

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 673 499**

51 Int. Cl.:

B29C 70/20 (2006.01)

B32B 5/08 (2006.01)

B32B 5/12 (2006.01)

B64C 1/06 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.09.2011 E 16194975 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **14.03.2018 EP 3144128**

54 Título: **Uso de rigidizadores de material compuesto en vehículos aeroespaciales**

30 Prioridad:

04.10.2010 US 897742

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

22.06.2018

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

KISMARTON, MAX U.

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 673 499 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

Uso de rigidizadores de material compuesto en vehículos aeroespaciales

Antecedentes

5 Los larguerillos realizan varias funciones en una aeronave. Estas funciones incluyen transferir cargas de flexión en paneles de revestimiento, y rigidizar los paneles de revestimiento de modo que los paneles no pandeen bajo carga.

10 Los larguerillos y los paneles de revestimiento pueden estar hechos de materiales compuestos de fibra tales como plástico reforzado con fibra de carbono (CFRP, por sus siglas en inglés, carbon fiber reinforced plastic). Se utiliza CFRP en lugar de metal, especialmente en aplicaciones en las que se desea un peso relativamente bajo y una alta resistencia mecánica. El CFRP proporciona una mejora significativa en la resistencia y la rigidez específicas con respecto a las aleaciones metálicas convencionales. Una mejor resistencia y rigidez específicas se traduce en un ahorro de peso, lo que se traduce en ahorro de combustible y menores costes operativos.

15 Un larguerillo de material compuesto se fabrica a partir de múltiples capas de fibras de refuerzo. Hay un criterio para la definición de diseño para la fabricación de un material laminado compuesto que especifica la orientación de capas individuales utilizando cuatro ejes tradicionales: 0/+45/-45/90 grados, en el que 0 grados está alineado normalmente con una dirección de carga primaria. Este criterio también se incorpora a las probetas de ensayo, y a la resistencia de material laminado compuesto resultante admisible y a los métodos de análisis de optimización de resistencia de la industria.

20 Algunas capas tienen fibras de refuerzo orientadas a 0 grados con respecto al eje de carga primaria del larguerillo. Estas fibras transfieren cargas uniaxiales. Otras capas tienen fibras de refuerzo orientadas a ± 45 grados y a 90 grados para transferir cargas de cizalladura, transversales y de apoyo. Cada capa añade peso a un larguerillo. También se conoce que un alto % de capas totales en una única dirección de carga primaria puede debilitar un larguerillo en una dirección de carga no primaria, produciendo tal debilitamiento por ejemplo grietas o fisuras tempranas en la dirección de carga primaria del larguerillo. Ese efecto limita la capacidad para aumentar la rigidez del larguerillo sin añadir capas.

25 El documento EP 1 707 702 divulga un método para proporcionar un vehículo aeroespacial que comprende una pluralidad de rigidizadores de material compuesto, teniendo cada rigidizador de la pluralidad una pila de capas de fibras de refuerzo; teniendo al menos algunas de las capas de la pila fibras de refuerzo orientadas a $\pm\alpha$ con respecto a un eje de carga primaria, donde α es de cinco grados; teniendo al menos algunas de las capas fibras de refuerzo orientadas a $\pm\beta$ con respecto al eje de carga primaria, donde β es de 65 grados, en el que los rigidizadores incluyen miembros estructurales centrales, y en el que la pluralidad de rigidizadores de material compuesto están unidos al vehículo aeroespacial.

30 Sería deseable aumentar la resistencia y la rigidez específicas de larguerillos de material compuesto.

Sumario

35 De acuerdo con una realización del presente documento, se proporciona un método para proporcionar un vehículo aeroespacial que comprende una pluralidad de rigidizadores de material compuesto de acuerdo con el objeto de la reivindicación 1. De acuerdo con otra realización del presente documento, se proporciona un método para proporcionar un rigidizador de vehículo aeroespacial que incluye una base y un alma de acuerdo con el objeto de la reivindicación 10.

Se proporcionan realizaciones adicionales en las reivindicaciones dependientes 2 a 9.

40 Breve descripción de los dibujos

La figura 1 es una ilustración de una aeronave comercial.

La figura 2 es una ilustración de los conjuntos principales de una aeronave que incluyen larguerillos.

La figura 3 es una ilustración de un panel de revestimiento y de un larguerillo.

La figura 4 es una ilustración de diferentes tipos de geometrías de larguerillos de aeronaves.

45 La figura 5a es una ilustración de una pila de capas de fibras de refuerzo orientadas a $\pm\alpha$ grados y a $\pm\beta$ grados.

