está dirigido hacia el miembro de refuerzo estructural.
- A4.6.3 La estructura de aeronave del párrafo A4.6, en donde el hueco es un hueco cerrado (o bolsillo) dentro del revestimiento.
- 45 A4.6.4 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A4.6-A4.6.3, en donde el hueco está libre de bordes (o esquinas) afilados.
- A5. La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A-A4.6.4, en donde el miembro de refuerzo estructural está constituido de un material compuesto reforzado con fibra de carbono.
- 50 A6. La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A-A5, en donde el revestimiento está constituido a partir de un material compuesto reforzado con fibra de carbono.

- A6.1 La estructura de aeronave del párrafo A6 cuando depende del párrafo A4.6, en donde el material compuesto reforzado con fibra de carbono incluye una pluralidad de capas, y en donde el hueco está al menos parcialmente definido por bordes de un subconjunto de la pluralidad de capas.
- 5 A7. La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A-A6.1, en donde la pletina base del miembro de refuerzo estructural está adherida al revestimiento.
- A7.1 La estructura de aeronave del párrafo A7, en donde la pletina base del miembro de refuerzo estructural está adherida al revestimiento dentro de la región de terminación.
- 10 A7.2 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A7-A7.1, en donde la pletina base del miembro de refuerzo estructural está adherida al revestimiento dentro de una totalidad de una interfaz entre la pletina base y el revestimiento.
- A7.3 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A7-A7.2, en donde la pletina base del miembro de refuerzo estructural está adherida al revestimiento dentro de una totalidad de la interfaz entre la pletina base y el revestimiento dentro de la región de terminación.
- 15 A7.4 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A7-A7.1, en donde la pletina base del miembro de refuerzo estructural no está adherida al revestimiento dentro de al menos una porción de una interfaz entre la pletina base y el revestimiento dentro de la región de terminación.
- A7.4.1 La estructura de aeronave del párrafo A7.4, en donde la pletina base del miembro de refuerzo estructural no está adherida al revestimiento dentro de una totalidad de la interfaz entre la pletina base y el revestimiento dentro de la región de terminación.
- 20 A7.4.2 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A7.4-A7.4.1 cuando depende del párrafo A4, en donde la porción de la interfaz entre la pletina base y el revestimiento dentro de la región de terminación está alineada con la región de área de sección transversal reducida.
- A8. La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A-A7.4.2, que además comprende:
- 25 una o más sujeciones que se extienden a través y que acoplan, de forma operativa, el miembro de refuerzo estructural y el revestimiento.
- A8.1 La estructura de aeronave del párrafo A.8, en donde la una o más sujeciones incluyen al menos una sujeción que se extiende dentro de la región de terminación.
- A8.2 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A8-A8.1, en donde la una o más sujeciones incluyen al menos una sujeción que se extiende fuera de y adyacente a la región de terminación.
- 30 A8.3 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A8-A8.2 cuando depende del párrafo A4, en donde la una o más sujeciones incluye al menos una sujeción que está situada lateralmente adyacente a la región de área de sección transversal reducida dentro de la región de terminación.
- A8.4 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A8-A8.3 cuando depende del párrafo A4.6, en donde la una o más sujeciones incluyen al menos una sujeción que está situada lateralmente adyacente al hueco.
- 35 A8.5 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A8-A8.4 cuando depende del párrafo A4, en donde la una o más sujeciones no se extienden a través de la región de área de sección transversal reducida.
- A8.6 La estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A8-A8.5 cuando depende del párrafo A4.6, en donde la una o más sujeciones no se extienden a través del hueco.
- 40 A8.7 La estructura de aeronave del párrafo A.8, en donde la estructura de aeronave está libre de sujeciones que se extienden a través del miembro de refuerzo estructural y del revestimiento dentro de la región de terminación.
- B. Una aeronave, que comprende la estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A-A8.7.
- C. un método para construir una estructura de aeronave, el método que comprende:
- definir una región de flexibilidad aumentada de un revestimiento con respecto a porciones adyacentes del revestimiento; y
- 45 acoplar, de forma operativa, el revestimiento a un miembro de refuerzo estructural, en donde el miembro de refuerzo estructural tiene una región extrema terminal, en donde el acoplamiento de forma operativa define una región de terminación que engloba a la región extrema terminal y a una porción de revestimiento adyacente a la región extrema terminal, y en donde el acoplamiento de forma operativa incluye el posicionamiento de la región de flexibilidad aumentada dentro de la región de terminación.

