

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 875 791**

51 Int. Cl.:

**B29C 70/08** (2006.01)

**B29C 70/42** (2006.01)

**B29C 43/18** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **07.03.2014 PCT/US2014/021594**

87 Fecha y número de publicación internacional: **16.10.2014 WO14168701**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **07.03.2014 E 14714049 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **21.04.2021 EP 2983899**

54 Título: **Estructuras compuestas multicomponentes**

30 Prioridad:

**12.04.2013 US 201313861652**

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

**11.11.2021**

73 Titular/es:

**HEXCEL CORPORATION (100.0%)  
11711 Dublin Boulevard  
Dublin, CA 94568 , US**

72 Inventor/es:

**BOURSIER, BRUNO**

74 Agente/Representante:

**SÁEZ MAESO, Ana**

**ES 2 875 791 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

Estructuras compuestas multicomponentes

## 5 Antecedentes de la invención

## 1. Campo de la Invención

10 La presente invención se refiere en general a estructuras compuestas híbridas o multicomponentes que se fabrican moldeando conjuntos compuestos sin curar que se componen de un componente estructural que está incrustado dentro de un componente moldeable. La combinación de un componente estructural con un componente moldeable permite aprovechar de la resistencia adicional proporcionada por el componente estructural sin dejar de ser capaz de formar estructuras compuestas que tienen formas relativamente complejas. Más particularmente, la presente invención está dirigida a eliminar las microgrietas que tienden a formarse a lo largo de las interfaces entre el componente estructural y el

15 componente moldeable durante el moldeo del conjunto compuesto sin curar.

## 2. Descripción de la técnica relacionada

20 Los materiales compuestos incluyen típicamente fibras y una matriz de resina como los dos componentes principales. Los materiales compuestos suelen tener una relación resistencia/peso bastante alta. Como resultado, los materiales compuestos se están utilizando en entornos exigentes, como en el campo de la industria aeroespacial, donde la alta resistencia y el peso relativamente ligero de las piezas compuestas son de particular importancia.

25 Se ha desarrollado un material compuesto de fibra discontinua (CFD) que se puede moldear y maquinarse con precisión para formar una amplia variedad de estructuras relativamente complejas. Este material compuesto está compuesto por segmentos de cinta unidireccional orientados aleatoriamente que han sido impregnados con resina termoendurecible. Este tipo de material de fibra casi isotrópico se ha utilizado para fabricar moldes y una variedad de componentes aeroespaciales. El material está disponible en Hexcel Corporation (Dublin, CA) con el nombre comercial HexMC®. Los ejemplos de los tipos de piezas que se han fabricado usando HexMC® se describen en las Patentes de Estados Unidos

30 núm. 7,510,390; 7,960,674 y la solicitud de patente publicada de Estados Unidos núm. US2012-0040169-A1.

35 Las fibras utilizadas en muchas estructuras o elementos compuestos de soporte de cargas son unidireccionales y continuas. Tales fibras unidireccionales (UD) son particularmente útiles cuando la estructura de soporte de carga es relativamente larga con respecto al ancho y grosor de la estructura. Los largueros, puntales, eslabones, marcos, intercostales, vigas, revestimientos, paneles, paletas y álabes de motores a reacción son ejemplos de varias estructuras de aviones que pueden ser relativamente largas y que están diseñadas para soportar cargas significativas.

40 Las fibras UD se proporcionan generalmente como una cinta o capa de fibra continua paralela que puede o no estar impregnada con resina termoendurecible. La cinta o capa de fibras UD tiene un ancho y un grosor y las fibras se extienden unidireccionalmente en la dirección longitudinal. La capa de fibra UD generalmente se puede conformar en estructuras curvas siempre que la cinta esté doblada en la dirección del grosor. Es mucho más difícil formar estructuras curvas en las que la capa de fibra UD esté doblada en la dirección del ancho de la capa UD. Se han desarrollado procedimientos para permitir que una capa de fibra UD se doble en la dirección del ancho. Tales procedimientos implican torcer las fibras UD antes de doblar la capa UD en la dirección del ancho. Dichos procedimientos se describen en las solicitudes de patentes publicadas de Estados Unidos núms. US2010-0173143-A1 y US2010-0173152-A1. Estos procedimientos de doblado permiten formar capas de fibra UD en partes estructurales fuertes que tienen cierta curvatura en las direcciones del grosor y/o ancho. Sin embargo, aún es difícil formar estructuras complejas que puedan ser maquinadas utilizando solo capas de fibra UD.

50 El material CFD es totalmente adecuado para su uso en aquellas situaciones en las que la estructura compuesta deseada tiene una forma relativamente compleja y/o requiere un maquinado después del curado. Sin embargo, hay muchas situaciones en las que es deseable reforzar una o más secciones de la estructura CFD con fibras UD continuas. Tales estructuras compuestas híbridas o multicomponentes están compuestas de material CFD, como componente moldeable, y fibras UD continuas como componente estructural. Las fibras UD se incrustan dentro del material CFD para proporcionar refuerzo estructural en aquellas áreas de la estructura que requieren la resistencia adicional que proporcionan las fibras UD continuas.

55

60 Las estructuras de material compuesto híbrido CFD/UD se fabrican generalmente formando primero un conjunto compuesto sin curar que incluye fibras UD continuas como componente estructural del conjunto y material CFD como componente moldeable. Este conjunto se cura en un molde a alta presión a una temperatura elevada para producir una estructura compuesta multicomponentes. El componente estructural puede estar formado por uno o más elementos estructurales UD que se colocan estratégicamente dentro de la estructura para proporcionar el grado de refuerzo deseado para el componente moldeable.

65 El material CFD y las capas continuas de fibra UD tienden a expandirse a diferentes velocidades a medida que los materiales se calientan y se curan durante el proceso de moldeo. La velocidad a la que estos materiales se expanden

durante el moldeo se expresa como el coeficiente de expansión térmica (CET). La formación de microgrietas que puede ocurrir a lo largo de las interfaces o límites entre los diversos componentes es una preocupación importante cuando se moldean conjuntos compuestos híbridos para formar estructuras compuestas multicomponentes. El micro agrietamiento se convierte en un problema mayor a medida que aumenta la diferencia de CET entre los diversos componentes. La diferencia de CET entre el material CFD y las capas de fibra UD es lo suficientemente grande como para que el micro agrietamiento se pueda convertir en un problema cuando estos dos componentes se combinan para moldear en estructuras compuestas multicomponentes. La patente de Estados Unidos núm. US2004/0175533 describe un producto moldeado de material compuesto reforzado con fibra, que incluye una parte sustancialmente plana y una parte conformada que se moldea para tener una forma más compleja que la parte plana. La parte sustancialmente plana tiene un primer material principal y un material de refuerzo hecho de una lámina de fibra larga, y la parte conformada tiene un segundo material principal y fibras cortas.

Sería deseable proporcionar métodos para fabricar estructuras multicomponentes a partir de materiales CFD y fibras UD en los que se eviten las microgrietas a lo largo de las interfaces entre los dos materiales durante el moldeo a alta temperatura. La eliminación de las microgrietas es especialmente un problema en aquellas situaciones en las que se combinan varios elementos estructurales UD con material CFD y se moldean para formar la estructura híbrida.

#### Resumen de la invención

De acuerdo con la presente invención, se descubrió que los conjuntos compuestos sin curar, que contienen un componente moldeable que está reforzado con un componente estructural, se pueden moldear para formar estructuras de varios componentes que no tienen microgrietas a lo largo de las interfaces entre los dos componentes. La invención se basa en parte en el descubrimiento de que el tamaño, la forma y el CET del componente estructural se pueden controlar de modo que la formación de microgrietas durante el proceso de moldeo no se produzca a lo largo de las interfaces entre los componentes.

La presente invención está dirigida a un conjunto compuesto de acuerdo con la reivindicación 1 y a un método de acuerdo con la reivindicación 8 para fabricar un conjunto compuesto. Como característica de la presente invención, el coeficiente de expansión térmica del componente estructural y el componente moldeable, en la interfaz entre los dos componentes, es tal que no se forman microgrietas a lo largo de la interfaz cuando dicho conjunto compuesto se cura para formar la estructura compuesta multicomponente.

En la presente invención, el CET del componente estructural se hace para que coincida más estrechamente con el CET del componente moldeable mediante la inclusión de fibras continuas multidireccionales en el componente estructural. Las fibras continuas multidireccionales tienden a tener un CET que se asemeja más al CET del componente moldeable. Las fibras continuas multidireccionales se pueden distribuir por todo el componente estructural para proporcionar un componente estructural con un CET relativamente uniforme. Las fibras continuas multidireccionales también se concentran cerca de la interfaz con el componente moldeable para actuar como un "amortiguador" de CET entre las fibras UD y el material de moldear CFD.

La invención es particularmente útil para fabricar estructuras multicomponentes donde el componente estructural está compuesto por múltiples elementos estructurales incrustados dentro del componente moldeable. El uso de múltiples elementos estructurales aumenta la complejidad y el número de interfaces entre el componente estructural y el componente moldeable. La presente invención está diseñada para evitar la formación de microgrietas que se forman típicamente en estructuras híbridas de interfaces múltiples complejas.