La figura 5b es una ilustración de una pila de capas de fibras de refuerzo orientadas solamente a $\pm\alpha$ grados.

La figura 6 es una ilustración de un alma de larguerillo que tiene fibras β desviadas hacia superficies exteriores del alma.

5 La figura 7a es una ilustración de fibras de refuerzo orientadas a 0 grados con respecto a un eje de carga primaria de un larguerillo con un orificio perforado en la parte central.

La figura 7b es una ilustración de fibras de refuerzo orientadas a $\pm\alpha$ grados con respecto a un eje de carga primaria de un larguerillo con un orificio perforado en la parte central.

Descripción detallada

10 Se hace referencia a las figuras 1 y 2, que ilustran una aeronave 100 comercial. Los conjuntos principales de la aeronave 100 incluyen un fuselaje 110, conjuntos 120 de ala y un empenaje 130. Una o más unidades 140 de propulsión están acopladas a los conjuntos 120 de ala, o al fuselaje 110 o a otras partes de la aeronave 100.

15 Los conjuntos 110, 120 y 130 principales de aeronave incluyen paneles 210 de revestimiento y rigidizadores. Los rigidizadores funcionan para impedir que los conjuntos 110, 120 y 130 principales pandeen, incluyendo la transferencia de cargas de flexión a los paneles 210 de revestimiento, y la rigidización de los paneles 210 de revestimiento para que los paneles 210 no pandeen bajo carga. Los rigidizadores no se limitan a los conjuntos 110, 120 y 130 principales de aeronave ilustrados en la figura 2. Pueden usarse rigidizadores en cualquier estructura de aeronave que requiera rigidización.

Tal como se describe en el presente documento, un larguerillo 220 es un tipo de rigidizador.

20 Los larguerillos 220 en el fuselaje 110 están sometidos principalmente a tensión y a compresión uniaxiales y a pandeo fuera del plano. Los larguerillos 220 de fuselaje también están sometidos a cargas secundarias incluyendo cargas de cizalladura y de apoyo.

25 Cada conjunto 120 de ala incluye larguerillos 220 superiores e inferiores. Los larguerillos 220 superiores están sometidos principalmente a compresión uniaxial, mientras que los larguerillos 220 inferiores están sometidos principalmente a tensión uniaxial (la carga primaria se invierte algunas veces). Los larguerillos 220 superiores e inferiores también están sometidos a cargas secundarias incluyendo cargas de cizalladura, de apoyo y transversales.

El empenaje 130 incluye estabilizadores horizontales y verticales. Los larguerillos 220 en los estabilizadores están sometidos a las mismas cargas primarias y secundarias que los conjuntos 120 de ala.

30 Un larguerillo 220 bajo compresión tenderá a torcerse, abarquillarse y a pandear. El larguerillo 220 proporciona resistencia frente a la compresión y la tensión y estabilidad frente a la torsión, el abarquillamiento y el pandeo.

Se hace referencia ahora a la figura 3, que ilustra una realización de un larguerillo 220 sujeto a un panel 210 de revestimiento. El larguerillo 220 de la figura 3 tiene una geometría de viga en I. Un larguerillo 220 de este tipo incluye un alma 14 entre las alas 16 y 18 primera y segunda. El alma 14 tiene una profundidad D que proporciona una resistencia deseada a una carga aplicada.

35 Las alas 16 y 18 primera y segunda son generalmente elementos planos. El primer ala 16, que se denominará cabecero 16, tiene una anchura W_1 . El segundo ala 18, se denominará base 18, tiene una anchura W_2 .

40 El alma 14, el cabecero 16 y la base 18 se extienden en una dirección X a lo largo de un eje X (que es normal a la hoja de dibujo). El eje X es el eje de carga primaria. El alma, el cabecero 16 y la base 18 pueden tener anchuras constantes a lo largo de la dirección X, o pueden variar de manera continua o incluso de manera no continua a lo largo de la dirección X.

La figura 3 también muestra un sistema de coordenadas para cada uno del alma 14 ($X-Y_w-Z_w$), el cabecero 16 ($X-Y_c-Z_c$) y la base 18 ($X-Y_b-Z_b$). Estos sistemas de coordenadas pueden corresponder a una viga en I formada por canales en C adosados (*back-to-back*). Tal como se ha comentado anteriormente, se miden las orientaciones de todas las fibras de refuerzo con respecto a la dirección X.