- C1. El método del párrafo C, en donde la definición incluye definir una región de área de sección transversal reducida del revestimiento con respecto a las porciones adyacentes del revestimiento.
- 5 C1.1 El método del párrafo C1, en donde la definición de una región de área de sección transversal reducida del revestimiento incluye la disposición de una pluralidad de capas de un material compuesto reforzado con fibra de carbono de manera que los bordes de un subconjunto de la pluralidad de capas define, al menos parcialmente, un hueco que define la región de área de sección transversal reducida.
- C1.2 El método de cualquiera de los párrafos C1-C1.1, en donde la definición de una región de área de sección transversal reducida incluye el moldeo de un material compuesto reforzado con fibra de carbono para formar el revestimiento.
- 10 C1.2.1 El método del párrafo C1.2, en donde el moldeo utiliza un molde que incluye una protrusión que define un hueco en el revestimiento, en donde el hueco define la región de área de sección transversal reducida.
- C1.2.2 El método del párrafo C1.2, en donde el moldeo incluye el moldeo del material compuesto reforzado con fibra de carbono alrededor de un inserto (y opcionalmente un inserto hueco) de manera que el inserto define un hueco cerrado dentro del revestimiento.
- 15 C2. El método de cualquiera de los párrafos C-C1.2.2, en donde el acoplamiento, de forma operativa, incluye la adhesión del revestimiento al miembro de refuerzo estructural.
- C2.1 El método del párrafo C2, en donde la adhesión incluye adherir el revestimiento al miembro de refuerzo estructural dentro de la región de terminación.
- 20 C2.2 El método de cualquiera de los párrafos C2-C2.1, en donde la adhesión incluye adherir el revestimiento al miembro de refuerzo estructural sólo dentro de una porción de una interfaz entre el miembro de refuerzo estructural y el revestimiento dentro de la región de terminación.
- C2.3 El método de cualquiera de los párrafos C2-C2.1, en donde la adhesión incluye adherir el revestimiento al miembro de refuerzo estructural dentro de una totalidad de una interfaz entre el miembro de refuerzo estructural y el revestimiento.
- 25 C2.4 El método del párrafo C2, en donde la adhesión no incluye adherir el revestimiento al miembro de refuerzo estructural dentro de la región de terminación.
- C3. El método de cualquiera de los párrafos C-C2.4, en donde el acoplamiento, de forma operativa, incluye la sujeción del miembro de refuerzo estructural al revestimiento con una o más sujeciones que se extienden a través del miembro de refuerzo estructural y del revestimiento fuera de y adyacentes a la región de terminación.
- 30 C4. El método de cualquiera de los párrafos C-C3, en donde el acoplamiento, de forma operativa, incluye la sujeción del miembro de refuerzo estructural al revestimiento con una o más sujeciones que se extienden a través del miembro de refuerzo estructural y del revestimiento dentro de la región de terminación.
- 35 C4.1 El método del párrafo C4 cuando depende del párrafo C1, en donde la una o más sujeciones que se extienden a través del miembro de refuerzo estructural y del revestimiento dentro de la región de terminación se extienden a través del miembro de refuerzo estructural y del revestimiento lateralmente adyacentes a la región de área de sección transversal reducida.
- C5. El método de cualquiera de los párrafos C-C4.1, en donde la estructura de aeronave incluye la estructura de aeronave de cualquiera de los párrafos A-A8.7.
- 40 Los distintos elementos de dispositivos y etapas de métodos dados a conocer en el presente documento no son requeridos para todos los dispositivos y métodos de acuerdo con la presente divulgación, y la presente divulgación incluye todas las combinaciones y subcombinaciones novedosas y no obvias de los distintos elementos y etapas dados a conocer en el presente documento.