Las características descritas anteriormente y muchas otras características y ventajas concomitantes de la presente invención se entenderán mejor tomando como referencia la siguiente descripción detallada de conjunto con los dibujos adjuntos.

#### Breve descripción de los dibujos

La Figura 1 es una vista en perspectiva de un ejemplo de conjunto compuesto sin curar después de colocado en un molde (no mostrado) y conformado en su forma final antes de ser curado a temperatura elevada y alta presión para formar un marco de ventana de avión que es una estructura compuesta multicomponentes de acuerdo con la presente invención.

La Figura 2 es una vista en perspectiva de un ejemplo de conjunto compuesto después de colocado en un molde (no mostrado) y conformado en su forma final antes de ser curado a temperatura elevada y alta presión para formar una cubierta de abertura de acceso de avión que es una estructura compuesta multicomponentes de acuerdo con la presente invención. La cubierta de la abertura de acceso sin curar se muestra con orificios de fijación que normalmente no presentamos en el conjunto compuesto sin curar. Los orificios de fijación se maquinan normalmente en la abertura de acceso después de que se completa el moldeo.

La Figura 3 es una representación de una vista en sección del ejemplo de conjunto compuesto mostrado en la Figura 1.

La Figura 4 es una representación en sección de un ejemplo de elemento estructural de acuerdo con la presente invención donde las capas de fibras UD continuas se alternan con capas de fibras continuas multidireccionales para proporcionar un componente estructural que contiene fibras UD, pero que también tiene un CET que se asemeja más al material CFD que forma el componente moldeable.

La Figura 5 es una representación de una vista en sección de un ejemplo de conjunto compuesto alternativo que está ubicado dentro de un molde (no mostrado) antes de ser curado para formar un marco de ventana de avión alternativo.

La Figura 6 es una representación de una vista en sección del ejemplo de conjunto compuesto mostrado en la Figura 2.

La Figura 7 es una vista en sección de una preforma antes de colocarla en un molde y de ser conformada a su forma final para moldearla de manera que forme el ejemplo de conjunto compuesto mostrado en las Figuras 1 y 3.

La Figura 8 es una vista en sección de una preforma antes de colocarla en un molde y de ser conformada a su forma final para moldearla de manera que forme el ejemplo de conjunto compuesto mostrado en la Figura 5.

#### Descripción detallada de la invención

La presente invención se puede usar en una amplia variedad de situaciones en las que es deseable combinar fibras unidireccionales con un material compuesto de moldear para formar estructuras compuestas híbridas o multicomponentes. Tales estructuras compuestas híbridas son útiles en situaciones en las que se requiere la combinación de resistencia proporcionada por las fibras unidireccionales y moldeabilidad/maquinabilidad proporcionada por el compuesto de moldear compuesto. La invención es aplicable a cualquier situación en la que se requiera una estructura relativamente fuerte que tenga una forma compleja.

La invención es particularmente aplicable a la estructura híbrida de avión que requiere el uso de compuestos de moldeo en combinación con refuerzos de fibra unidireccionales para cumplir con las tolerancias tanto de resistencia como dimensionales. Los ejemplos de estructuras de avión incluyen marcos de ventanas, cubiertas de abertura de acceso, paletas guía de salida para motores a reacción, cascadas de inversor de empuje, varias superficies aerodinámicas del motor, puertas de acceso, soportes, accesorios, refuerzos, clips/tacos, intercostales, bandejas, bridas y refuerzo para estructuras aeroespaciales

Un ejemplo de conjunto compuesto sin curar se muestra en 10 en las Figuras 1 y 3. El conjunto compuesto se muestra como se ve una vez que se coloca dentro de un molde adecuado (no mostrado) y se le da su forma final antes de ser moldeado a una temperatura elevada a una presión relativamente alta para formar una estructura compuesta multicomponentes. Como se muestra en la Figura 3, el conjunto compuesto 10 incluye un componente estructural 11 que está formado por un elemento estructural que está compuesto por un cuerpo de fibra UD 12 y un cuerpo de fibra continua multidireccional 14. El conjunto compuesto 10 incluye además un componente moldeable 16. El componente moldeable 16 tiene una cara 18. El componente estructural 11 tiene una cara que está formada por la cara 20 del cuerpo de fibra UD 12 y la cara 22 del cuerpo de fibra multidireccional 14. La intercepción de la cara 18 del componente moldeable con las dos caras 20 y 22 del componente estructural forma la interfaz 24 entre los componentes moldeable y estructural.

El conjunto compuesto sin curar 10 se forma a partir de una preforma en la que el compuesto de moldeo está situado en la parte superior del componente estructural. Un ejemplo de preforma se muestra en 10a en la Figura 7. En la preforma 10a, la cantidad de compuesto de moldeo 16a que se encuentra en el componente estructural 11a es suficiente para asegurar que el compuesto de moldeo 16a fluya dentro del molde, como se representa con la flecha 15, para llenar la cavidad del molde 16P (mostrada en líneas discontinuas) a medida que la preforma 10a va tomando su forma final como se muestra en las Figuras 1 y 3. Puede haber un movimiento sustancial del compuesto de moldeo cuando la preforma se coloca dentro del molde. Sin embargo, los elementos estructurales 12a y 14a están ubicados en la preforma de manera que no se muevan en ningún grado significativo cuando la preforma 10a se coloca dentro del molde y se le da su forma final antes del curado. Esto permite colocar con precisión los elementos estructurales dentro de la pieza y, al mismo tiempo, incluir el compuesto de moldeo, que se puede mover según sea necesario en el molde para formar la forma final deseada.

El compuesto de moldeo 16 se puede preformar antes de colocarlo en el molde para que coincida estrechamente con la forma de la estructura de compuesto final. Sin embargo, es difícil formar con precisión una preforma que coincida con la forma mostrada en las Figuras 1 y 3 donde una pared elíptica se extiende perpendicularmente desde una placa base. Por consiguiente, se prefiere que el compuesto de moldeo 16a simplemente se coloque en los elementos estructurales 12a y 14a, como se muestra en la Figura 7, en donde el molde se utiliza para conformar el compuesto de moldeo 16a y los elementos estructurales 12a y 14a en la forma final deseada del conjunto compuesto 10. Una vez en el molde, la principal diferencia entre el conjunto compuesto 10 y el marco de ventana de avión resultante es que la resina termoendurecible presente en el conjunto sin curar 10 debe curarse completamente.

De acuerdo con la presente invención, el coeficiente de expansión térmica (CET) del componente moldeable en la interfaz 24 y el CET del componente estructural en la interfaz 24 son tales que no se forman microgrietas a lo largo de la interfaz cuando el conjunto compuesto 10 está curado/moldeado. Los CET de los dos componentes en la interfaz 24 deben estar

lo suficientemente cerca entre sí como para que no se formen microgrietas. Las microgrietas se forman típicamente cuando el CET de dos materiales contiguos difiere, al menos en una dirección, creando una deformación local por expansión o contracción que excede la capacidad de los materiales para resistir el agrietamiento. EL CET del cuerpo de fibra UD 12 y del cuerpo de fibra multidireccional 14, así como el tamaño, la forma y la orientación relativa de los dos cuerpos se deben tener en cuenta al diseñar un conjunto compuesto que se pueda moldear sin microgrietas.

En general, los componentes estructurales más grandes deben tener un CET que se asemeje más al CET del componente moldeable. Asimismo, las interfaces que son más grandes y/o más complejas requieren que el componente estructural tenga un CET en la interfaz que se asemeje más al CET del componente moldeable. Para cualquier combinación dada de componentes estructurales y moldeables, la diferencia en los CET que se puede tolerar sin microgrietas inducidas por moldeo se puede determinar mediante experimentación rutinaria.

Los compuestos de moldeo y los elementos estructurales que se utilizan de acuerdo con la presente invención están compuestos por fibras y resina. Las fibras, como las fibras de carbono, tienen un CET (partes por millón/°C) cercano a cero. Por consiguiente, la mayor parte del CET de un material compuesto se debe a la expansión y contracción de la matriz de resina. En compuestos de moldeo a granel, donde las fibras son discontinuas y orientadas aleatoriamente, el CET tiende a ser uniforme en todas las direcciones. Para láminas del compuesto de moldeo donde las fibras están orientadas casi isotrópicamente, el CET es uniforme en todas las direcciones planas. El CET plano de una lámina típica de compuesto de moldeo de fibra de carbono/epoxi casi isotrópico es del orden de 2 - 4 ppm/°C. El CET en una dirección perpendicular al plano de la lámina de compuesto de moldeo está más controlado por la matriz de resina y tiende a ser más alto que el CET plano. Los CET en la dirección perpendicular son típicamente del orden de 20 a 40 ppm/°C para una lámina de compuesto de moldeo casi isotrópico.

El CET para elementos sectoriales depende en gran medida de la dirección de las fibras. Por ejemplo, el CET de preimpregnado UD en la dirección paralela a las fibras (dirección X) se debe principalmente a la fibra. La resina de la matriz contribuye muy poco al CET. Como resultado, el CET del preimpregnado UD en la dirección X es cercano a cero. El CET de un preimpregnado UD de fibra de carbono/epoxi ejemplar en la dirección X es de 0,01 ppm/°C. El CET del mismo preimpregnado UD en la dirección perpendicular a las fibras UD (direcciones Y y Z) es 30 - 40 ppm/°C, que se debe principalmente al CET de la matriz de resina.

Los componentes estructurales hechos de fibras tejidas también exhiben CET que varían debido a la orientación de las fibras. Sin embargo, las diferencias entre los CET en las direcciones X, Y y Z no son tan grandes como en el preimpregnado UD, ya que todas las fibras no son paralelas entre sí. El CET en la dirección X e Y del preimpregnado de fibra tejida tiende a ser controlado más por la resina de matriz en comparación con el preimpregnado UD en la dirección X. Como resultado, los CET en la dirección X e Y del preimpregnado tejido generalmente se encuentran en algún lugar entre el CET de un preimpregnado UD similar en la dirección X y el CET del preimpregnado UD en la dirección Y/Z. El CET del preimpregnado de fibra tejida en la dirección Z es similar al CET de un preimpregnado UD similar en la dirección Z, ya que la resina de matriz en ambos tipos de preimpregnado contribuye al CET en la dirección Z de manera similar.

El CET de un componente moldeable o un componente estructural se mide usando procedimientos convencionales después del curado completo de los componentes individuales. Los componentes se contraen a medida que se enfrían y se expanden a medida que se calientan. Durante la contracción o expansión de los componentes pueden formarse microgrietas. El CET de los componentes, medido después del curado completo del componente, también se considera una medida de la contracción térmica que se produce durante el enfriamiento del componente desde la temperatura de moldeo/curado. En la práctica, la temperatura de curado del componente es muy probablemente la temperatura más alta a la que está expuesto el componente durante su vida útil. La contracción que se produce durante el enfriamiento inicial de la pieza moldeada puede ser una fuente de tensión considerable entre los diversos componentes, lo que da como resultado una microgrieta cuando la tensión supera la capacidad de los componentes para resistir la formación de grietas.

El CET de las fibras continuas multidireccionales tiende a coincidir más con el CET del material CFD que con el de las capas de fibra UD, siempre que las matrices de resina sean iguales o similares. El cuerpo de fibra multidireccional 14 está compuesto principalmente de fibras tejidas de modo que el CET del cuerpo de fibra 14 está relativamente cerca del CET del componente moldeable 16 en la interfaz 24. En consecuencia, el riesgo de microgrietas a lo largo de la interfaz entre el cuerpo de fibra multidireccional 14 y el componente moldeable 16 es mínimo. Sin embargo, si el cuerpo de fibra UD 12 está compuesto solo por capas de fibra UD, entonces el riesgo de microgrietas aumenta debido a la mayor diferencia de CET entre el material CFD del componente moldeable y el cuerpo compuesto enteramente de fibras UD. Esto es un problema especialmente en la dirección Z con relación al cuerpo de fibra UD debido al CET relativamente alto del cuerpo de fibra UD en esta dirección, que es ocasionado por el CET de la matriz de resina. La ubicación del cuerpo de fibra UD 12 a lo largo de la superficie del conjunto permite que se produzca esta tensión adicional en la dirección Z sin provocar microgrietas. El cuerpo de fibra UD 12 tiene forma de elipse en el plano X-Y. El CET en esta dirección se debe principalmente a las fibras UD, por lo que el CET es menor que en la dirección Z. La expansión o contracción (por ejemplo, durante la fase de enfriamiento del ciclo de curado) en el plano X-Y también está restringida por el compuesto de moldeo circundante.

De acuerdo con la presente invención, el riesgo de microgrietas se elimina sustancialmente asegurando que el cuerpo de fibra UD 12 esté ubicado en el conjunto y orientado de manera que los CET direccionales del cuerpo de fibra UD 12 estén

lo suficientemente cerca del CET del componente moldeable como para evitar la formación de microgrietas a lo largo de las interfaces del componente. La Figura 4 muestra una representación detallada de un ejemplo de un cuerpo de fibra UD 12 en el que las capas 26 de fibras UD continuas se alternan con las capas 28 de fibras continuas multidireccionales. La adición de fibras continuas multidireccionales al cuerpo de fibra UD 12 cambia el CET general del cuerpo 12 de modo que se asemeja más al CET del componente moldeable 16. Esto proporciona una reducción en el potencial de microgrietas, pero también reduce la naturaleza unidireccional del cuerpo de fibra. El número de capas de fibras UD y fibras multidireccionales se puede variar para proporcionar las propiedades estructurales deseadas mientras se mantienen perfiles de CET que son suficientes para evitar la formación de microgrietas en la interfaz 24. De acuerdo con la invención, se utilizan fibras multidireccionales a lo largo de la interfaz 24 porque el CET de las fibras multidireccionales coincide más estrechamente con el CET de las fibras discontinuas aleatorias en el compuesto de moldeo, reduciendo así la tensión local en su interfaz de resina.

En la Figura 4, las capas de fibras continuas multidireccionales 28 están destinadas a representar esquemáticamente capas de fibras tejidas en donde la orientación de las fibras con respecto a las fibras UD alterna entre 0/90 y +45/-45. Esto es solo para fines ilustrativos. Las fibras tejidas pueden tener una amplia variedad de orientaciones con respecto a las fibras UD y las diversas capas pueden tener las mismas o diferentes orientaciones. No es necesario que las capas se alternen entre capas UD y de fibra tejida. Una o más capas de fibras tejidas están ubicadas junto a la interfaz 24 como se muestra en la Figura 4. Las capas de fibras tejidas actúan como una zona de amortiguación del CET entre el componente moldeable de CET relativamente bajo y las capas de fibra UD de CET relativamente alto.

El cuerpo de fibra multidireccional 14 está ubicado adyacente al cuerpo de fibra de UD 12 para proporcionar disipación de la tensión inducida por CET durante el curado del conjunto compuesto 10. La junta 23 entre los dos cuerpos está ubicada en una sección relativamente gruesa del conjunto 10 con los dos cuerpos extendiéndose lateralmente entre sí en secciones relativamente delgadas del conjunto 10. En una orientación alternativa, el cuerpo de fibra multidireccional 14 puede ubicarse entre el cuerpo de fibra UD 12 y el componente moldeable 16 para actuar como un amortiguador de CET. En cualquier caso, el cuerpo de fibra multidireccional está ubicado junto al cuerpo de fibra UD, que es la dirección de CET alto, en contraposición al extremo del cuerpo de fibra UD, que es la dirección de CET bajo.

Una modalidad alternativa de un conjunto compuesto usado para formar un marco de ventana ejemplar se muestra en 30 en la Figura 5. En esta modalidad, el componente estructural 32 es relativamente delgado, en comparación con el componente estructural 11 mostrado en la Figura 3. El componente moldeable del marco de la ventana también está compuesto de material CFD. El componente moldeable se muestra en 34. En esta modalidad, se utilizan hasta unas pocas capas de capas continuas de fibra UD para formar el componente estructural. Este componente estructural relativamente delgado se puede moldear con el material CFD para producir un marco de ventana que no tenga microgrietas a lo largo de la interfaz de fibra UD/material CFD.

La dirección de CET alto del componente estructural 32 es la dirección Z. El componente moldeable se encuentra en un solo lado del componente estructural 32. La diferencia de CET entre el material CFD y las capas de fibra UD en la dirección Z se elige de tal manera que no se produzcan microgrietas durante el enfriamiento de la pieza moldeada. La diferencia en los CET puede ser relativamente grande ya que las capas de fibra UD están ubicadas en la superficie de la pieza donde la contracción/expansión térmica puede tener lugar sin microgrietas. El CET en el plano X - Y es mucho menor debido al hecho de que las fibras UD forman un bucle continuo que no tiene un extremo expuesto que forma una interfaz con el material CFD. Este tipo de configuración de circuito cerrado se prefiere sobre el uso de múltiples segmentos de capas de fibra UD que forman múltiples interfaces en los extremos de cada segmento.

Si la combinación del grosor del componente estructural y la diferencia de CET da como resultado la formación de microgrietas durante el moldeo del marco de la ventana 30, entonces se prefiere incorporar fibras multidireccionales con las capas de fibra UD de acuerdo con la modalidad mostrada en la Figura 4. De acuerdo con la invención, se colocan una o más capas de fibras tejidas entre las capas de fibra UD 32 y el componente moldeable 34 para proporcionar un amortiguador de CET entre los dos componentes.

Como se muestra en la Figura 8, se prefiere preparar una preforma 30a en la que el compuesto de moldeo 34a esté ubicado adyacente a las capas de fibra UD 32a. La cantidad de compuesto de moldeo 34a que se encuentra en las capas de fibra UD 32a es suficiente para asegurar que el compuesto de moldeo 34a fluya dentro del molde, como lo representa la flecha 35, para llenar la cavidad del molde 34P (mostrada en líneas discontinuas) a medida que la preforma 30a va tomando su forma final como se muestra en la Figura 5. Al colocar la preforma dentro del molde puede haber un movimiento sustancial del compuesto de moldeo 34a. Sin embargo, las capas de fibra UD 32a están ubicadas en la superficie de la preforma que está en contacto con la superficie inferior del molde que es perpendicular a la dirección del cierre de la prensa y presiona de manera que no se muevan en ningún grado significativo cuando la preforma 30a se coloca dentro del molde y se le da su forma final antes del moldeo. Esto permite colocar con precisión las capas de fibra UD dentro de la pieza incluyendo al mismo tiempo el compuesto de moldeo, que se puede mover según sea necesario en el molde para formar la forma final deseada.

Como se mencionó anteriormente en relación con la modalidad mostrada en las Figuras 1 y 3, el compuesto de moldeo 34 se puede preformar antes de colocarlo en el molde para que coincida con la forma de la estructura de compuesto final. Sin embargo, también es difícil formar con precisión una preforma que coincida con la forma mostrada en la Figura 5

donde una pared elíptica también se extiende perpendicularmente desde una placa base. Por consiguiente, se prefiere simplemente colocar el compuesto de moldeo 34a en los elementos estructurales 12a y 14a, como se muestra en la Figura 8, utilizándose el molde para dar al compuesto de moldeo 34a y las capas de fibra UD 32a la forma final deseada del conjunto compuesto 30. Una vez en el molde, la principal diferencia entre el conjunto compuesto 30 y el marco de ventana de avión resultante es que la resina termoendurecible presente en el conjunto sin curar 30 debe curarse completamente.

Cabe señalar que las capas de fibra UD mostradas en las Figuras 3 y 5 se doblan en la dirección del ancho para formar un aro de refuerzo plano dentro del marco de ventana moldeado. En otras palabras, las fibras UD forman una capa coplanar en el plano X-Y y la capa de fibra UD permanece dentro del plano X-Y a medida que se dobla para formar el aro de refuerzo. Este tipo de configuración de aro de fibra UD se realiza preferentemente usando el procedimiento de pretorsión UD mencionado en la descripción de la técnica relacionada.

En 40 de las Figuras 2 y 6 se muestra un ejemplo de un conjunto compuesto que está moldeado para formar una cubierta de una abertura de acceso de avión. El conjunto 40 incluye un componente moldeable 42, que está compuesto por material CFD y un componente estructural, que está compuesto por elementos estructurales 44 y 46. Los orificios de fijación 48 se muestran en el conjunto compuesto. Estos orificios se pueden formar en el conjunto compuesto sin curar (como se muestra) o se pueden perforar o maquinarse de otro modo en la estructura multicomponentes después de completado el moldeo.

Los dos elementos estructurales 44 y 46 están completamente rodeados por el componente moldeable 42. El elemento estructural 44 tiene la forma de un aro que incluye las caras 44a, 44b, 44c y 44d, que forman una interfaz tubular con el componente moldeable 42. Esta interfaz tubular tiene una sección transversal rectangular. El elemento estructural 46 también tiene la forma de un aro que incluye las caras 46a, 46b, 46c y 46d. El elemento estructural 46 forma una segunda interfaz tubular con el componente moldeable 42. Esta segunda interfaz tubular también tiene una sección transversal rectangular.

El elemento estructural 44 incluye una combinación de capas de fibras UD representadas en 56 y capas de fibras tejidas representadas en 50, 52 y 54. El elemento estructural 46 se muestra con una única capa de fibra UD 62 intercalada entre las capas de fibra tejida 58 y 60. El número y la orientación de las capas de fibra UD y de las capas de fibra tejida en los elementos estructurales 44 y 46 son solo ilustrativos. Son posibles otras orientaciones con diferente número de capas. Por ejemplo, se pueden utilizar los elementos estructurales del tipo mostrado en la Figura 4. Como se mencionó anteriormente, una o más capas de fibras tejidas se colocan entre las capas de fibra UD y el componente moldeable para que actúen como un amortiguador de CET entre las capas de fibra UD y el componente moldeable.

Las capas de fibra UD que componen el elemento estructural 44 están dobladas en la dirección del ancho de la misma manera que los elementos estructurales UD mostrados en las Figuras 3 y 5. Las fibras UD forman una capa coplanar en el plano X-Y y permanecen en el plano X-Y a medida que se forma el aro. Como se mencionó anteriormente, este tipo de configuración de aro de fibra UD se fabrica preferentemente usando el proceso de pretorsión mencionado en la descripción de la técnica relacionada. En contraste, la capa de fibra UD en el elemento estructural 46 se dobla en la dirección del grosor. Las fibras UD forman una capa que se extiende en la dirección Z (sustancialmente perpendicular a las capas de fibras UD del elemento 44). El aro de refuerzo de fibra UD se forma doblando la capa UD en la dirección X-Y. Este tipo de configuración de aro de fibra UD se forma sin la torsión previa requerida para el elemento estructural 44. Los CET de ambos tipos de capas de fibra UD son similares en la dirección perpendicular a las fibras UD, así como en la dirección paralela a las fibras UD.

El uso de múltiples elementos estructurales dentro del componente moldeable, como se muestra en la Figura 6, presenta un conjunto relativamente complejo de interfaces que aumenta las posibilidades de formación de microgrietas. La presente invención resuelve el problema de la formación de microgrietas asociado a las configuraciones de múltiples interfaces complejas reduciendo la diferencia de CET entre los elementos estructurales y el componente moldeable y/o proporcionando amortiguadores de CET integrados entre los componentes. Las fibras UD en los elementos estructurales adyacentes 44 y 46 están orientadas preferentemente en la misma dirección, como se muestra en la Figura 6, para hacer coincidir los CET direccionales de las capas de fibra UD de los elementos adyacentes. Se debe evitar orientar los elementos estructurales de manera que las fibras UD de los elementos adyacentes sean perpendiculares entre sí debido a las diferencias significativas en los CET direccionales que estarían presentes en la interfaz o área entre los dos elementos.

La resina sin curar usada en las CFD, capas de fibra UD y/o capas de fibra multidireccionales puede estar compuesta por cualquiera de las resinas termoendurecibles o termoplásticas que se usan típicamente para aplicaciones estructurales. Las resinas en los tres materiales de fibra diferentes pueden ser diferentes. Sin embargo, se prefiere que las resinas que se usan en el componente estructural y el componente moldeable sean las mismas o sustancialmente similares para minimizar las diferencias de CET entre los componentes. Además, la resina se debe elegir de modo que las propiedades de deformación hasta el fallo de la resina sean suficientemente elevadas para resistir la tensión térmica a la que están sometidos los componentes adyacentes sin formar microgrietas o agrietarse de otro modo. Las orientaciones y tipos de fibras se eligen, como se describió anteriormente, para minimizar la tensión a la que se somete una resina en cualquier interfaz dada entre componentes.

Preferentemente, la cantidad de resina sin curar en el componente moldeable y el componente estructural estará entre 25 y 45 % en peso del peso total del componente. La resina sin curar puede ser cualquiera de las resinas epoxi, resinas de bismaleimida, resinas de poliimida, resinas de poliéster, resinas de éster vinílico, resinas de éster de cianato, resinas fenólicas o resinas termoplásticas que se utilizan en materiales compuestos estructurales. Los ejemplos de resinas termoplásticas incluyen sulfuro de polifenileno (PPS), polisulfona (PS), polieterecetona (PEEK), polieterecetona (PEKK), polietersulfona (PES), polieterimida (PEI), poliamida-imida (PAI). Las resinas epoxi que se endurecen con un termoplástico, como PES, PEI y/o PAI, son las matrices de resina preferidas. Se prefieren las resinas que están típicamente presentes en la cinta UD del tipo utilizado en la industria aeroespacial. Los ejemplos de resinas termoplásticas endurecidas adecuadas para utilizar como matriz de resina se describen en las patentes de Estados Unidos núms. 7,754,322 y 7,968,179 y en la solicitud de patente de Estados Unidos núm. 12/764,636.

El componente moldeable se compone preferentemente de segmentos de cinta unidireccional orientados aleatoriamente que están impregnados con resina. Este tipo de material se conoce comúnmente como preimpregnado troceado casi isotrópico, el preimpregnado troceado casi isotrópico es una forma de compuesto de fibra discontinua aleatoria (CFD) que está disponible comercialmente de Hexcel Corporation (Dublin, CA) bajo el nombre comercial HexMC®. Como se mencionó anteriormente, el HexMC® se ha utilizado para una variedad de propósitos, incluidos artículos aeroespaciales y moldes de alta resistencia.

El preimpregnado casi isotrópico (QI) está compuesto por segmentos o "chips" de cinta de fibra unidireccional y una matriz de resina. El preimpregnado QI se suministra típicamente como un tapete compuesto de chips orientados aleatoriamente de preimpregnado de cinta unidireccional troceada. El tamaño de los chips puede variar, así como el tipo de fibras, dependiendo del tamaño y la forma de la preforma, así como de la precisión con la que se debe maquinar la preforma para cumplir con las tolerancias dimensionales, si las hubiera. Se prefiere que los chips tengan 8,46 mm (1/3 de pulgada) de ancho, 50,8 mm (2 pulgadas) de largo y 0,15 mm (0,006 pulgadas) de grosor. Los chips incluyen fibras unidireccionales que pueden ser de carbono, vidrio, aramida, polietileno o cualquiera de los tipos de fibras que se utilizan comúnmente en la industria aeroespacial. Se prefieren las fibras de carbono. Los chips están orientados aleatoriamente en el tapete y quedan relativamente planos. Esto proporciona al tapete sus propiedades isotrópicas transversales.

El preimpregnado de cinta UD que se trocea para formar los chips o segmentos incluye una matriz de resina que puede ser cualquiera de las resinas mencionadas anteriormente que se utilizan comúnmente en preimpregnados aeroespaciales. Se prefieren las resinas epoxi termoendurecibles endurecidas con termoplásticos porque tienden a ser más resistentes a la fractura o delaminación si se requiere el maquinado de la pieza compuesta final. El contenido de resina de los chips también puede variar entre 25 % y 45 % en peso del peso total del preimpregnado. Se prefieren los chips con un contenido de resina de entre 35 % y 40 % en peso. Normalmente, no se añade resina adicional a los chips de preimpregnado cuando se forma el preimpregnado troceado casi isotrópico. La resina presente en el preimpregnado de cinta UD inicial es suficiente para unir los chips para formar el tapete.

El preimpregnado troceado casi isotrópico (QI) se puede fabricar comprando o fabricando cinta preimpregnada unidireccional o estopa del ancho deseado. A continuación, la cinta o estopa se corta en trozos de la longitud deseada y los trozos se colocan aleatoriamente en capas para formar el componente moldeable. Los chips preimpregnados UD colocados aleatoriamente se combinan con el componente estructural y se presionan para formar el conjunto compuesto sin curar (preforma). Cuando se presionan juntos, los chips individuales de preimpregnado UD orientados aleatoriamente se unen inherentemente debido a la presencia de la resina preimpregnada. Sin embargo, el método preferido es comprar HexMC® o preimpregnados troceados casi isotrópicos equivalentes disponibles comercialmente, que se suministran como láminas de material que luego se utilizan para formar el componente moldeable del conjunto compuesto.

Un material preimpregnado troceado casi isotrópico preferido ejemplar es HexMC® AS4/8552. Este material preimpregnado troceado casi isotrópico se suministra como un rollo continuo de un tapete de 46 cm de ancho y 0,20 cm de grosor. El preimpregnado de fibra unidireccional HexPly® AS4/8552 se utiliza para fabricar los chips que están orientados aleatoriamente en el tapete casi isotrópico. El preimpregnado HexPly® AS4/8552 es una cinta unidireccional de fibra de carbono (AS4)/epoxi (8552) de 0,016 cm de grosor y tiene un peso de fibra por unidad de área de aproximadamente 145 gramos/metro cuadrado. El contenido de resina de la cinta es de 38 % en peso, siendo la resina (8552) un epoxi endurecido con termoplástico. La cinta se lamina para proporcionar tiras de 0,85 cm y se trocea para proporcionar chips de 5 cm de largo. La densidad de chip es de aproximadamente 1,52 gramos/centímetro cúbico. Otros ejemplos de preimpregnados troceados casi isotrópicos se pueden fabricar utilizando otra cinta preimpregnada unidireccional HexPly®, como EMC AS4/IM7 (epoxi/fibra de carbono), IM7/8552 (epoxi/fibra de carbono endurecida con termoplástico), 3501-6/T650 (epoxi/fibra de carbono) e IM7/M21 (epoxi/fibra de carbono endurecida con termoplástico). HexMC® AS4/8552 y M21/IM7 son preimpregnados troceados casi isotrópicos preferidos para usar en la formación de componentes moldeables de acuerdo con la presente invención.

Se pueden usar otros tipos de materiales de moldear CFD para formar el componente moldeable siempre que cumplan los requisitos necesarios de resistencia y maquinabilidad para la estructura prevista. Dichos materiales de moldear incluyen típicamente fibras troceadas orientadas aleatoriamente que están impregnadas con resina. Sin embargo, con el fin de asegurar que el material de moldear sea suficientemente fuerte, además de moldeable y maquinable, se prefiere que las fibras o cintas unidireccionales troceadas formen al menos 90 % en peso del componente moldeable.

Los elementos estructurales que componen el componente estructural incluyen una o más capas de fibras UD. La misma cinta preimpregnada de fibra UD que se utiliza para fabricar el material de moldear CFD también se puede utilizar para formar los elementos estructurales. La diferencia es que los elementos estructurales están formados por una o más capas de fibras UD continuas, mientras que las fibras UD en el componente moldeable son discontinuas y orientadas casi isotrópicamente.

Las fibras UD utilizadas en los elementos estructurales pueden contener desde unos pocos cientos de filamentos hasta 12 000 o más filamentos. Las fibras UD se suministran típicamente como una cinta compuesta de fibras continuas en una orientación unidireccional. La cinta UD es el tipo preferido de preimpregnado que se usa para formar la estructura fibrosa. La cinta unidireccional está disponible en fuentes comerciales o se puede fabricar usando procesos de formación de preimpregnados conocidos. Las dimensiones de la cinta UD pueden variar ampliamente dependiendo de la pieza compuesta particular que se esté fabricando. Por ejemplo, el ancho de la cinta UD puede oscilar entre 12,7 mm (0,5 pulgadas) y un pie o más. La cinta tendrá típicamente un grosor de 0,1 a 0,3 mm (0,004 pulgadas a 0,012 pulgadas) y la longitud de la cinta UD (la dimensión paralela a las fibras UD continuas) puede variar desde 12,7 mm (0,5 pulgadas) hasta un metro o más dependiendo del tamaño y la forma del elemento estructural.

Un ejemplo de preimpregnado unidireccional disponible comercialmente preferido que se puede usar para fabricar los elementos estructurales es HexPly® 8552, que está disponible de Hexcel Corporation (Dublin, California). El HexPly®8552 está disponible en una variedad de configuraciones de cinta unidireccional que contienen una matriz de resina epoxi endurecida curada con amina en cantidades que varían de 34 % a 38 % en peso y fibras de carbono o vidrio UD que tienen de 3000 a 12 000 filamentos. Las fibras representan típicamente el 60 % en volumen de la cinta UD. Las fibras UD preferidas son fibras de carbono. En los elementos estructurales se pueden usar otras cintas preimpregnadas unidireccionales de HexPly®. Estas cintas preimpregnadas UD incluyen EMC 116/AS4 (epoxi/fibra de carbono), 8552/IM7 (epoxi endurecido con termoplástico/fibra de carbono), 3501-6/T650 (epoxi/fibra de carbono) y M21/IM7 (epoxi endurecido con termoplástico/fibra de carbono). El CET de este tipo de cinta UD en la dirección paralela a las fibras es cercano a 0 (0,01 ppm/°C) y entre 30 y 40 ppm/°C en direcciones perpendiculares a la dirección de las fibras UD.

Las capas de fibra multidireccionales que se combinan con las capas de fibra UD para formar los elementos estructurales pueden ser tela de fibra tejida o no tejida o fibras continuas orientadas aleatoriamente en forma de velo. Se pueden utilizar otros tipos de orientaciones de fibra continua multidireccional, pero se prefiere que el CET de la capa de fibra multidireccional (incluida la resina de matriz) esté entre los CET del material de moldear CFD y el preimpregnado de la capa de fibra UD. Se prefiere que el CET de la capa de fibra multidireccional esté próximo a la mitad del CET del material CFD en el componente moldeable y el CTE de las capas de fibra UD en el componente estructural, "próximo" significa que el CET de la capa multidireccional está dentro del 20 % del punto medio entre los CET del material CFD y de las capas de fibra UD.

En algunas situaciones, es posible utilizar una o más capas de material de moldear CFD en lugar de capas de fibras tejidas multidireccionales dentro de un elemento estructural dado. Sin embargo, se prefiere que dicho uso de capas de material de moldear CFD se limite a la parte central del elemento estructural y que el uso de material de moldear CFD en el interior del elemento estructural se mantenga lo suficientemente bajo para evitar posibles microgrietas internas dentro del elemento estructural. Las capas de material de moldear CFD se pueden alternar con capas de fibras UD de la misma manera que las capas de fibras tejidas multidireccionales, si se desea.

Las resinas utilizadas como matriz de resina en las capas de fibras multidireccionales deben ser las mismas que las utilizadas en el material de moldear CFD y las capas de fibras UD. Las fibras también deben ser iguales. Dado que los CET de los tres tipos diferentes de materiales dependen de la matriz de resina, la orientación de la fibra, el tipo de fibra y la carga de resina de las fibras, es posible ajustar con precisión los CET de los materiales variando estos cuatro parámetros. Preferentemente, el tipo de resina, el tipo de fibra y la carga de resina para el material de moldear CFD, las capas de fibra UD y las capas de fibra multidireccionales son iguales o similares. Además, las fibras de los componentes adyacentes deben estar orientadas de modo que las direcciones de CET alto y las direcciones de CET bajo de los componentes adyacentes, si los hay, coincidan para minimizar las diferencias en los CET direccionales en la interfaz o interfaces entre los componentes.