45 Un larguerillo 220 no se limita en el presente documento a la geometría de viga en I ilustrada en la figura 3. Otras geometrías utilizables incluyen, pero no se limitan a, vigas en Z, aspas, canales en C y vigas en forma de sombrero. Los larguerillos que tienen estas geometrías incluyen todos al menos un alma y una base. Se ilustran ejemplos de

las geometrías 410, 420 y 430 de viga en forma de sombrero, en Z y de canal en C en la figura 4.

El panel 210 de revestimiento, que tiene un espesor T_1 , está acoplado a la base 18. En algunas realizaciones, la base 18 puede unirse adhesivamente al panel 210 de revestimiento. En otras realizaciones, la base 18 puede curarse conjuntamente con el panel 210 de revestimiento.

5 En la realización mostrada en la figura 3, la base 18 se fija al panel 210 de revestimiento mediante elementos 22 de sujeción. Los elementos 22 de sujeción se extienden a través de aberturas en el panel 210 de revestimiento y en la base 18. Los elementos 22 de sujeción se enganchan mediante tuercas 24 para conferir una fuerza de compresión predeterminada al panel 210 de revestimiento y a la base 18. Los elementos 22 de sujeción pueden usarse en lugar de, o además de, la unión adhesiva.

10 Los elementos de sujeción para fijar los larguerillos 220 a los paneles 210 de revestimiento no se limitan a pernos 22 y a tuercas 24. Otros elementos de sujeción incluyen, pero no se limitan a, grapas, pasadores en Z, remaches, elementos de sujeción de engarce y púas. Mientras que elementos de sujeción tales como pernos 22 se extienden totalmente a través de una base del larguerillo y de un panel 210 de revestimiento, los elementos de sujeción tales como grapas, pasadores en Z y púas pueden extenderse parcialmente en los paneles de revestimiento.

15 elementos de sujeción tales como grapas, pasadores en Z y púas pueden ser solidarios con las bases del larguerillo.

Otro ejemplo de un elemento de sujeción es la costura. Pueden coserse entre sí capas de fibras. Las puntadas pueden enhebrarse a través de aberturas en una laminación de capas de material compuesto secas. Posteriormente se infunde resina en la estructura, y se cura la estructura.

20 El panel 210 de revestimiento incluye una pila de capas de fibras de refuerzo incrustadas en una matriz. Diferentes capas pueden tener fibras orientadas a 0, +45, -45 y 90. Algunas realizaciones pueden tener una disposición casi isotrópica, por lo que se usan cantidades y porcentajes iguales de capas de 0, +45, -45, y 90 grados. En otras realizaciones, las diferentes capas podrían incluir fibras de refuerzo orientadas a 10, -55, +100 y -35 grados, o algunos otros ángulos o combinaciones. Las fibras de refuerzo en los paneles 210 de revestimiento pueden ser fibras de carbono que tienen un módulo intermedio de 40 MSI. La rigidez de capa del panel 210 de revestimiento (es decir, la rigidez de las fibras de carbono más la resina) puede tener un módulo de 22-25 MSI. La rigidez de la pila a lo largo de 0 grados puede ser de 10-12 MSI.

25

El larguerillo 220 incluye múltiples capas de fibras de refuerzo incrustadas en una matriz. Las fibras de refuerzo y la matriz no están limitadas a ninguna composición particular. Ejemplos para las fibras incluyen, pero no se limitan a, fibras de carbono, fibras de vidrio, fibras de aramida, fibras de boro y fibras de titanio. Ejemplos de la matriz incluyen, pero no se limitan a, plástico y metal. Como primer ejemplo, las fibras de carbono están incrustadas en una matriz de plástico. Como segundo ejemplo, las fibras de carbono están incrustadas en una matriz de titanio. En algunas realizaciones, las fibras de carbono pueden tener un módulo intermedio de 40 MSI, y la rigidez de capa puede ser de 22-25 MSI.

30

Se hace referencia ahora a la figura 5a, que ilustra una pila 500 de capas 500a-500d de un alma 14, de una base 16 o de un cabecero de un larguerillo 220. La pila 500 ilustrada en la figura 5a incluye capas 500a y 500b primera y segunda que tienen fibras orientadas a $+\alpha$ grados y a $-\alpha$ grados con respecto al eje X. Estas fibras orientadas a $\pm\alpha$ proporcionan resistencia en tensión y compresión a lo largo del eje X.