REIVINDICACIONES

1. Una estructura (12) de aeronave, que comprende:

- 5 un miembro (24) de refuerzo estructural que incluye una pletina (32) base y una patilla (34) que se extiende desde la pletina (32) base, en donde el miembro (24) de refuerzo estructural tiene una región (36) extrema terminal que incluye un borde (38) terminal del miembro (24) de refuerzo estructural; y
- 10 un revestimiento (22) acoplado, de forma operativa, a la pletina (32) base opuesta a la patilla (34) y que se extiende longitudinalmente más allá de la región (36) extrema terminal del miembro (24) de refuerzo estructural en una dirección longitudinal, con la dirección longitudinal refiriéndose a una dimensión (28) más larga del miembro (24) de refuerzo estructural, en donde el revestimiento (22) y el miembro (24) de refuerzo estructural definen, de forma colectiva, una
- 15 región (48) de terminación que engloba a la región (36) extrema terminal del miembro (24) de refuerzo estructural y una porción de revestimiento (22) adyacente a la región (36) extrema terminal del miembro (24) de refuerzo estructural, en donde dentro de la región (48) de terminación el revestimiento (22) es más flexible que dentro de las porciones del revestimiento (22) que son adyacentes a la región (48) de terminación,
- en donde dentro de la región (48) de terminación el revestimiento (22) incluye una región de área (40) de sección transversal reducida con respecto a porciones del revestimiento (22) que son adyacentes a la región de área (40) de sección transversal reducida, caracterizada porque
- 20 el revestimiento (22) define un hueco (42) dentro de la región de área (40) de sección transversal reducida, en donde el hueco (42), de forma preferible, está alineado longitudinalmente con el miembro (24) de refuerzo estructural incluyendo la patilla del mismo,
- en donde el hueco (42) está dispuesto en un lado del revestimiento (22) que es opuesto al miembro (24) de refuerzo estructural.
2. La estructura de aeronave de la reivindicación 1, que además incluye una pluralidad de sujeciones que se extienden a través y acoplando, de forma operativa, el miembro (24) de refuerzo estructural y el revestimiento (22) dentro de la región (48) de terminación y lateralmente adyacente al hueco (44).
- 25 3. La estructura de aeronave de la reivindicación 1 o 2 que además incluye una placa (52) de empalme acoplada al revestimiento (22) opuesta al miembro (24) de refuerzo estructural dentro de la región (48) de terminación, en donde la placa (52) de empalme, de forma preferible, se extiende a través del hueco (42).
4. La estructura de aeronave de la reivindicación 1, en donde la pletina (32) base tiene una anchura (30) lateral, y en donde la región (48) de terminación se extiende longitudinalmente con respecto a y extensiva con el miembro (24) de refuerzo estructural desde el borde (38) terminal del miembro (24) de refuerzo estructural menos de cinco veces la anchura lateral.
- 30 5. La estructura de aeronave de la reivindicación 4, en donde la región (48) de terminación además se extiende longitudinalmente con respecto a y lejos del miembro (24) de refuerzo estructural desde el borde (38) terminal del miembro (24) de refuerzo estructural menos de cinco veces la anchura lateral.
6. La estructura de aeronave de la reivindicación 1, en donde la región de área (40) de sección transversal reducida está alineada longitudinalmente con la patilla (34) del miembro (24) de refuerzo estructural; y, en donde la región de área (40) de sección transversal reducida se extiende adyacente a la región (36) terminal extrema del miembro (24) de refuerzo estructural.
- 35 7. La estructura de aeronave de la reivindicación 1 o 6, en donde la región de área (40) de sección transversal reducida se extiende longitudinalmente más allá de la región (36) terminal extrema del miembro (24) de refuerzo estructural.
8. La estructura de aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1, 6 o 7, en donde la región de área (40) de sección transversal reducida se extiende lateralmente con respecto al miembro (24) de refuerzo estructural menos de la anchura (30) lateral.
9. La estructura de aeronave de la reivindicación 1, en donde el hueco (42) es un hueco (44) abierto que se dirige en contra del miembro (24) de refuerzo estructural; y en donde el hueco (42) está libre de bordes o esquinas afiladas y/o es redondeado.
- 45 10. La estructura de aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, en donde el revestimiento (22) está constituido de un material compuesto reforzado con fibra de carbono, en donde el material compuesto reforzado con fibra de carbono incluye una pluralidad de capas (106), y en donde el hueco (42) está al menos parcialmente definido por bordes (108) de un subconjunto de la pluralidad de capas (106).
- 50 11. La estructura de aeronave de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde la pletina (32) base del miembro (24) de refuerzo estructural está adherida al revestimiento (22) dentro de la región (48) de terminación, en

particular dentro de una totalidad de una interfaz entre la pletina (32) base y el revestimiento (22) dentro de la región (48) de terminación.