El moldeo de los conjuntos compuestos se lleva a cabo de acuerdo con los procedimientos conocidos de moldeo de CFD. El conjunto compuesto sin curar se coloca en un molde que normalmente se compone de dos mitades de molde y se le da la forma deseada. Una vez formado en el molde, el conjunto compuesto sin curar se calienta a la temperatura de curado de las resinas y se moldea a alta presión para formar la estructura compuesta multicomponentes. Las temperaturas típicas de curado a alta presión para las resinas epoxi oscilan entre 170 °C y 225 °C. Las temperaturas de curado preferidas oscilan entre 170 °C y 205 °C. Las presiones internas dentro del molde están preferentemente por encima de 34,5 bar (500 psi) y por debajo de 137,9 bar (2000 psi) a las temperaturas de curado. Una vez que el conjunto compuesto sin curar se ha curado por completo (normalmente de 5 minutos a 1 hora a la temperatura de curado), la pieza se retira del molde y se enfría para formar la estructura final del compuesto multicomponentes. Es durante este proceso de enfriamiento inicial posterior al moldeo cuando hay más posibilidades de que se formen microgrietas. Si fuera necesario, la estructura compuesta multicomponentes se puede maquinar para formar formas finales de la superficie y proporcionar las dimensiones precisas que se requieran.

Si se desea, el conjunto compuesto no curado puede ser pasado por la "fase B" antes de colocarlo en el molde para aumentar la viscosidad de la resina. La fase B es un procedimiento de curado parcial conocido que implica calentar el conjunto compuesto sin curar a presión ambiente a una temperatura de 165 °C a 180 °C durante el tiempo suficiente para aumentar sustancialmente la viscosidad de la resina. Se prefieren tiempos en fase B del orden de 5 a 15 minutos a la temperatura de estadificación B. El conjunto compuesto de fase B se enfría preferentemente a temperatura ambiente antes de colocarlo en el molde para la conformación y curado finales. Además, la viscosidad de la resina en el conjunto compuesto sin curar tiende a caer cuando el conjunto se calienta a la temperatura de curado y luego aumenta rápidamente a medida que cura la resina. Se prefiere que el molde no se presurice hasta que la resina haya alcanzado la viscosidad mínima. En la práctica, el conjunto compuesto de fase B se coloca en el molde, que ya se ha calentado a la temperatura de curado. La presurización del molde se retrasa desde unos pocos segundos hasta un minuto o más para permitir que la resina pase por la fase de viscosidad mínima.

La formación de microgrietas ocurre cuando la deformación por tracción local en la interfaz entre dos componentes excede la capacidad de deformación máxima de la matriz de resina. Para una resina epoxi típica, la capacidad de deformación máxima es de 2,4 % antes de que se formen microgrietas. En consecuencia, se prefiere que la matriz de resina, la orientación de la fibra, el tipo de fibra y la carga de resina de las combinaciones de fibras, así como el tamaño, la forma y la orientación relativa de los diversos componentes se elijan de modo que la deformación en cualquier interfaz dada no exceda 2,0 % cuando la pieza compuesta curada se enfría desde la temperatura de curado hasta la temperatura ambiente.

Los ejemplos prácticos son los siguientes:

#### Ejemplo 1

Se preparó un conjunto compuesto sin curar para fabricar un marco de ventana de avión que tiene la forma y estructura mostradas en las Figuras 1 y 3. El componente moldeable 16 se formó a partir de HexMC®AS4/8552, que es un material de moldear CFD compuesto de fibras de carbono AS4 UD discontinuas con una matriz de resina epoxi 8552. El HexMC®AS4/8552 tenía un peso de fibra por unidad de área de aproximadamente 1925 g/m<sup>2</sup>, siendo el contenido de resina aproximadamente 38 % del peso total del material de moldear. El cuerpo de fibra multidireccional 14 estaba compuesto por 8 capas de fibras de carbono AS4 de tejido liso en una matriz de resina epoxi 8552 (AS4/8552). El peso de fibra por unidad de área de cada capa de fibra tejida era de aproximadamente 200 g/m<sup>2</sup>, siendo el contenido de resina aproximadamente 40 % del peso total del cuerpo de fibra multidireccional 14. El cuerpo UD 12 se formó como un laminado de 16 capas compuesto por capas alternas de HexCurve® IMA/8552 y tejido liso AS4/8552. El HexCurve® IMA/8552 es una cinta UD de fibra de carbono que se ha retorcido previamente como se describió anteriormente para permitir la flexión en la dirección del ancho. El HexCurve® IMA/8552 tenía un peso de fibra por unidad de área de aproximadamente 268 g/m<sup>2</sup> con un contenido de resina de aproximadamente 34 % del peso total de la cinta UD HexCurve®.

El componente moldeable 16, el cuerpo UD 12 y el cuerpo de tejido multidireccional 14 se conformaron en el conjunto compuesto como se muestra en las Figuras 1 y 3 para moldear en un marco de ventana de avión. El conjunto compuesto se colocó en un molde adecuado y se fraguó a 180 °C durante 30 minutos a una presión interna del molde de 103,4 bar (1500 psi). El conjunto compuesto curado se enfrió desde la temperatura de curado hasta la temperatura ambiente y luego se sacó del molde. El marco de ventana multicomponentes resultante no tenía microgrietas en los límites entre el componente moldeable 16, el cuerpo UD 12 y el cuerpo multidireccional 14.

Se preparó un marco de ventana comparativo de la misma manera que el marco de ventana del ejemplo, excepto que el cuerpo UD 12 estaba compuesto únicamente por 16 capas de fibras UD HexCurve®. Se observaron microgrietas en el límite entre el laminado UD de 16 capas y el componente moldeable 16.

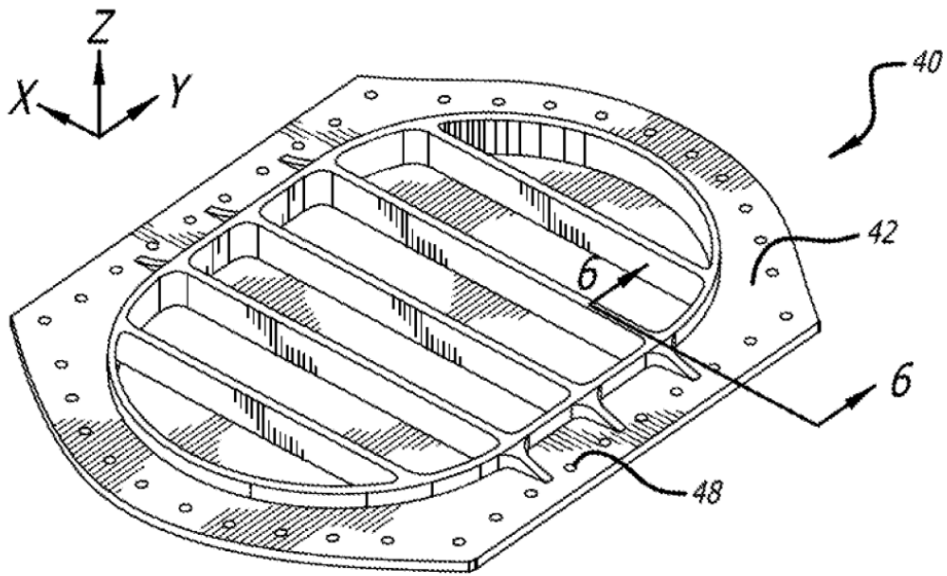
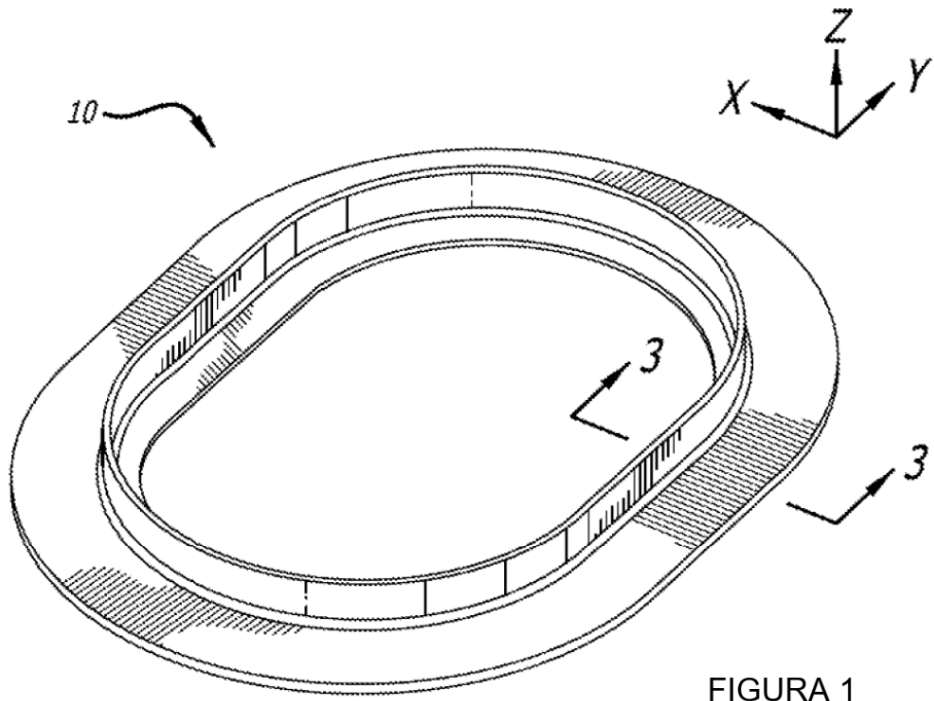
Habiendo descrito así modalidades ilustrativas de la presente invención, se pueden fabricar otras alternativas, adaptaciones y modificaciones dentro del alcance de la presente invención. Por consiguiente, la presente invención no está limitada por las modalidades descritas anteriormente, sino que solo está limitada por las siguientes reivindicaciones.