35

La disposición de capas incluye además capas 500c y 500d tercera y cuarta que tienen fibras orientadas a $+\beta$ grados y a $-\beta$ grados, donde β es de entre 50 y 85 grados (por ejemplo, ± 50 , ± 60 , ± 70 , ± 80). En algunas realizaciones, el intervalo para β será más estrecho, entre 50 y 75 grados. Las fibras orientadas a $\pm\beta$ grados incrementan la resistencia a la cizalladura, la resistencia transversal y la capacidad de carga. Por ejemplo, pueden añadirse fibras orientadas a $\pm\beta$ grados para incrementar la capacidad de carga en áreas en las que se usan elementos de sujeción para realizar una unión de sujeción o reparar una unión. Puesto que se necesitan menos capas $\pm\beta$ para lograr la misma resistencia transversal y la misma capacidad de carga (es decir, en relación con fibras orientadas a 90 grados, +45 grados y -45 grados), la estructura resultante es más utilizable, adaptable, eficiente y más ligera.

40

45

La orientación selectiva de fibras permite ajustar cualquiera de seis características: resistencia en cizalladura, rigidez en cizalladura, resistencia transversal, rigidez transversal, capacidad de carga y rigidez de apoyo. Si se desea mayor resistencia en cizalladura, se seleccionará una β que se aproxime a 50 grados. Si se desea mayor resistencia transversal, se seleccionará una β que se aproxime a 85 grados. Si se desea mayor capacidad de carga, se seleccionará una β que se aproxime a 65-70 grados.

50

De las fibras totales orientadas a $\pm\alpha$ y $\pm\beta$, solo se necesita un 20-30% de las fibras totales a $\pm\beta$ totales para alcanzar niveles de capacidad de carga similares a materiales laminados duros tradicionales a 0/+45/-45/90 grados. En un laminado duro, el porcentaje de capas a cero grados es de entre el 40 y el 100%.

En algunas realizaciones, las capas de las fibras orientadas a $\pm\beta$ grados pueden intercalarse con capas de las fibras orientadas a $\pm\alpha$ grados. Considérese un ejemplo de capas unidireccionales que están intercaladas. Las capas pueden tener el siguiente orden: $+\alpha/\alpha/+\beta/+\alpha/-\alpha/-\beta/+\alpha/-\alpha/...$. Las capas intercaladas pueden usarse en el alma 14, el cabecero 16 y 18. De acuerdo con la invención, las capas de fibras β en el alma 14 se desvían hacia las superficies exteriores del alma.

Se hace referencia a la figura 6, que ilustra un alma 14 que tiene capas de fibras β desviadas alejándose del plano 14a medio y desviadas hacia las superficies 14b exteriores. Es decir, la densidad de capas de fibras β aumenta hacia las superficies 14b exteriores en la dirección Z_w . Por ejemplo, las capas de fibras α forman un núcleo del alma 14, y las capas de fibras β forman las superficies 14b exteriores del alma 14. El desvío de las capas de fibras β hacia las superficies 14b exteriores aumenta la rigidez al pandeo y a la flexión transversal.

Aunque la figura 5a ilustra solamente cuatro capas 500a-500d de fibras de refuerzo, un larguerillo 220 no está tan limitado. Pueden proporcionarse capas adicionales de fibras de refuerzo orientadas a $\pm\alpha$ grados para aumentar la resistencia en tensión y compresión a lo largo del eje L. Pueden proporcionarse capas adicionales de fibras de refuerzo orientadas a otros ángulos (denominados más adelante $\pm\beta$) para aumentar al menos una de la rigidez y/o resistencia a la cizalladura, transversal, la rigidez de apoyo y la capacidad de carga.

Pueden agruparse diferentes disposiciones entre sí. Por ejemplo, un larguerillo puede incluir una pluralidad de grupos de fibras. Las capas en cada grupo corresponden a una disposición de fibras en diferentes orientaciones. Los grupos pueden aplicarse en cualquier combinación deseada y pueden repetirse a cualquier grado deseado.

Preferentemente, al menos el 50% de las capas en la pila tendrán fibras orientadas a $\pm\alpha$ grados. Sin embargo, en algunas realizaciones de larguerillos, el 100% de las fibras se orientarán a $\pm\alpha$ grados.

La figura 5b ilustra una realización de un larguerillo que tiene capas de fibras orientadas solamente a $\pm\alpha$ con respecto al eje X. En la figura 5b, se ilustra una pila 500 que tiene cuatro capas 550a-550d.

En las pilas 500 y 550, las fibras de refuerzo orientadas a $\pm\alpha$ grados proporcionan resistencia en tensión y compresión a lo largo del eje X. Las fibras de refuerzo orientadas a 0 grados con respecto al eje X proporcionarán una resistencia máxima a lo largo del eje X. Las fibras de refuerzo orientadas a un ángulo α de entre 2 y 12 grados con respecto al eje X no proporcionarán una resistencia máxima, pero suprimirán o retrasarán la división de capas cuando el larguerillo 220 se cargue uniaxialmente a lo largo del eje X (por ejemplo, cuando el larguerillo se coloque en compresión uniaxial).

Las aberturas de elemento de sujeción pueden ser perpendiculares a las capas y extenderse a través de las capas que forman la base 18. Las fibras orientadas a α de entre 2 y 12 grados pueden suprimir o retrasar la división de capas que se produciría si no por estas aberturas que se extienden a través de la base 18. La división de una capa se suprimirá o se retrasará en un factor de 10 a 100 veces en relación con un material laminado que tiene una mayoría de fibras orientadas a $\alpha=0$ grados. El incremento de la resistencia a la división en 1 a 3 órdenes de magnitud hace que tales materiales laminados sean mucho más prácticos.

Se hace referencia ahora a las figuras 7a y 7b, que ilustran cómo se suprime o retrasa la división de capas. La figura 7a ilustra una única capa 710 que tiene seis fibras 712 a 717 incrustadas en una matriz 720. Las fibras 712 a 717 están orientadas a 0 grados con respecto al eje X. Las fibras 714 y 715 se cortan perforando un orificio 730. Cuando se aplica una carga de tracción T a lo largo del eje X, las fibras 712, 713, 716 y 717 sin cortar soportan la carga y se estiran. Las fibras 714 y 715 cortadas no soportan la carga, no se estiran, y se cizallan alejándose de la matriz 720. Esto debilita a su vez la resina entre una fibra 714 cortada y una fibra 713 sin cortar. Se forma una grieta 740 fina (representada por la línea discontinua) en la matriz 720 entre las fibras 714 y 713 cortada y sin cortar. Esta grieta 740 puede propagarse a lo largo de toda la longitud de la capa 710. La grieta 740 puede producirse si una estructura tiene una capa, cinco capas, decenas de capas, o más. La grieta 740 degrada gravemente la resistencia del larguerillo.

La figura 7b ilustra una capa 750 de fibras 752a a 756a orientadas a $-\alpha$ grados con respecto al eje X, y de fibras 752b a 756b orientadas a $+\alpha$ grados con respecto al eje X, donde α es de entre 2 y 12 grados. La capa 750 puede incluir una única capa que tiene fibras 752a a 756a y 752b a 756b o dos capas unidireccionales (una capa unidireccional que tiene fibras 752a a 756a y otra capa unidireccional que tiene fibras 752b a 756b). Si las fibras 754a, 756a, 754b y 756b se cortan mediante un orificio 770, se formará una pequeña grieta 780 en la capa 750. Sin embargo, la grieta 780 no crecerá de manera descontrolada. En cambio, el crecimiento de la grieta 780 se ralentizará y se detendrá rápidamente, por lo que se mantendrá la resistencia del larguerillo. Además, debido a la orientación de fibras de α de entre 2 y 12 grados, será necesario una carga cada vez mayor para propagar la grieta 780 (se ha mostrado que las fibras en ángulo difunden la energía en el extremo de grieta). Por tanto, se suprime o se retrasa la división de capas.

Un ángulo α en el intervalo de 2 a 8 grados proporciona una buena combinación de resistencia y de supresión de división. Para ángulos inferiores a 2 grados, la división de capas aumenta rápidamente. Para ángulos α que superan los 8 grados, la resistencia axial disminuye rápidamente. Sin embargo, para algunas aplicaciones, ángulos hasta 12 grados proporcionarán una resistencia aceptable.

- 5 En algunas realizaciones, un ángulo α en el intervalo de 3 a 5 grados proporciona una mejor combinación de resistencia y de supresión/retraso de división, y también proporciona un margen de error frente a la disminución de resistencia que puede producirse por debajo de $\alpha=2$ grados y por encima de $\alpha=8$ grados (si el control de la fibra es insuficiente durante la fabricación, algunas fibras podrían orientarse a ángulos menores de 2 grados o mayores de 8 grados). Se ha descubierto que un ángulo α de 3 grados proporciona una combinación incluso mejor, ya que
10 proporciona de un 1 a un 2 % más resistencia en compresión.

Las fibras pueden estar equilibradas o ligeramente desequilibradas. Como ejemplo de fibras equilibradas, un larguerillo tiene N capas de fibras a $+\alpha$ intercaladas con N capas de fibras a $-\alpha$. