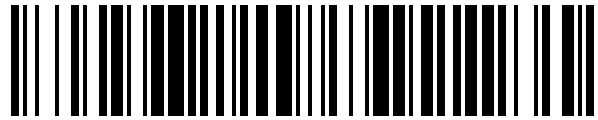


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **1 286 360**

21 Número de solicitud: 202132201

51 Int. Cl.:

B64C 1/00 (2006.01)

B29C 64/118 (2007.01)

B64F 5/10 (2007.01)

12

SOLICITUD DE MODELO DE UTILIDAD

U

22 Fecha de presentación:

08.11.2021

30 Prioridad:

10.11.2020 EP 20382969

43 Fecha de publicación de la solicitud:

09.02.2022

71 Solicitantes:

AIRBUS OPERATIONS, S.L.U. (100.0%)
Paseo John Lennon, s/n
28906 Getafe (Madrid) ES

72 Inventor/es:

HERNÁIZ LÓPEZ, Guillermo;
GUINALDO FERNÁNDEZ, Enrique;
COLMENAREJO MATELLANO, Nuria;
MARTÍNEZ CAÑIZARES, Alejandro y
FERNÁNDEZ PÉREZ, Ernesto

74 Agente/Representante:

ARIAS SANZ, Juan

54 Título: **Fijación para una aeronave**

ES 1 286 360 U

DESCRIPCIÓN

FIJACIÓN PARA UNA AERONAVE

Campo técnico de la invención

La presente invención pertenece al campo técnico de los refuerzos estructurales en un fuselaje y juntas entre partes estructurales del fuselaje. En particular, la invención
5 proporciona una fijación estructural hecha de material compuesto fundido fabricado mediante un proceso de fabricación aditiva.

Más en particular, la invención pertenece al campo de los métodos de fabricación para tales fijaciones estructurales fundidas mediante la Fabricación de Materiales Compuestos
10 Fundidos en base a diseños 3D implementados por ordenador.

Antecedentes de la invención

En la industria aeronáutica, hay ciertas estructuras de la aeronave donde se necesitan fijaciones estructurales con el fin de reforzar áreas del fuselaje o actuar como juntas estructurales entre diferentes elementos. Más en particular, dichas fijaciones se pueden
15 usar para reforzar estructuras o juntas entre elementos que forman una geometría de tipo L, es decir, una geometría donde parte de una estructura comprendida esencialmente en un plano hace una transición a otro plano estructural que tiene un cierto ángulo con respecto al primero, mediante un área de 'transición' curvada o de 'bisagra'.

Como se ha dicho, a diferencia de estos últimos, estas fijaciones también pueden adoptar la forma de refuerzos locales de piezas más grandes tales como vigas, largueros, bastidores, etc., actuando de este modo como nervios para modificar y aliviar en servicio
20 las tensiones a las que está sometida la pieza en un punto específico.

Independientemente de si se usa para conectar piezas o reforzarlas localmente, las fijaciones están sometidas a estados de tensión muy complejos donde tanto las cargas de tracción como las de corte se transmiten típicamente a través de ellas hacia sus áreas
25 de conexión con las piezas del fuselaje, lo que las hace, en algunas circunstancias, que se sometan a elevadas tensiones estructurales.

En la industria relacionada, dependiendo del estado de tensión en servicio, estas fijaciones también se pueden conocer como clips en caso de que las piezas de unión
30 sean mucho más ligeras que las piezas industriales comunes y, entonces, no impongan severidad estructural. En otras palabras, los clips se usan para sujetar cables, hilos u otros componentes auxiliares menores a las estructuras primarias para su

encaminamiento.

Por el contrario, debido a las cargas estructurales, los requisitos de diseño de las fijaciones estructurales son muy exigentes, lo que conduce a la implementación de miembros de rigidez direccional; emplear materiales muy resistentes; aumentar el espesor de las piezas con más tensión y diseñar geometrías que se adaptan geométricamente al área de conexión.

Según lo anterior, las fijaciones estructurales usadas tradicionalmente en la industria aeronáutica como elementos de refuerzo con los propósitos antes mencionados son soportes de cizalla metálicos mecanizados. Más en particular, soportes de cizalla hechos de aleaciones de titanio en aquellos casos en donde la fijación se somete a condiciones ambientales extremas en servicio, tales como corrosión o alta temperatura.

Un buen ejemplo de soportes de cizalla de aleación de alta resistencia se puede encontrar en los bastidores del cono de cola del fuselaje, donde la ubicación de la Unidad de Potencia Auxiliar impone requisitos muy exigentes a estas piezas en términos de resistencia a la temperatura y vibraciones. De este modo, en este momento solo se prevé el uso de piezas metálicas (por ejemplo, titanio) que, desafortunadamente, no solo son caras, sino que también tienen una fabricación muy desafiante que da lugar a piezas de geometría simple optimizadas para el material.

De este modo, existe una necesidad en la industria aeronáutica de una solución alternativa rentable que tenga como objetivo reducir los costes recurrentes y no recurrentes de la fabricación de fijaciones sin poner en peligro su comportamiento estructural.

Compendio de la invención

La presente invención proporciona una solución para los problemas antes mencionados, mediante una fijación fabricada de material compuesto fundido según la reivindicación 1. En las reivindicaciones dependientes se definen realizaciones ventajosas.

En un primer aspecto inventivo, la invención proporciona una fijación fabricada de material compuesto fundido que comprende:

- una primera pared sustancialmente plana que comprende un primer borde proximal y un primer borde distal, y un primer y un segundo bordes laterales;
- una segunda pared sustancialmente plana que comprende un segundo borde proximal y un segundo borde distal, y un tercer y un cuarto bordes laterales;

- una primera área de transición curvada que une integralmente el primer borde proximal de la primera pared plana con el segundo borde proximal de la segunda pared plana;

5 en donde la primera área de transición curvada tiene forma de segmento cilíndrico; la primera y segunda paredes sustancialmente planas están en un ángulo una con respecto a la otra; la primera y segunda paredes sustancialmente planas son ambas paralelas a un eje longitudinal de la primera área de transición curvada; y al menos uno del primer y segundo bordes distales es sustancialmente paralelo al eje longitudinal del área de transición curvada.

10 A lo largo de todo el documento, se hará referencia a una serie de términos particulares para los cuales se proporcionará ahora una descripción. Por lo tanto, estos términos se deben interpretar de la siguiente manera.

A través de este documento, una fijación se debe entender como un elemento estructural destinado a unir diferentes piezas y, por lo tanto, está dotado con una primera y una
15 segunda paredes sustancialmente planas en ángulo entre sí y con áreas de sujeción respectivas. Por consiguiente, estas áreas de sujeción se pueden dotar con medios de sujeción tales como orificios adecuados para recibir pernos, remaches u otros medios de fijación, o incluso adhesivos para una unión satisfactoria.

Dependiendo del estado de tensión en servicio, estas fijaciones también se pueden
20 conocer como clips en caso de que las piezas aseguradas sean mucho más ligeras que las piezas industriales comunes (por ejemplo, bastidores, largueros, nervios, etc.) y, luego, no impongan severidad estructural. En otras palabras, los clips se usan para sujetar cables, hilos u otros componentes auxiliares menores a las estructuras primarias para su encaminamiento.

25 Cuando se hace referencia al “material compuesto” convencional usado para la fabricación de las partes estructurales del fuselaje, se entenderá como cualquier tipo de material, por ejemplo CFRP (Polímeros Reforzados con Fibra de Carbono), que comprende dos o más partes físicamente distinguibles y mecánicamente separables, las dos o más partes que no son capaces de disolverse una dentro de otra.

30 Más en particular, se hace referencia a los “laminados de materiales compuestos”, como un elemento esencial del proceso de construcción de dichas partes estructurales del fuselaje. Dichos laminados se “considerarán” como múltiples capas apiladas, cada una que comprende fibras de refuerzo impregnadas dentro de una matriz de resina, tal como

en forma de 'preimpregnado'.

Estos laminados se pueden preformar en formas particulares y luego juntarse para conformar formas moderadamente complejas según el diseño de la parte estructural. Cuando se forman formas complejas, tales como esquinas, el espesor del laminado se puede desviar del espesor nominal obtenido para las placas planas. Esto se debe a dos
5 fenómenos que ocurren en las esquinas.

Por un lado, debido a la geometría curva, la presión de consolidación disponible difiere de la presión esperada. Además, las zonas de bisagra con curvatura alta o moderada dan como resultado la creación de una tensión de compresión en las capas internas del laminado y una tensión de tirantez en las externas, este evento que conduce
10 potencialmente a la deslaminación.

Por otro lado, la fricción entre los laminados puede impedir la conformación adecuada del laminado al molde. Como resultado, y a pesar de los esfuerzos hechos para reducir la probabilidad de que se origine un defecto, hacer uso de bolsas de vacío, autoclave y/o
15 prensado en caliente de alta presión, puede originar ciertos defectos, tales como la porosidad (vacíos interlaminares) que pueden poner en peligro la continuidad en las propiedades de la pieza de material compuesto final.

En vista de estos inconvenientes asociados con la fabricación de piezas con geometrías complejas mediante técnicas de materiales compuestos convencionales, junto con las concentraciones de tensiones locales antes mencionadas, los diseños de fijaciones
20 actuales descartan usar otros materiales distintos de las aleaciones (por ejemplo, titanio) para la fabricación de fijaciones estructurales.

La Fabricación Aditiva (AM), a la que también se hace referencia como impresión 3D, se refiere a los métodos y tecnologías de fabricación actuales en donde se construyen componentes tridimensionales aplicando capas sucesivas de material bajo control
25 informático, partiendo de un modelo digital del componente a ser producido.

Típicamente, el material (o bien material fundible o bien material de matriz en el caso de materiales reforzados) cambia a un líquido tras la aplicación de calor y solidifica (o endurece) a un sólido cuando se enfría.

Además, antes de imprimir, el boceto de CAD digital de la fijación se corta digitalmente en múltiples secciones o capas horizontales. El controlador de la impresora luego usa este corte generado para fabricar la fijación secuencialmente, por ejemplo, con una capa a la vez (es decir, capa por capa), con cada capa que se adhiere o une a la anterior.
30

Muchas tecnologías se engloban dentro de las tecnologías de Fabricación Aditiva, dependiendo de la forma del material y la tecnología de la máquina usada. Preferiblemente, la fijación de material compuesto fundido de la invención se fabrica usando tecnologías de Fabricación Aditiva tales como Fabricación de Materiales
5 Compuestos Fundidos (FCM).

FCM es una tecnología de fabricación aditiva en donde un filamento termoplástico derretido reforzado con material de refuerzo fibroso (por ejemplo, carbono, vidrio, aramida) se extruye a través de una boquilla que traza el patrón de superficie de cada capa en particular. La boquilla es responsable de mantener el plástico a una temperatura
10 justo por encima de su punto de fusión de modo que fluya fácilmente a través de la boquilla y forme la capa. El plástico se solidifica inmediatamente después de la aplicación desde la boquilla, uniéndose de este modo las uniones a la capa inferior.

Proporciona una gran alternativa a los procesos convencionales para la fabricación de componentes de material compuesto debido a su capacidad para producir estructuras
15 que tienen geometrías complejas.

El material de origen es un filamento termoplástico reforzado con material de refuerzo fibroso. El mecanismo de unión es térmico y la energía de activación se basa en una boquilla de extrusión calentada.

Los filamentos pueden estar hechos de ABS (acrilonitrilo butadieno estireno), PA
20 (poliamida), PC (policarbonato), PPSU (polifenilsulfona), PEI (polieterimida), PEEK (poliéter éter cetona), PEKK (polietercetonacetona) o cualquier otro material termoplástico de alto rendimiento.

En una realización preferida, el material termoplástico es de cualquiera de los siguientes: PEKK, PPS, PAEK o PEEK. Más preferiblemente, el material termoplástico es PAEK o
25 PEEK. Lo más preferiblemente el material termoplástico es PEEK o PPS.

Según la invención, el refuerzo de material fibroso puede ser en forma de fibrillas (fibras muy cortas y/o irregulares), nanofibras, rellenos de carbono, fibras cortas (longitud < 1 mm), o fibras continuas (extendidas de manera continua a lo largo de todo el filamento y de este modo, a lo largo de toda la longitud/anchura del relleno cuando se fabrica), por
30 ejemplo. Preferiblemente, el refuerzo de material fibroso está en forma de fibras continuas y/o fibras cortas, en donde se prefieren las fibras continuas.

Ventajosamente, como las fijaciones de material compuesto fundido se pueden modelar mediante un software de modelado 3D (Diseño Asistido por Ordenador o CAD), el boceto

de CAD (es decir, el modelo electrónico 3D) puede ser dimensionalmente más cercano al área final a la que se pretende fijar. Además, debido a que las piezas impresas tienen poca desviación con respecto al boceto 3D, la fijación fabricada de material compuesto fundido resultante está próxima al espacio del área de conexión original y, de este modo, se fija mejor a la misma.

En este sentido, el área de transición o de bisagra, es decir, la esquina o zona curvada donde una parte de la fijación comprendida en un plano estructural progresa a un plano diferente, se puede sintonizar y dar forma con precisión con la geometría deseada para conectarse de manera continua y suave al fuselaje (es decir, la pieza del bastidor/conexión entre las piezas que reforzará la fijación).

Por consiguiente, dicha conexión continua y homogénea entre la fijación fabricada de material compuesto fundido y la aeronave lograda por la primera y segunda paredes sustancialmente planas, junto con el área de transición, da como resultado una transmisión de carga óptima a través del área de conexión entre la aeronave y la fijación fabricada de material compuesto fundido, contribuyendo de este modo a mejorar el comportamiento de despliegue local.

Gracias a la flexibilidad de la técnica de FCM, la fijación fabricada de material compuesto fundido se puede proporcionar directamente en el área de conexión del fuselaje a ser reforzado o, de otro modo, se puede producir de manera independiente y en una etapa posterior ser fijada por medio de una junta atornillada o mediante adhesivos.

Además, la ventaja de imprimir las fijaciones de material compuesto fundido mediante la adición sucesiva de material reduce la relación entre material usado y material total, es decir, la relación entre la masa de material que se requiere para producir una pieza y la masa de material en la estructura aeronáutica terminada.

Más en particular, la sustitución de aleaciones a base de titanio da como resultado una reducción drástica del impacto ambiental de todo el diseño de fijaciones estructurales y la cadena de producción. Gracias al uso de Fabricación de Material Compuesto Fundido (FCM), el consumo de energía necesario asociado a los procesos de obtención, manipulación y extrusión/consolidación de la materia prima se reduce enormemente.

Además, a diferencia del concepto tradicional basado en aleaciones de titanio, la solución propuesta por la invención es una alternativa que permite el reciclado de una gran parte del producto final obtenido. Además, la producción de las fijaciones de material compuesto fundido propuestas usando la técnica de Fabricación Aditiva aumenta la

capacidad operativa, debido a la mayor flexibilidad que ofrece, tanto para el estampado de diseños adaptados a geometrías complejas como a la facilidad y menor coste de recursos para la producción de los mismos.

5 Como es conocido, las aleaciones de titanio son más fuertes que los materiales compuestos, pero los materiales compuestos son más livianos (alrededor de 1/3 de su densidad) que las aleaciones de Ti, por lo que se pueden considerar fijaciones más grandes con la presente invención para cumplir estos requisitos estructurales sin impactar o incluso proporcionar ahorros en el peso total. Por "mayor" se hace referencia al
10 espesor, el área total que contacta con la pieza reforzada o un radio de curvatura mayor para evitar ángulos agudos en los filamentos depositados que debilitan las áreas de transición curvadas.

Como ventaja colateral con respecto a las fijaciones sólidas, en los materiales compuestos fundidos, para una cantidad de material dada, la orientación del filamento durante la fabricación puede proporcionar un excedente de resistencia gracias a la
15 anisotropía de la fijación impresa resultante.

En una realización particular, al menos uno de los bordes laterales es sustancialmente perpendicular al eje longitudinal del área de transición curvada.

En una realización particular, al menos uno del primer y segundo bordes distales es oblicuo al eje longitudinal del área de transición curvada.

20 En una realización particular, al menos uno de los bordes laterales es oblicuo al eje longitudinal del área de transición curvada.

En una realización particular, la fijación fabricada de material compuesto fundido comprende una tercera pared que comprende un primer borde y un segundo borde, la tercera pared que está unida integralmente con la primera y segunda paredes, de manera
25 que:

- el primer borde de la tercera pared esté unido integralmente con al menos una parte del primer borde distal de la primera pared por medio de una segunda área de transición curvada conformada como un segmento cilíndrico; y
- el segundo borde de la tercera pared esté unido integralmente con al menos una
30 parte del segundo borde distal de la segunda pared por medio de una tercera área de transición curvada conformada como un segmento cilíndrico,

en donde una forma en sección transversal cerrada de la fijación se define de manera

que la fijación comprenda una forma de viga hueca longitudinalmente.

Además de la conexión continua y homogénea entre la fijación fabricada de material compuesto fundido y la aeronave lograda por la primera y segunda paredes sustancialmente planas, junto con el comportamiento del área de transición, la forma en
5 sección transversal cerrada de la fijación proporciona un aumento de resistencia mecánica, lo que da como resultado una transmisión de carga mejorada a través del área de conexión entre la aeronave y la fijación fabricada de material compuesto fundido y, de este modo, un mejor comportamiento de despliegue.

En particular, la forma en sección transversal tubular proporciona excelentes propiedades
10 con respecto a la carga en compresión y flexión en todas las direcciones y, además, es una configuración eficaz para resistir momentos de torsión. De hecho, las estructuras tubulares proporcionan una gran relación resistencia a peso, así como tanto una gran rigidez a la torsión como resistencia a la compresión.

Más en particular, y en virtud de la distribución de carga óptima de la forma en sección
15 transversal tubular, la tercera pared que cierra la forma en sección transversal de la fijación, que está unida integralmente con la primera y segunda pared, trabaja en tensión, contribuyendo de este modo a reducir las fuerzas locales causadas por el efecto de despliegue no deseado.

En la técnica anterior, debido a la naturaleza de los materiales y las técnicas usadas en la
20 producción de componentes estructurales por medio de técnicas de materiales compuestos convencionales (por ejemplo, capas preimpregnadas, infusión de resina, etc.), un problema conocido como 'despliegue' existe hoy en día en la industria aeronáutica.

El 'despliegue' consiste en un modo de fallo típico de los laminados de materiales
25 compuestos, en donde la deslaminación ocurre tanto en laminados de materiales compuestos de fibras orientadas altamente curvados y moderadamente curvados porque dicha curvatura induce tensiones interlaminares como resultado de un momento de flexión de apertura.

Más en particular, cuando una estructura curvada, tal como el área de bisagra curvada de
30 las estructuras citadas, se carga bajo un momento de flexión de apertura que intenta forzar la curvatura del laminado con el fin de progresar a una geometría más plana, las capas que forman parte de dicho laminado son propensas a separarse como las páginas de un libro, o bien en los bordes libres o bien en el medio.

Este efecto fue causado principalmente por diferencias en la longitud correspondiente de las capas situadas en el radio de curvatura más bajo y más alto. Cuando las tensiones de cizalla interlaminares (ILSS) fueron lo suficientemente altas, se produjo entonces la deslaminación convencional de capas.

- 5 Este problema de deslaminación debido a 'despliegue' se supera por esta realización gracias a la tercera pared que actúa como elemento de tipo barra estructural para reducir las tensiones de cizalla y promover la tensión.

Además, con el fin de proporcionar una continuidad estructural suave y homogénea, es decir, sin esquinas en ángulo, en donde se puedan concentrar tensiones, la tercera pared
10 está unida integralmente con la primera y segunda paredes por medio de áreas de transición curvadas o de bisagra respectivas.

En una realización particular, la fijación fabricada de material compuesto fundido comprende una pluralidad de terceras paredes separadas dispuestas a lo largo del primer borde distal de la primera pared y el segundo borde distal de la segunda pared.

- 15 Dependiendo de la longitud de la fijación, puede ser necesario más de un elemento de tipo barra para promover la tensión sobre las tensiones de cizalla. También, separar físicamente las terceras paredes proporciona vacíos o falta de material para la optimización de peso. Esta reducción de peso se puede determinar por una optimización topológica implementada por ordenador previa con el fin de que no sea perjudicial para el
20 comportamiento estructural.

En una realización particular, al menos una tercera pared es o bien una pared curvada con una geometría cóncava o bien una tercera pared sustancialmente plana.

- Se debe entender que cóncavo, en este contexto, se refiere a la forma que se curva hacia dentro cuando se ve desde una referencia interna a la fijación fabricada de material
25 compuesto fundido.

Por consiguiente, y en el sentido opuesto, la presente característica se debería interpretar como convexa cuando se considera a partir de una referencia externa a la fijación fabricada de material compuesto fundido.

- En una realización particular, al menos una tercera pared está dotada con al menos un
30 orificio de aligeramiento.

Además de la reducción de peso lograda sustituyendo las fijaciones convencionales basadas en titanio con las nuevas fijaciones de material compuesto fundido

proporcionadas por la invención, la flexibilidad de diseño de dichas fijaciones proporcionada por la técnica de FCM permite reducir aún más el peso fácilmente.

En particular, dado que la mejora del comportamiento de despliegue, así como la mejora de la distribución de la carga se logra mediante la pared que cierra una forma en sección transversal tubular de la fijación, trabajando en tensión, la fijación fabricada de material compuesto fundido puede estar dotada con orificios de aligeramiento que permiten reducir la cantidad de materia prima usada.

Más ventajosamente, la presencia de estos orificios de aligeramiento, proporciona un espacio hueco que permite la inserción de elementos tales como hilos, al tiempo que proporciona también mejores características de enfriamiento por medio de un aumento de la superficie en contacto con el aeródromo circundante, especialmente en aquellas áreas expuestas a condiciones ambientales extremas.

Se ha de observar que, a diferencia de las piezas metálicas donde el aligeramiento se produce mediante eliminaciones o recortes (es decir, produciendo residuos), la fabricación de material compuesto fundido solamente proporciona los filamentos indispensables para construir en el sitio la fijación con la geometría final sin ningún procesamiento posterior. De este modo, se prevé un ahorro en el consumo de materias primas.

En una realización particular, la fijación fabricada de material compuesto fundido comprende al menos una pared de refuerzo lateral que comprende un primer borde lateral y un segundo borde lateral, la pared de refuerzo lateral que está unida integralmente con al menos la primera pared por medio de una cuarta área de transición curvada, de manera que:

- el primer borde lateral de la pared de refuerzo lateral esté unido al menos integralmente con el primer borde lateral de la primera pared; y/o
- el primer borde lateral de la pared de refuerzo lateral esté unido al menos integralmente con el segundo borde lateral de la primera pared.

De manera similar a la tercera pared que actuó como elemento de tipo barra, cualquiera de las paredes de refuerzo laterales también tiene como objetivo evitar un momento de flexión puro (es decir, tensiones de cizalla) en la fijación que pueda poner en peligro su integridad en servicio.

En una realización particular, la cuarta área de transición curvada está formada como una

sección de codo de tubería, y en donde la pared de refuerzo lateral se une además integralmente con la segunda pared por medio de la cuarta área de transición curvada, de manera que:

5 - el primer borde lateral de la pared de refuerzo lateral se extienda de modo que también se una integralmente con el tercer borde lateral de la segunda pared cuando el primer borde lateral de la pared de refuerzo lateral esté unido integralmente con el primer borde lateral de la primera pared ; y/o

10 - el primer borde lateral de la pared de refuerzo lateral se extienda de modo que también se una integralmente con el cuarto borde lateral de la segunda pared cuando el primer borde lateral de la pared de refuerzo lateral esté unido integralmente con el segundo borde lateral de la primera pared.

La sección de codo de tubería puede comprender un codo de 90° o más. Esta realización es de especial interés para el refuerzo local.

15 En una realización particular, la fijación fabricada de material compuesto fundido comprende dos paredes de refuerzo laterales unidas integralmente con la primera y la segunda paredes respectivamente por medio de dos cuartas áreas de transición curvadas respectivas, en donde la fijación comprende además una pared de refuerzo superior que comprende un primer borde lateral y un segundo borde lateral, la pared de refuerzo curvada superior que está unida integralmente con las dos paredes de refuerzo
20 por medio de dos quintas áreas de transición curvadas respectivas conformadas como una sección de codo de tubería, de manera que:

- el primer borde lateral de la pared de refuerzo curvada superior esté unido integralmente con el segundo borde lateral de una pared de refuerzo lateral por medio de una quinta área de transición curvada; y

25 - el segundo borde lateral de la pared de refuerzo curvada superior esté unido integralmente con el segundo borde lateral de la otra pared de refuerzo lateral por medio de la otra quinta área de transición curvada, y

30 en donde una forma en sección transversal cerrada de la fijación se define de manera que la fijación comprenda una forma de viga hueca curvada longitudinalmente que comprende un extremo distal y un extremo proximal.

En una realización particular, la fijación fabricada de material compuesto fundido comprende una pared de refuerzo frontal (o más exterior) que comprende un borde

proximal y un primer borde lateral y un segundo borde lateral, la pared de refuerzo frontal que está unida integralmente:

- con la segunda pared por medio de una sexta área de transición curvada; y
- con la pared de refuerzo lateral por medio de una séptima área de transición curvada, de manera que:

5

el borde proximal de la pared de refuerzo frontal esté unido integralmente con el segundo borde distal de la segunda pared; y al menos uno de los siguientes:

- el primer borde lateral de la pared de refuerzo frontal esté unido integralmente con el segundo borde lateral de la pared de refuerzo lateral cuando el primer borde lateral de la pared de refuerzo lateral esté unido integralmente con el primer borde lateral de la primera pared; y/o

10

- el segundo borde lateral de la pared de refuerzo frontal esté unido integralmente con el segundo borde lateral de la pared de refuerzo lateral cuando el primer borde lateral de la pared de refuerzo lateral esté unido integralmente con el segundo borde lateral de la primera pared.

15

En una realización particular, la forma de viga hueca curvada de la fijación comprende además una sección de embudo que sobresale del extremo distal de la forma de viga hueca curvada de la fijación hacia un extremo distal de la fijación, y en donde la sección de embudo comprende:

- al menos dos orificios pasantes coaxiales en paredes opuestas de la sección de embudo configurados para fijar la fijación a una estructura macho de una aeronave por medio de una junta base de orificio/eje; y/o

20

- una ranura a lo largo de una sección de embudo hacia el extremo distal de la fijación, la ranura que está configurada para fijar la fijación a una estructura macho de una aeronave por medio de una junta de lengüeta y ranura.

25

Es decir, esta realización proporciona la pieza macho o hembra en forma de cuello de ganso de la junta de lengüeta y ranura para ser asegurada a una orejeta hembra o macho respectiva. Esta conexión es de especial aplicación para sujetar la puerta del compartimento del cono de cola de la aeronave.

30

Si la fijación comprende la ranura, se representa una pieza hembra en la que la orejeta de la contraparte está destinada a ser colocada en la misma y unirse atornillando a través

de los orificios pasantes coaxiales.

De otro modo, si no hay ranura, esta fijación representa una pieza macho cuya sección de embudo está configurada para ser colocada entre una orejeta doble (que actúa como pieza hembra).

- 5 En esta realización, la sección de embudo se estrecha a medida que sobresale hacia el extremo distal de la fijación con el fin de ser acomodada entre las orejetas de los componentes de orejetas dobles a ser atornillados a la misma.

Por lo tanto, las opciones de esta realización permiten que la fijación se asegure o bien a un componente de orejeta única o bien a un componente de orejeta doble.

- 10 Además, en caso de que esta fijación necesite cumplir requisitos más exigentes, la forma de viga hueca curvada se puede rellenar mediante moldeo por inyección de plástico puro, espuma o cualquier otro relleno polimérico adecuado.

De este modo, en una realización preferida, la forma de viga hueca curvada comprende un relleno polimérico.

- 15 Ventajosamente, esta fijación es más resistente que una realización sin relleno, por lo que los requisitos de fallo son menos restrictivos. Es decir, en un modo degradado donde falló una fijación hembra, el resto de fijaciones rellenas aún pueden permitir operar correctamente la puerta del cono de cola.

En un segundo aspecto inventivo, la invención proporciona un método para fabricar una fijación según cualquiera de las realizaciones del primer aspecto inventivo mediante técnicas de Fabricación de Materiales Compuestos Fundidos y destinado a asegurar piezas de una aeronave por medio de áreas de sujeción, en donde el método comprende: determinar un diseño 3D de la fijación mediante los siguientes pasos:

- proporcionar:

- 25 - el diseño 3D de una fijación actual fabricada de material metálico, preferiblemente aleación de titanio, y sometida a concentraciones de tensiones locales en uso por un conjunto de fuerzas externas, en donde este diseño 3D comprende al menos una primera y una segunda paredes sustancialmente planas, cada una de ellas configurada para ser asegurada a las piezas respectivas de una aeronave por medio de áreas de sujeción;

30

- el estado de tensión aplicado sobre la fijación por dichas concentraciones de

tensiones locales; y

- propiedades mecánicas anisotrópicas de un refuerzo de material fibroso incrustado en material fundible;

5 - modificar topológicamente el diseño 3D de línea de base restringido por las áreas de sujeción de tal forma que las concentraciones de tensiones locales se descarguen en la fijación, en donde dicha modificación se realiza:

- modificando la ruta de deposición del refuerzo de material fibroso incrustado dentro del material fundible, y/o

10 - proporcionando paredes de refuerzo que sobresalgan más allá de al menos un borde del diseño 3D, de manera que;

▪ las paredes de refuerzo se unan en diferentes bordes laterales para aumentar la rigidez de flexión de la fijación; y/o

▪ las paredes de refuerzo se unan en diferentes bordes distales para aumentar la rigidez a la torsión.

15 - en donde cada diseño 3D modificado con una ruta de deposición y un conjunto de paredes de refuerzo, si aplica, se modela definiendo un modelo de Elementos Finitos (FEM) de dicho diseño y poblar dicho modelo con propiedades mecánicas del refuerzo de material fibroso incrustado dentro del material fundible y simulado con las fuerzas externas aplicadas en uso como condiciones de contorno;

20 - calcular las concentraciones de tensiones locales de la fijación; y determinar el diseño final de la fijación si las concentraciones de tensiones locales calculadas están por debajo de un umbral preestablecido, este umbral que está preferiblemente por debajo de los del diseño 3D metálico original; y

25 - proporcionar dicho diseño final de la fijación según el paso anterior junto con la ruta de deposición con la que se fabricará; y

- fabricar la fijación según el diseño determinado en el paso anterior aplicando la ruta de deposición determinada.

30 Como se ha mencionado, una fijación es un elemento estructural destinado a juntar diferentes elementos en ángulo y, por lo tanto, está dotado con una primera y una segunda paredes sustancialmente planas con áreas de sujeción respectivas. Estas áreas de sujeción pueden estar dotadas con orificios para ser atornilladas, remachadas o

sujetadas a las piezas aseguradas. Del mismo modo, los adhesivos industriales pueden lograr una unión satisfactoria.

Como es conocido, los modelos de FEM son métodos numéricos que permiten realizar un análisis estructural de un diseño 3D mallado y poblado. En otras palabras, se puede
5 simular el comportamiento estructural bajo un conjunto de fuerzas externas e identificar correctamente las concentraciones de tensiones locales. Mediante esta información, se puede determinar además si el diseño 3D (representado por la malla poblada con las propiedades deseadas) puede resistir estas fuerzas externas sin sobrepasar el límite elástico o la resistencia a la tracción máxima.

10 En las piezas fabricadas de materiales compuestos fundidos, un criterio adicional para establecer si una pieza puede soportar las cargas esperadas es la resistencia a la tracción interlaminar (ILTS) y/o la resistencia al cizallamiento interlaminar (ILSS). De este modo, la fijación según la invención debería tener en cuenta dos aspectos principales: un diseño 3D apropiado y la ruta de deposición del refuerzo de material fibroso incrustado
15 dentro del material fundible para construir esa forma.

Por lo tanto, en una realización, las concentraciones de tensiones locales a ser calculadas para el diseño final de la fijación son la resistencia a la tracción interlaminar (ILTS) y/o la resistencia al cizallamiento interlaminar (ILSS).

Como reconocerá el experto en la técnica, las piezas 3D se pueden construir con fibra
20 orientada a lo largo de la dirección de las cargas con el fin de transmitir las de manera eficaz. Por lo tanto, en una realización, un único filamento puede estar contenido dentro de una pared de la fijación o puede ir más allá hacia el área de transición curvada hacia otra pared.

En una realización particular, el paso de modificar topológicamente el diseño 3D
25 comprende además:

- reducir o aumentar el grosor de al menos una parte del diseño 3D.

Es decir, reducir o aumentar el grosor de la primera pared y/o el área de transición curvada y/o la segunda pared.

En una realización particular, el paso de modificar topológicamente el diseño 3D
30 proporcionando gradualmente paredes de refuerzo que sobresalen más allá de al menos un borde del diseño 3D comprende además:

- extender la pestaña a lo largo de todo el borde del diseño 3D; y/o

- reducir o aumentar la anchura de la pestaña.

Todas las características descritas en esta especificación (incluyendo las reivindicaciones, descripción y dibujos) y/o todos los pasos del método descrito se pueden combinar en cualquier combinación, con la excepción de combinaciones de tales características y/o pasos mutuamente excluyentes.

Descripción de los dibujos

Estas y otras características y ventajas de la invención llegarán a ser entendidas claramente a la vista de la descripción detallada de la invención que llega a ser evidente a partir de una realización preferida de la invención, dada solo como ejemplo y sin estar limitada a la misma, con referencia a los dibujos.

- Figura 1 Esta figura muestra una realización de una fijación fabricada de material compuesto fundido según la invención que comprende una primera y segunda paredes sustancialmente planas.
- Figura 2 Esta figura muestra una realización de una fijación fabricada de material compuesto fundido según la invención.
- Figura 3 Esta figura muestra una realización de una fijación fabricada de material compuesto fundido según la invención.
- Figura 4 Esta figura muestra una realización de una fijación fabricada de material compuesto fundido según la invención.
- Figura 5 Esta figura muestra una realización de una fijación fabricada de material compuesto fundido según la invención.
- Figura 6 Esta figura muestra una realización de una fijación fabricada de material compuesto fundido según la invención.
- Figuras 7a-7b Estas figuras muestran (a) una realización de una fijación fabricada de material compuesto fundido según la invención, y (b) su conexión con una única orejeta macho de una puerta del cono de cola.
- Figuras 8a-8b Estas figuras muestran (a) una realización de una fijación fabricada de material compuesto fundido según la invención, y (b) su conexión con una orejeta hembra doble de una puerta del cono de cola.

Descripción detallada de la invención

Una vez se ha esbozado el objeto de la invención, se describen en lo sucesivo realizaciones específicas no limitativas.

5 La figura 1 representa una fijación (10) fabricada de material compuesto fundido configurada para ser fija y, de este modo, para reforzar una parte local del fuselaje o para servir como conexión entre piezas en la aeronave. Más en particular, el área de conexión de la pieza de la aeronave a la que se fijará la fijación (10) comprende una esquina, es decir, una parte altamente curvada. Es decir, el área de conexión tendrá dos superficies diferentes, comprendidas en dos planos respectivos que son oblicuos entre sí,
10 conectados por medio de un área de transición curvada o de bisagra. Por consiguiente, la fijación (10) fabricada de material compuesto fundido mostrada comprende dos paredes sustancialmente planas (11, 12) destinadas a ser fijadas respectivamente a ambas superficies de la aeronave, así como a dicha transición curvada del área de bisagra.

Más en particular, la fijación (10) mostrada comprende una primera pared
15 sustancialmente plana (11) que, a su vez, comprende un primer borde proximal (11.0) y un primer borde distal (11.1), y un primer y un segundo bordes laterales (11.2, 11.3). A su vez, la segunda pared sustancialmente plana (12) comprende un segundo borde proximal (12.0) y un segundo borde distal (12.1), y un tercer y un cuarto bordes laterales (12.2, 12.3).

20 Tanto la primera (11) como la segunda (12) paredes sustancialmente planas están unidas integralmente a través de cada primer (11.0) y segundo (12.0) bordes proximales respectivos mediante una primera área de transición curvada (13), que está conformada como un segmento cilíndrico.

25 La fijación (10) está configurada para ser fijada a dos superficies perpendiculares, y así la primera y segunda paredes sustancialmente planas (11, 12) son ambas paralelas a un eje longitudinal de la primera área de transición curvada (13).

La figura 2 representa la fijación (10) fabricada de material compuesto fundido de la figura 1, en donde se han proporcionado una pluralidad de terceras paredes separadas (14), dispuestas a lo largo del primer borde distal (11.1) de la primera pared (11) y el segundo
30 borde distal (12.2) de la segunda pared (12), para mejorar las propiedades mecánicas de la fijación (10).

En particular, la fijación (10) está conformada con una geometría de viga hueca longitudinalmente (es decir, con una forma en sección transversal tubular), lo que da

como resultado un comportamiento mejorado debido a una relación resistencia a peso más altas, así como una gran rigidez a la torsión y resistencia a la compresión. En este sentido, cada una de la pluralidad de terceras paredes (14) trabaja en tensión en virtud de la distribución de carga óptima de la forma de viga hueca, contribuyendo de este modo a reducir las fuerzas locales debidas al despliegue.

Cada una de las terceras paredes (14) está unida integralmente con la primera y segunda paredes (11, 12) por medio de un primer borde (14.1) y un segundo borde (14.2) respectivos. Con el fin de proporcionar una continuidad estructural suave y homogénea, es decir, sin esquinas en ángulo, en donde pueden concentrarse tensiones, las terceras paredes (14) están unidas integralmente con la primera y segunda paredes (11, 12) por medio de las áreas de transición curvadas o de bisagra respectivas.

En particular, los primeros bordes (14.1) de cada tercera pared (14) están unidos integralmente con una parte del primer borde distal (11.1) de la primera pared (11) por medio de una segunda área de transición curvada (15) conformada como un segmento cilíndrico; y los segundos bordes (14.2) de cada tercera pared (14) están unidos integralmente con una parte del segundo borde distal (12.2) de la segunda pared (12) por medio de una tercera área de transición curvada (16) conformada como un segmento cilíndrico.

La figura 3 representa una fijación (10) fabricada de material compuesto fundido que tiene una forma adaptada para permitir que la fijación (10) se fije a una superficie de la aeronave que comprende una esquina altamente curvada y una geometría compleja. En particular, la primera pared (11), que está comprendida en un plano vertical según la vista proporcionada de la figura 3, tiene forma parecida a una cuña. Es decir, en la realización mostrada, el primer borde distal (11.1) de la primera pared (11) no es paralelo al eje longitudinal del área de transición curvada (13). En su lugar, ahora está dispuesto oblicuo con respecto a dicha área de transición curvada (13) para permitir acomodar y fijar la fijación (10) de material compuesto fundido en el área de conexión de la aeronave.

Además, la fijación (10) mostrada comprende una pared de refuerzo lateral (17) configurada para reforzar el comportamiento mecánico de la fijación (10), de tal forma que, además de proporcionar un refuerzo direccional para soportar las cargas locales transmitidas a través de la fijación (10), proporcione un área de conexión adicional con una superficie de la aeronave.

Dicha pared de refuerzo (17) comprende un primer borde lateral (17.1) y un segundo

borde lateral (17.2). De nuevo, con el fin de proporcionar una continuidad estructural suave y homogénea, es decir, sin esquinas en ángulo, en donde se puedan concentrar tensiones, dicha pared de refuerzo (17) está unida integralmente con la primera pared (11) por medio de una cuarta área de transición curvada (18), de manera que el primer
5 borde lateral (17.1) de la pared de refuerzo lateral (17) esté unido integralmente con el primer borde lateral (11.2) de la primera pared (11).

La figura 4 representa la fijación (10) fabricada de material compuesto fundido de la figura 3, en donde la cuarta área de transición curvada (18) está conformada como una sección de codo de tubería, y en donde la pared de refuerzo lateral (17) se extiende para ser
10 unida integralmente con la segunda pared (12) así como con la primera pared (11).

En particular, tanto la cuarta área de transición curvada (18) como el primer borde lateral (17.1) de la pared de refuerzo lateral (17) se extienden para ser unidos también integralmente con el tercer borde lateral (12.2) de la segunda pared (12).

Ventajosamente, la fijación (10) está dotada con una continuidad estructural mejorada, lo
15 que da como resultado una mejor transmisión de carga a través de la misma.

Además, como se puede ver, se ha proporcionado una pared de refuerzo (17') adicional. La pared de refuerzo (17') adicional comprende un primer borde lateral (17.1') y un segundo borde lateral (17.2') y está unida integralmente con la primera y segunda
20 paredes (11, 12) de la misma manera que el primera pared de refuerzo (17) por medio de una cuarta área de transición curvada (18') adicional conformada como una sección de codo de tubería.

En particular, el primer borde lateral (17.1') de la pared de refuerzo (17') adicional está unido integralmente con el segundo (11.3) y cuarto (12.3) bordes laterales de la segunda
pared (12) por medio de dicha cuarta área de transición curvada (18') adicional.

25 La figura 5 representa la fijación (10) fabricada de material compuesto fundido de la figura 4, modificada para comprender una forma de viga hueca curvada longitudinalmente o, en otras palabras, una configuración tubular.

La fijación (10) mostrada comprende una pared de refuerzo superior (19) que está unida integralmente con el resto de los elementos de la fijación (10) para cerrar la forma en
30 sección transversal y lograr dicha configuración de viga hueca.

A este respecto, la pared de refuerzo superior comprende un primer borde lateral (19.1) y un segundo borde lateral (19.2), cada uno de ellos que está unido integralmente

respectivamente con las dos paredes de refuerzo (17, 17') por medio de dos quintas áreas de transición curvadas (20, 20') respectivas conformadas como secciones de codo de tubería.

5 Por un lado, el primer borde lateral (19.1) de la pared de refuerzo curvada superior (19) está unido integralmente con el segundo borde lateral (17.2) de una pared de refuerzo lateral (17) por medio de una quinta área de transición curvada (20).

Por otro lado, el segundo borde lateral (19.2) de la pared de refuerzo curvada superior (19) está unido integralmente con el segundo borde lateral (17.2') de la otra pared de refuerzo lateral (17') por medio de la otra quinta área de transición curvada (20').

10 La figura 6 representa la fijación (10) fabricada de material compuesto fundido de la figura 3, en donde se ha proporcionado una pared de refuerzo más externa (21). Dicha pared de refuerzo más externa (21) comprende un borde proximal (21.1) y un primer borde lateral (21.2) y un segundo borde lateral (21.3).

15 Como se puede ver, la pared de refuerzo frontal (21) está unida integralmente con la segunda pared (12) por medio de una sexta área de transición curvada (22).

De la misma forma, la pared de refuerzo frontal (21) también está unida integralmente con la pared de refuerzo lateral (17) por medio de una séptima área de transición curvada (23), de manera que el borde proximal (21.1) de la pared de refuerzo frontal (21) esté unido integralmente con el segundo borde distal (12.1) de la segunda pared (12); y el
20 primer borde lateral (21.2) de la pared de refuerzo frontal (21) esté unido integralmente con el segundo borde lateral (17.2) de la pared de refuerzo lateral (17).

La figura 7a representa una fijación (10) fabricada de material compuesto fundido que comprende una forma de viga hueca curvada longitudinalmente, que comprende un extremo distal (10.1) y un extremo proximal (10.2).

25 Como se puede ver, la fijación (10) comprende además una sección de embudo (24) que sobresale del extremo distal (10.1) de la forma de viga hueca curvada de la fijación (10) hacia un extremo distal (25) de la fijación (10).

Dicha sección de embudo (24) comprende dos orificios pasantes coaxiales (26, 26') en paredes opuestas de la sección de embudo (24) configurados para fijar la fijación (10) a
30 una estructura macho de una aeronave por medio de una junta base de orificio/eje.

Además, la sección de embudo (24) también comprende una ranura (27) a lo largo de una longitud de la sección de embudo (24) hacia el extremo distal (25) de la fijación (10),

la ranura (27) que está configurado para fijar la fijación (10) a una estructura macho de una aeronave por medio de una junta de lengüeta y ranura.

En la figura 7b, se representa dicha fijación (10) hembra conectada a una única orejeta macho usada típicamente para colgar una puerta de acceso del cono de cola de la aeronave. Se puede ver que la ranura (27) está configurado para recibir la orejeta dentro del mismo.

La figura 8a representa una fijación (10) similar a la de la figura 7a, pero sin la ranura (27) en la sección de embudo (24) en la medida que debería actuar como una fijación (10) macho destinada a conectarse a un componente de orejeta doble.

10 Como se puede ver, la sección de embudo (24) se estrecha a medida que sobresale hacia el extremo distal (10.1) de la fijación (10) con el fin de acomodarse entre las orejetas de los componentes de orejetas dobles a ser atornilladas a la misma.

En la figura 8b se puede ver la conexión de esta fijación macho con el componente de orejeta doble para permitir la apertura de la puerta de acceso del cono de cola.

15 Los pernos proporcionan una línea de bisagra para hacer pivotar la puerta entre una posición abierta y una posición cerrada.

Como comprenderá el experto en la técnica, la fijación (10) hembra de la figura 7a se puede diseñar para acomodar una fijación (10) macho según la figura 8a. En particular, la ranura (27) puede permitir la inserción de la sección de embudo (24) más delgada de la fijación (10) macho, mientras que los cuatro orificios pasantes (26, 26') deben ser coaxiales con el fin de permitir la inserción del perno de bisagra.

20

REIVINDICACIONES

1. Una fijación (10) fabricada de material compuesto fundido que comprende:

5 - una primera pared sustancialmente plana (11) que comprende un primer borde proximal (11.0) y un primer borde distal (11.1), y un primer y un segundo bordes laterales (11.2, 11.3);

- una segunda pared sustancialmente plana (12) que comprende un segundo borde proximal (12.0) y un segundo borde distal (12.1), y un tercer y un cuarto bordes laterales (12.2, 12.3);

10 - una primera área de transición curvada (13) que une integralmente el primer borde proximal (11.0) de la primera pared plana (11) con el segundo borde proximal (12.0) de la segunda pared plana (12);

en donde

la primera área de transición curvada (13) está conformada como un segmento cilíndrico,

15 la primera y segunda paredes sustancialmente planas (11, 12) están en un ángulo una con respecto a otra; y

la primera y segunda paredes sustancialmente planas (11, 12) son ambas paralelas a un eje longitudinal de la primera área de transición curvada (13), y al menos uno del primer y segundo bordes distales (11.1, 12.1) es sustancialmente paralelo al eje longitudinal del área de transición curvada (13).

2. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según la reivindicación anterior, en donde al menos uno de los bordes laterales (11.2, 11.3, 12.2, 12.3) es sustancialmente perpendicular al eje longitudinal del área de transición curvada (13).

25 3. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde al menos uno del primer y segundo bordes distales (11.1, 12.1) es oblicuo al eje longitudinal del área de transición curvada (13).

4. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde al menos uno de los bordes laterales (11.2, 11.3, 12.2, 12.3) es oblicuo al eje longitudinal del área de transición curvada (13).

30 5. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según cualquiera de las

reivindicaciones anteriores que comprende además una tercera pared (14) que comprende un primer borde (14.1) y un segundo borde (14.2), la tercera pared (14) que está unida integralmente con la primera y segunda paredes (11, 12), de manera que:

5 - el primer borde (14.1) de la tercera pared (14) está unido integralmente con al menos una parte del primer borde distal (11.1) de la primera pared (11) por medio de una segunda área de transición curvada (15) conformada como un segmento cilíndrico; y

10 - el segundo borde (14.2) de la tercera pared (14) está unido integralmente con al menos una parte del segundo borde distal (12.2) de la segunda pared (12) por medio de una tercera área de transición curvada (16) conformada como un segmento cilíndrico,

en donde

una forma de sección transversal cerrada de la fijación (10) se define de manera que la fijación (10) comprenda una forma de viga hueca longitudinalmente.

15 6. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según la reivindicación anterior, la fijación que comprende una pluralidad de terceras paredes (14) separadas dispuestas a lo largo del primer borde distal (11.1) de la primera pared (11) y del segundo borde distal (12.2) de la segunda pared (12).

20 7. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según cualquiera de las reivindicaciones 5 o 6, en donde al menos una tercera pared (14) es o bien una pared curvada con una geometría cóncava o bien una tercera pared sustancialmente plana.

8. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según cualquiera de las reivindicaciones 5-7, en donde al menos una tercera pared (14) está dotada con al menos un orificio de aligeramiento (14.3).

25 9. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según cualquiera de las reivindicaciones 1-4 que comprende además al menos una pared de refuerzo lateral (17, 17') que comprende un primer borde lateral (17.1, 17.1') y un segundo borde lateral (17.2), la pared de refuerzo lateral (17, 17') que está unida integralmente con al menos la primera pared (11) por medio de una cuarta área de transición curvada (18, 18'), de manera que:

30 - el primer borde lateral (17.1) de la pared de refuerzo lateral (17) esté unido integralmente al menos con el primer borde lateral (11.2) de la primera pared (11); y/o

- el primer borde lateral (17.1') de la pared de refuerzo lateral (17') esté unido integralmente al menos con el segundo borde lateral (11.3) de la primera pared (11).

5 10. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según la reivindicación 9, en donde la cuarta área de transición curvada (18) está conformada como una sección de codo de tubería, y en donde la pared de refuerzo lateral (17, 17') está integralmente unida además con la segunda pared (12) por medio de la cuarta área de transición curvada (18, 18'), de manera que:

10 - el primer borde lateral (17.1) de la pared de refuerzo lateral (17) se extienda de modo que también se una integralmente con el tercer borde lateral (12.2) de la segunda pared (12) cuando el primer borde lateral (17.1) de la pared de refuerzo lateral (17) esté unido integralmente con el primer borde lateral (11.2) de la primera pared (11); y/o

15 - el primer borde lateral (17.1') de la pared de refuerzo lateral (17') se extiende de modo que también se una integralmente con el cuarto borde lateral (12.3) de la segunda pared (12) cuando el primer borde lateral (17.1') de la pared de refuerzo lateral (17') esté unido integralmente con el segundo borde lateral (11.3) de la primera pared (11).

20 11. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según reivindicación 10 que comprende dos paredes de refuerzo laterales (17, 17') unidas integralmente con la primera y segunda paredes (11, 12) respectivamente por medio de dos cuartas áreas de transición curvadas (18, 18') respectivas, en donde la fijación (10) comprende además una pared de refuerzo superior (19) que comprende un primer borde lateral (19.1) y un segundo borde lateral (19.2), la pared de refuerzo curvada superior (19) que está unida integralmente con las dos paredes de refuerzo (17, 17') por medio de dos quintas áreas de transición curvadas (20, 20') respectivas conformadas como una sección de codo de tubería, de manera que:

25 - el primer borde lateral (19.1) de la pared de refuerzo superior curvada (19) esté unido integralmente con el segundo borde lateral (17.2) de una pared de refuerzo lateral (17) por medio de una quinta área de transición curvada (20); y

30 - el segundo borde lateral (19.2) de la pared de refuerzo superior curvada (19) esté unido integralmente con el segundo borde lateral (17.2') de la otra pared de refuerzo lateral (17') por medio de la otra quinta área de transición curvada (20'), y en donde una forma de sección transversal cerrada de la fijación (10) se define de manera que la fijación (10) comprenda una forma de viga hueca curvada longitudinalmente que

comprende un extremo distal (10.1) y un extremo proximal (10.2).

12. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según cualquiera de las reivindicaciones 9-10, que comprende además una pared de refuerzo frontal (21) que comprende un borde proximal (21.1) y un primer borde lateral (21.2) y un segundo borde lateral (21.3), la pared de refuerzo frontal (21) que está unida integralmente:

- con la segunda pared (12) por medio de una sexta área de transición curvada (22); y
- con la pared de refuerzo lateral (17, 17') por medio de una séptima área de transición curvada (23), de manera que:

10 el borde proximal (21.1) de la pared de refuerzo frontal (21) esté unido integralmente con el segundo borde distal (12.1) de la segunda pared (12); y al menos uno de los siguientes:

- el primer borde lateral (21.2) de la pared de refuerzo frontal (21) está unido integralmente con el segundo borde lateral (17.2) de la pared de refuerzo lateral (17) cuando el primer borde lateral (17.1) de la pared de refuerzo lateral (17) está unido integralmente con el primer borde lateral (11.2) de la primera pared (11); y/o
- el segundo borde lateral (21.3) de la pared de refuerzo frontal (21) está unido integralmente con el segundo borde lateral (17.2') de la pared de refuerzo lateral (17') cuando el primer borde lateral (17.1') de la pared de refuerzo lateral (17') esté unido integralmente con el segundo borde lateral (11.3) de la primera pared (11).

13. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según reivindicación 11, en donde la forma de viga hueca curvada de la fijación (10) comprende además una sección de embudo (24) que sobresale del extremo distal (10.1) de la forma de viga hueca curvada de la fijación (10) hacia un extremo distal (25) de la fijación (10), y en donde la sección de embudo (24) comprende:

- al menos dos orificios pasantes coaxiales (26, 26') en paredes opuestas de la sección de embudo (24) configurados para fijar la fijación (10) a una estructura macho de una aeronave por medio de una junta base de orificio/eje; y/o
- una ranura (27) a lo largo de una longitud de la sección de embudo (24) hacia el extremo distal (25) de la fijación (10), la ranura (27) que está configurada para fijar la fijación (10) a una estructura macho de una aeronave por medio de una junta de lengüeta y ranura.

14. La fijación (10) fabricada de material compuesto fundido según reivindicación 13, en donde la forma de viga hueca curvada comprende un relleno polimérico.

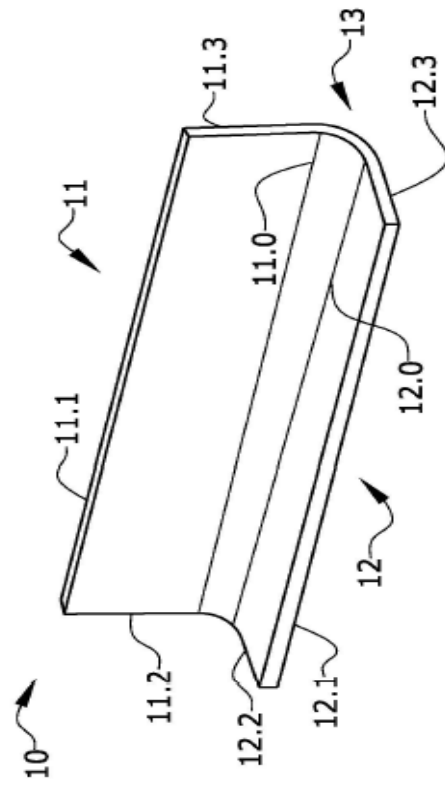


FIG.1

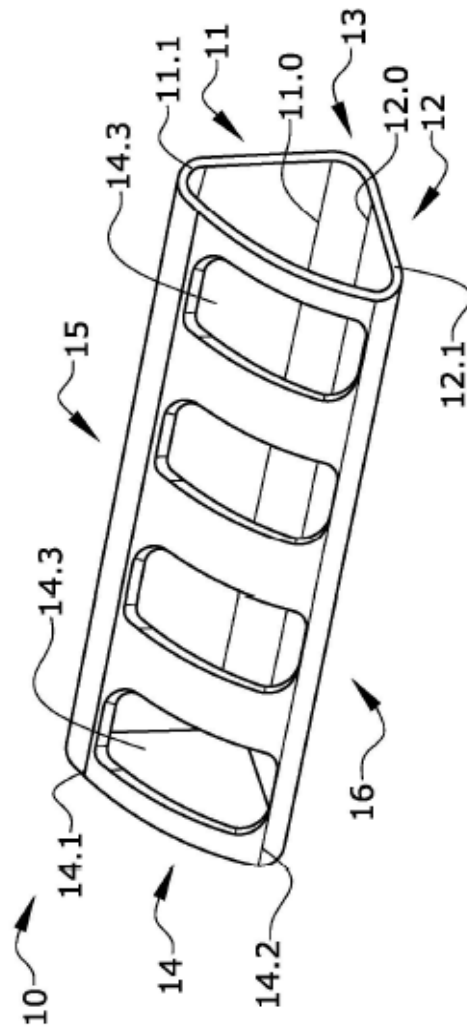


FIG.2

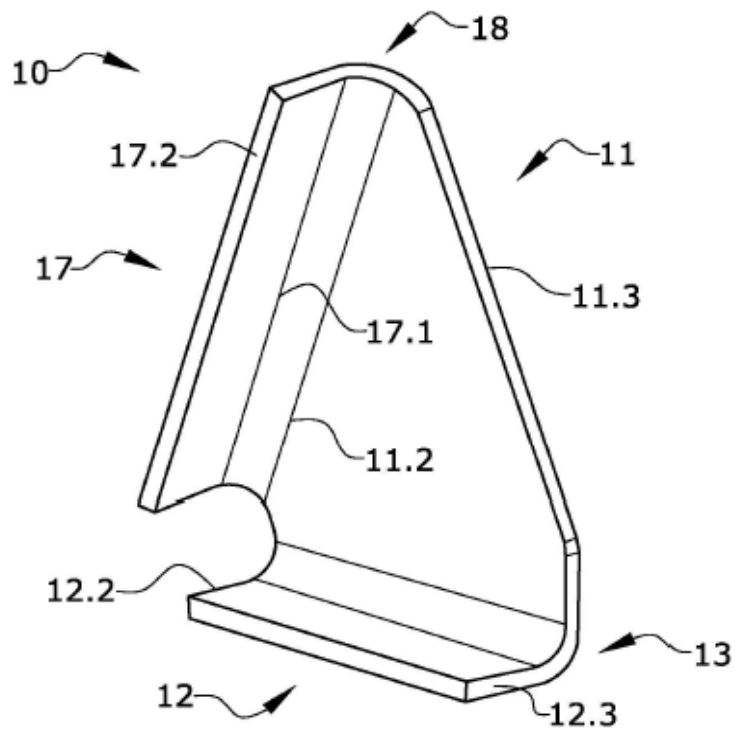


FIG.3

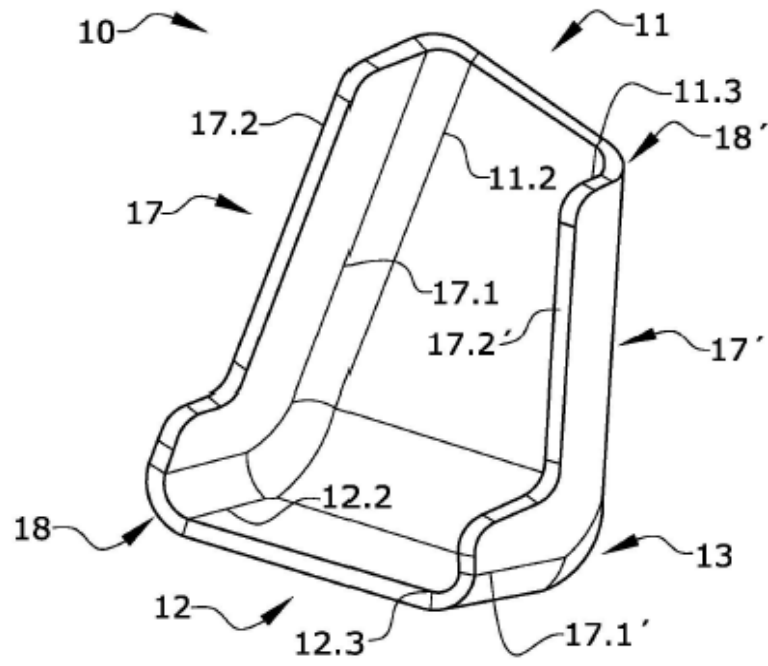


FIG.4

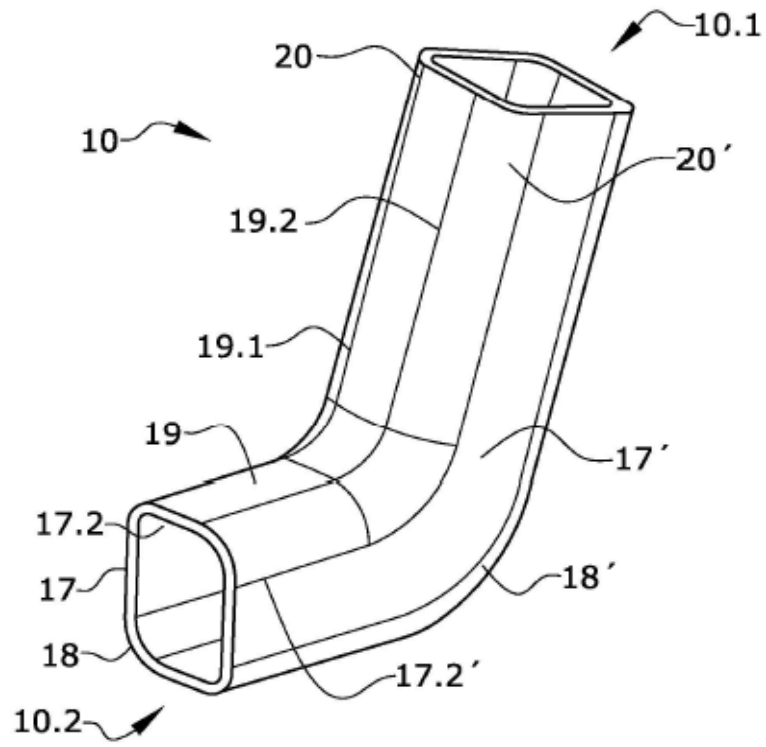


FIG.5

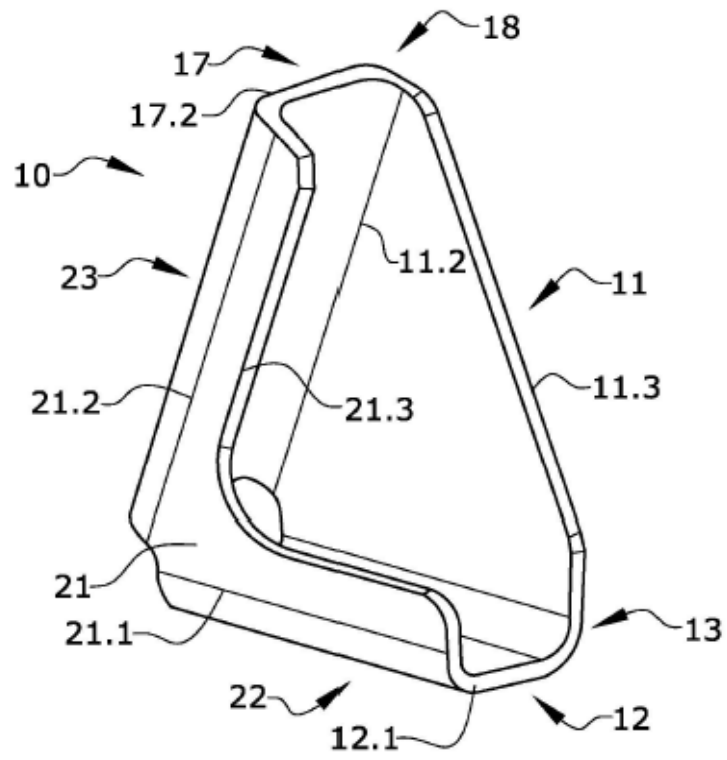


FIG. 6

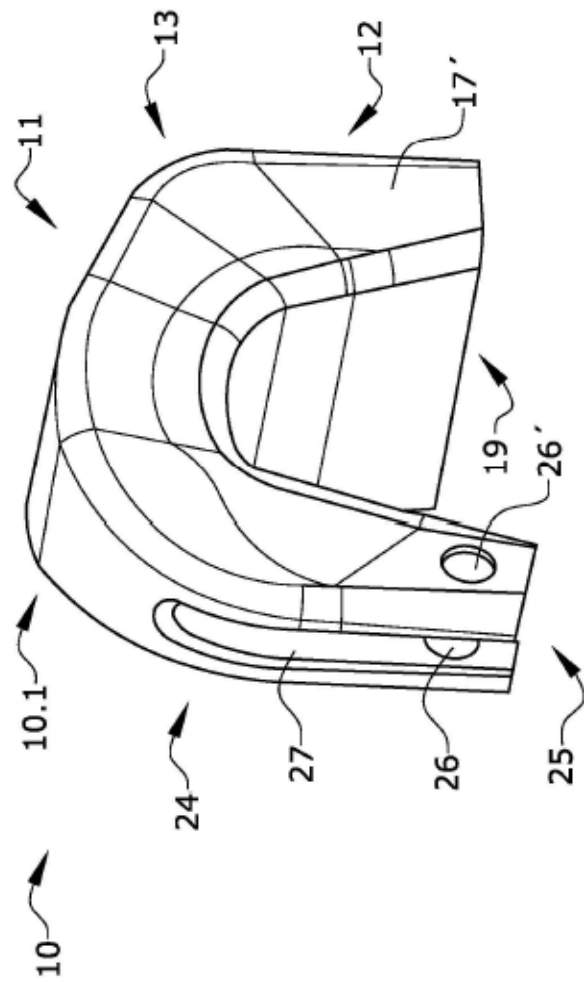
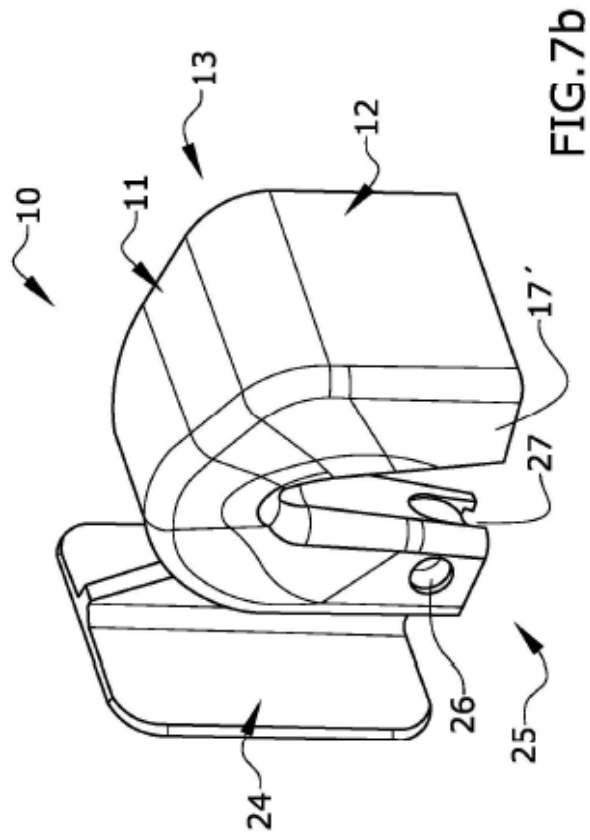


FIG.7a



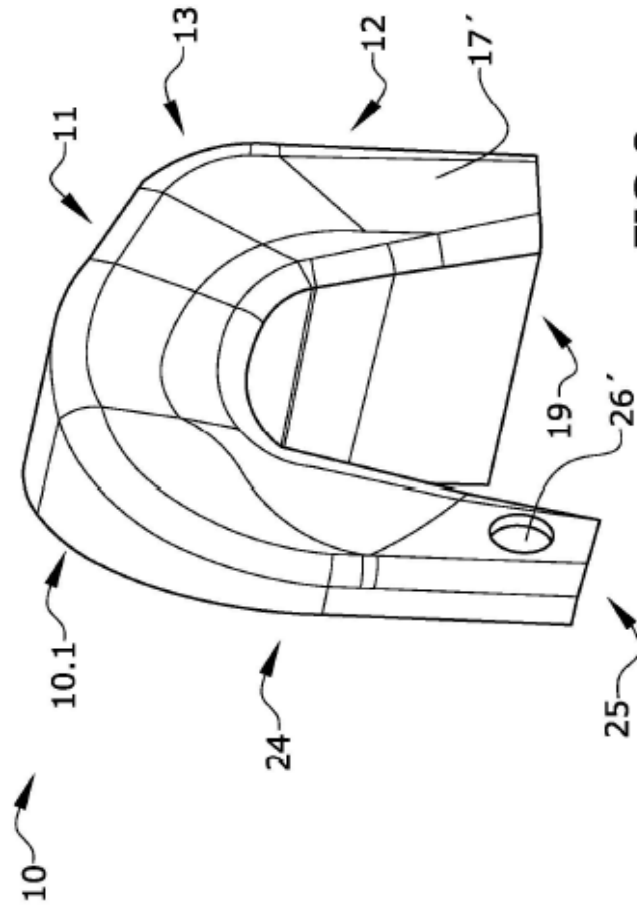


FIG.8a

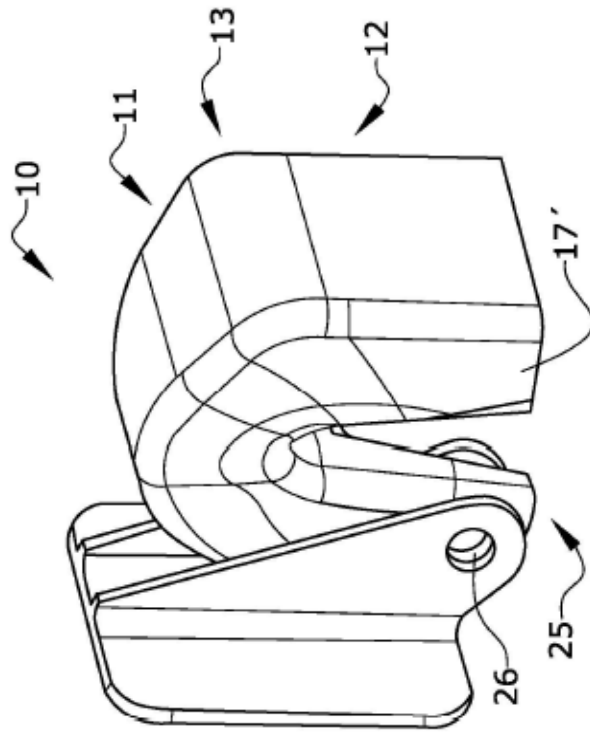


FIG. 8b