**REIVINDICACIONES**

1. Un conjunto compuesto (10) que se puede curar para formar una estructura compuesta multicomponentes, dicho conjunto compuesto (10) que comprende:
- 5 un componente estructural (11) que comprende un elemento estructural compuesto por un cuerpo de fibra unidireccional (12) que comprende una resina termoendurecible sin curar y fibras continuas unidireccionales (26), y un cuerpo de fibra continua multidireccional (14) compuesto principalmente por fibras tejidas; dicho componente estructural (11) que comprende una cara de componente estructural (20, 22); y
- 10 un componente moldeable (16) que comprende un cuerpo moldeable que comprende una resina termoendurecible sin curar y fibras discontinuas, dicho componente moldeable (16) que comprende una cara del componente moldeable (18);
- 15 en donde dicha cara de componente estructural (20, 22) y dicha cara de componente moldeable (18) comparten una interfaz común (24) ubicada dentro del interior de dicho conjunto compuesto (10), y ya sea:
- 20 a) el cuerpo de fibra continua multidireccional (14) está ubicado adyacente al cuerpo de fibra unidireccional (12) de manera que dicha cara del componente estructural (20, 22) de dicho componente estructural (11) está formada por la cara (20) del cuerpo de fibra unidireccional (12) y la cara (22) del cuerpo de fibra continua multidireccional (14), o
- 25 b) el cuerpo de fibra continua multidireccional (14) está ubicado entre el cuerpo de fibra unidireccional (12) y el componente moldeable (16); y en donde el coeficiente de expansión térmica de dicho componente estructural en dicha interfaz y el coeficiente de expansión térmica de dicho componente moldeable en dicha interfaz son tales que no se forman microgrietas a lo largo de dicha interfaz cuando dicho conjunto compuesto se cura para formar dicha estructura compuesta multicomponente.
2. Un conjunto compuesto (10) de acuerdo con la reivindicación 1, en donde dicho componente estructural (11) comprende capas alternas de fibras continuas unidireccionales y fibras continuas multidireccionales.
- 30 3. Un conjunto compuesto (10) de acuerdo con la reivindicación 1, en donde dicho componente estructural (11) está completamente rodeado por dicho componente moldeable (16).
4. Un conjunto compuesto (40) de acuerdo con la reivindicación 3, en donde al menos dos componentes estructurales (44, 46) están ubicados dentro de dicho componente moldeable (42).
- 35 5. Un conjunto compuesto (40) de acuerdo con la reivindicación 4, en donde un primer componente estructural (44) comprende fibras unidireccionales continuas (56) que están orientadas en una primera disposición plana y un segundo componente estructural (46) comprende fibras unidireccionales (62) que están orientadas en una segunda disposición plana, en donde dicha primera disposición plana y dicha segunda disposición plana no son coplanares.
- 40 6. Una estructura compuesta multicomponentes que se forma curando un conjunto compuesto (10, 40) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores.
- 45 7. Una estructura compuesta multicomponentes de acuerdo con la reivindicación 6 que forma parte de un avión.
8. Un método para fabricar un conjunto compuesto (10) que se puede curar para formar una estructura compuesta multicomponentes, dicho método que comprende las etapas de:
- 50 proporcionar un componente estructural (11) que comprende un elemento estructural compuesto por un cuerpo de fibra unidireccional (12) que comprende una resina termoendurecible sin curar y fibras continuas unidireccionales (26), y un cuerpo de fibra continua multidireccional (14) compuesto principalmente por fibras tejidas; dicho componente estructural (11) que comprende una cara de componente estructural (20, 22); y
- 55 proporcionar un componente moldeable (16) que comprende un cuerpo moldeable que comprende una resina termoendurecible sin curar y fibras discontinuas, dicho componente moldeable (16) que comprende una cara del componente moldeable (18); y
- combinar dicho componente estructural (11) y dicho componente moldeable (16) juntos para formar dicho conjunto compuesto (10) de manera que dicha cara del componente estructural (20, 22) y dicha cara del componente moldeable (18) compartan una interfaz común (24) ubicada dentro del interior de dicho conjunto compuesto (10), y ya sea:
- 60 a) el cuerpo de fibra continua multidireccional (14) está ubicado adyacente al cuerpo de fibra unidireccional (12) de manera que dicha cara del componente estructural (20, 22) de dicho componente estructural (11) está formada por la cara (20) del cuerpo de fibra unidireccional (12) y la cara (22) del cuerpo de fibra continua multidireccional (14), o
- 65 b) el cuerpo de fibra continua multidireccional (14) está ubicado entre el cuerpo de fibra unidireccional (12) y el componente moldeable (16); y en donde el coeficiente de expansión térmica de dicho componente estructural en

dicha interfaz y el coeficiente de expansión térmica de dicho componente moldeable en dicha interfaz son tales que no se forman microgrietas a lo largo de dicha interfaz cuando dicho conjunto compuesto se cura para formar dicha estructura compuesta multicomponente.

- 5 9. Un método de acuerdo con la reivindicación 8, que comprende además la etapa de curar el conjunto compuesto (10, 40) para formar una estructura compuesta multicomponentes.



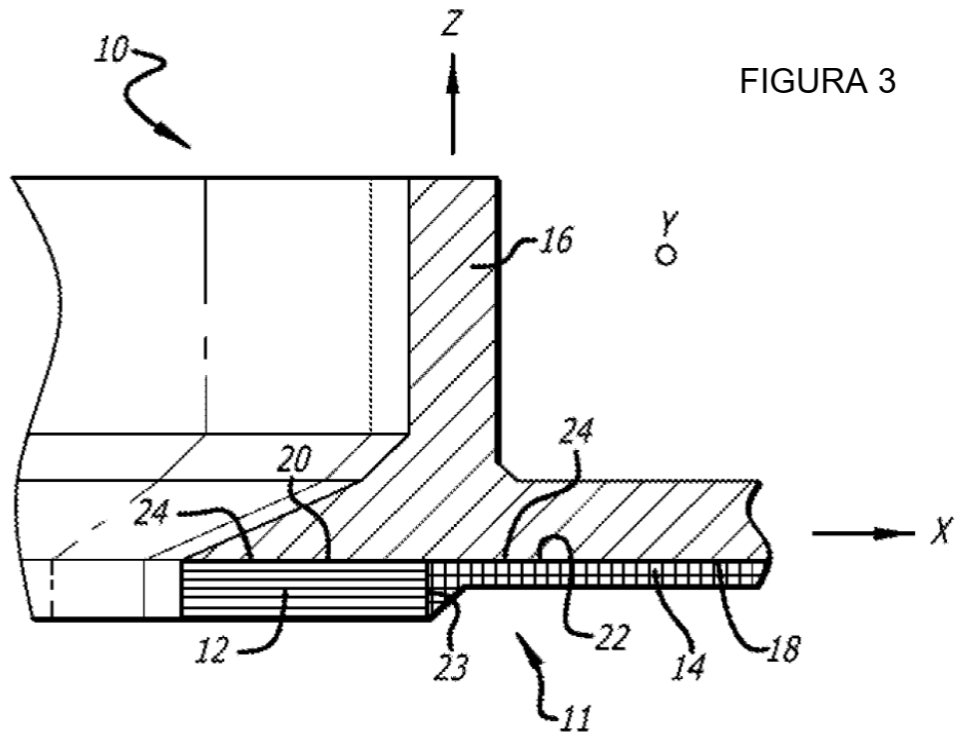


FIGURA 3

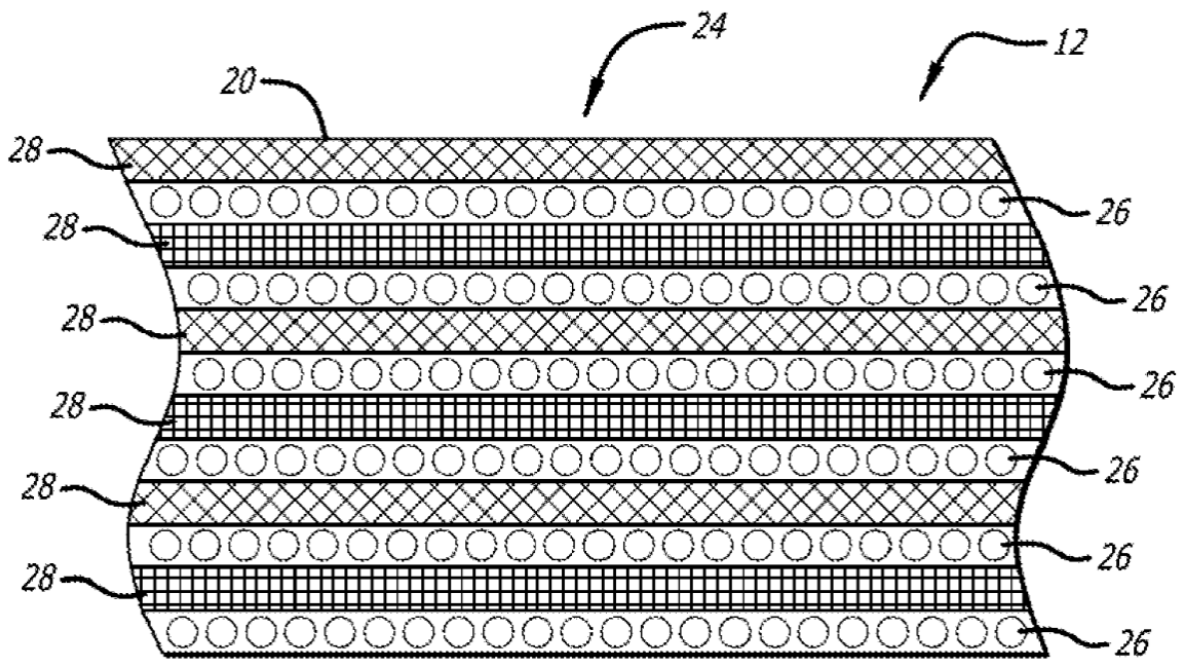


FIGURA 4

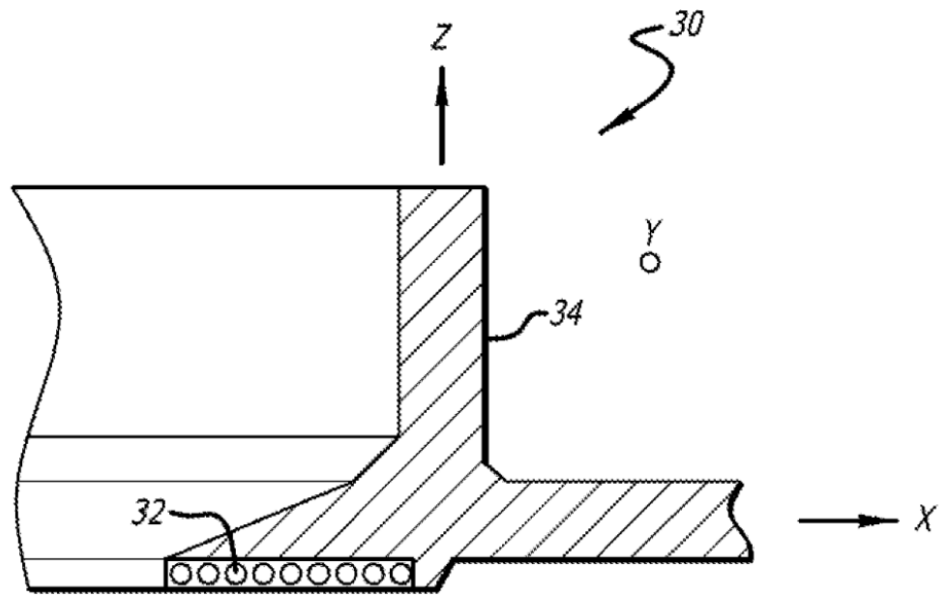


FIGURA 5

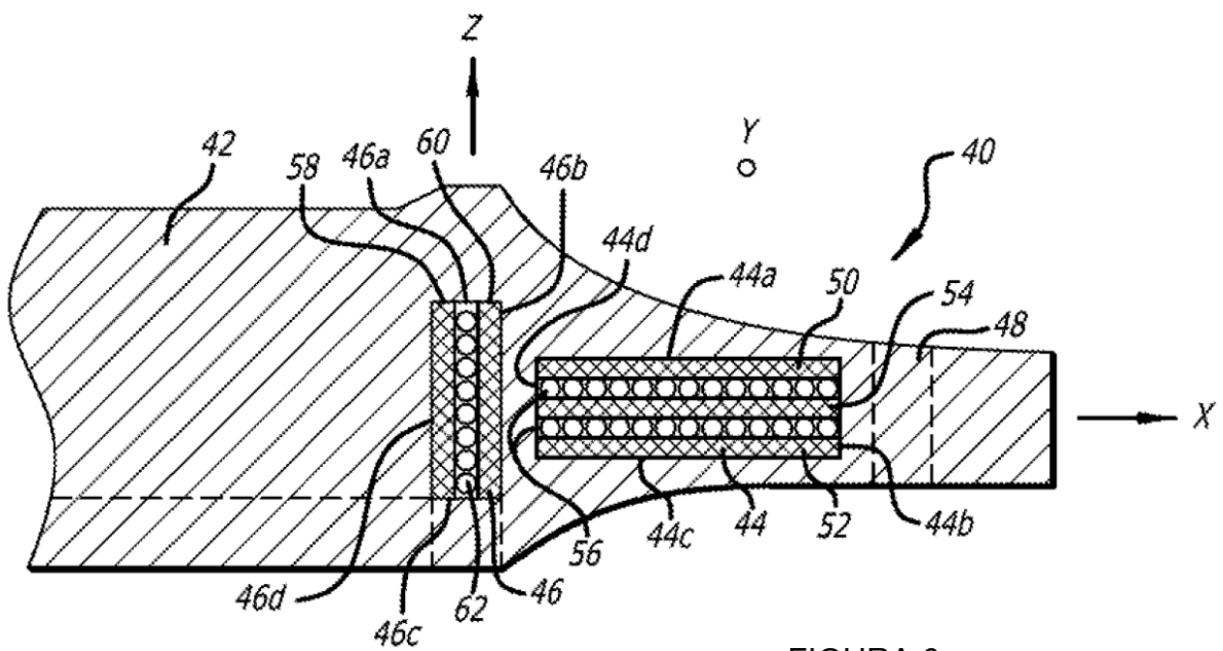


FIGURA 6

FIGURA 7

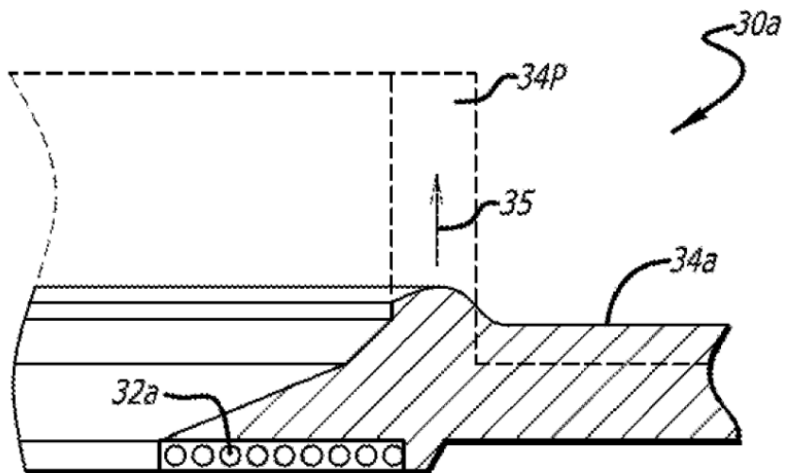
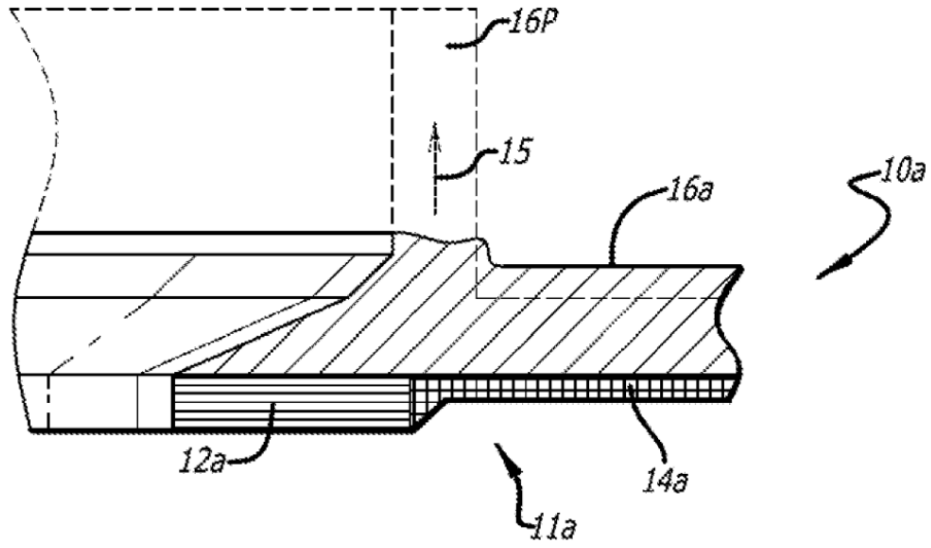


FIGURA 8