12. La estructura de aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, en donde la pletina (32) base del miembro (24) de refuerzo estructural no está adherida al revestimiento (22) dentro de la región (48) de terminación

5 13. La estructura de aeronave de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que además comprende:

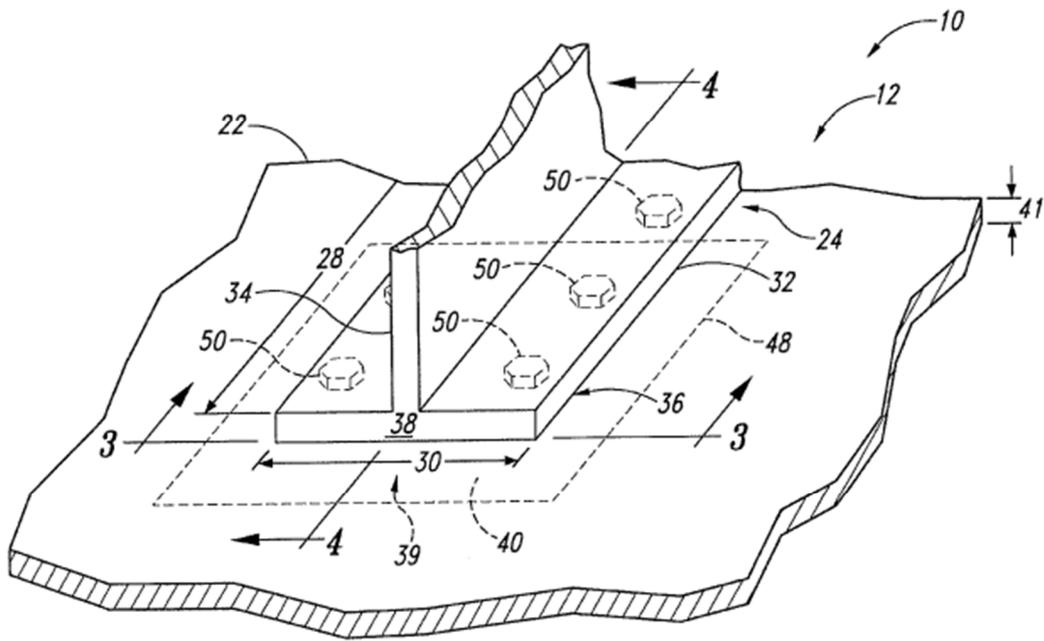
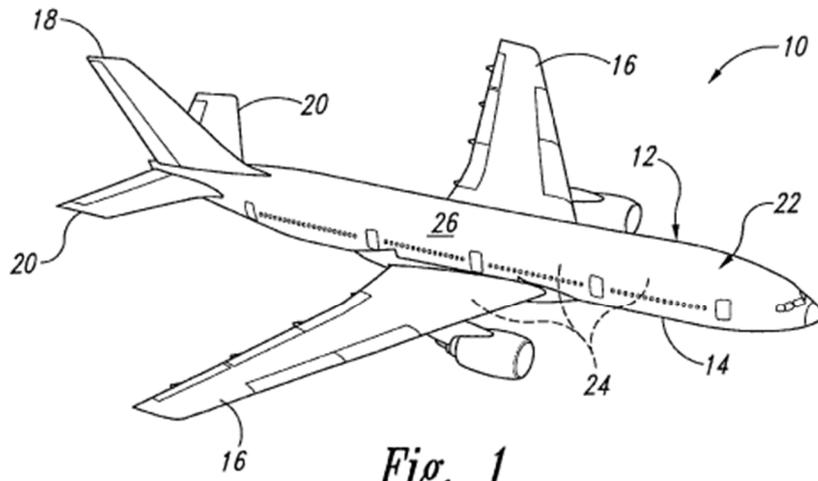
una o más sujeciones (50) que se extienden a través y acoplan, de forma operativa, el miembro (24) de refuerzo estructural y el revestimiento (22); en donde la una o más sujeciones (50) incluyen al menos una sujeción (50) que se extiende dentro de la región (48) de terminación; y, en donde la una o más sujeciones (50) incluyen al menos una sujeción (50) que se extiende fuera de y adyacente a la región (48) de terminación.

10 14. La estructura de aeronave de la reivindicación 13, en donde la una o más sujeciones (50) incluyen al menos una sujeción (50) que está situada lateralmente adyacente a la región de área (40) de sección transversal reducida dentro de la región (48) de terminación.

15. Un método (100) para construir una estructura (12) de aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 14, el método que comprende:

15 definir (102) el hueco (42); y

acoplar (104), de forma operativa, el revestimiento (22) al miembro (24) de refuerzo estructural, en donde el hueco (42) está dispuesto dentro de la región de área (40) de sección transversal reducida.



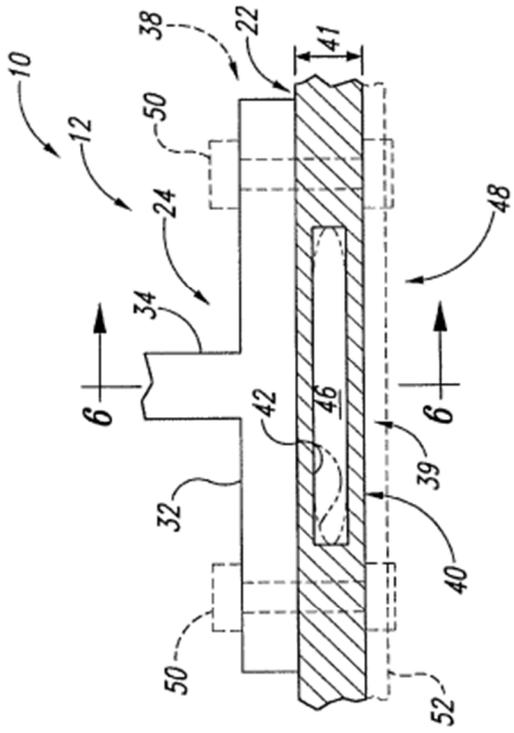


Fig. 5

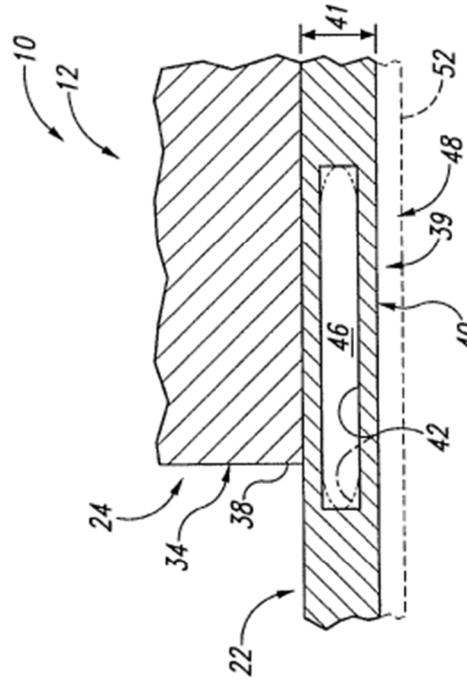


Fig. 6

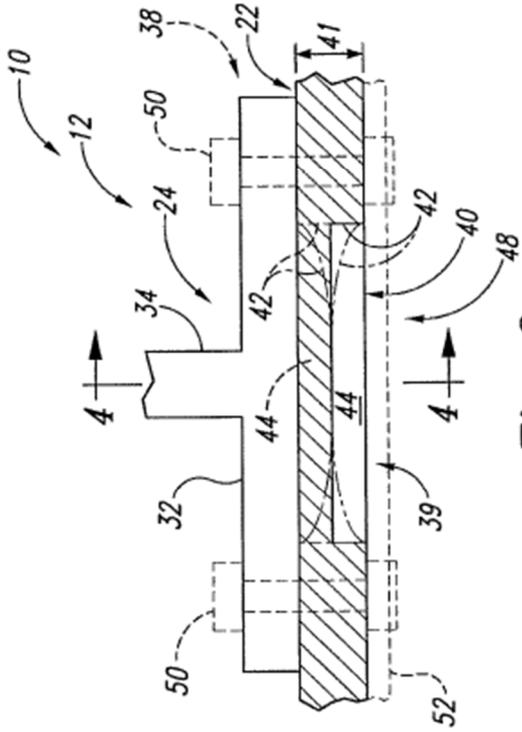


Fig. 3

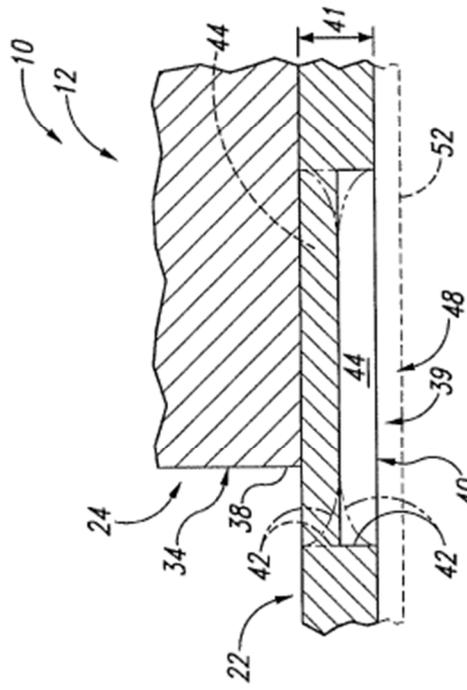


Fig. 4

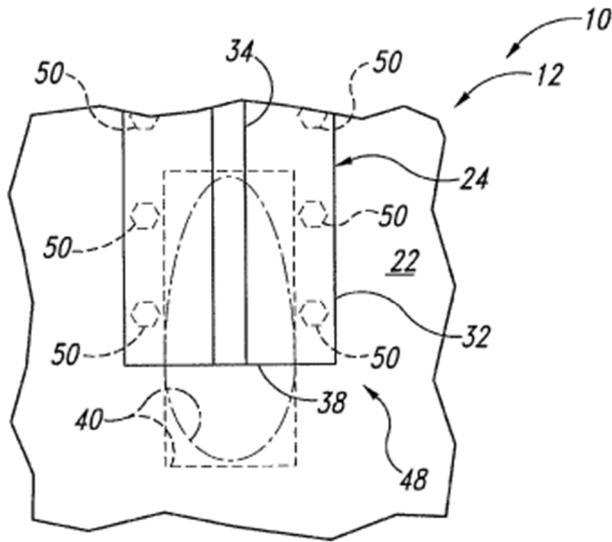


Fig. 7

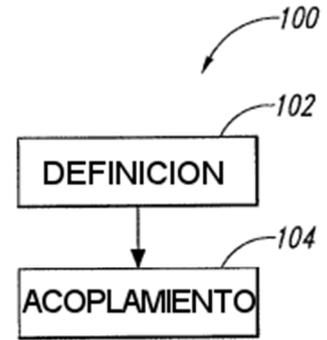


Fig. 8

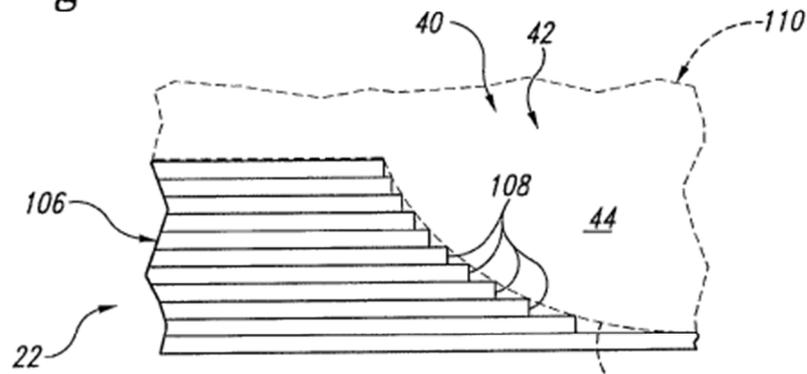


Fig. 9

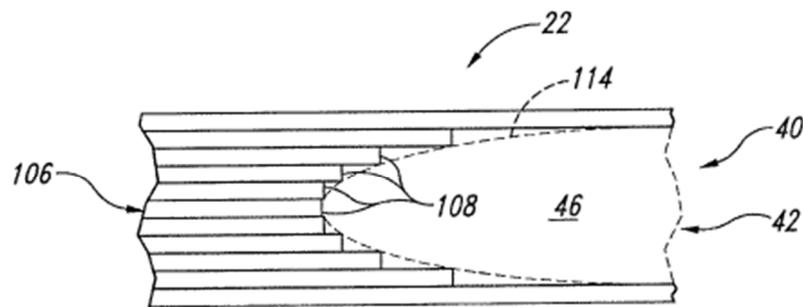


Fig. 10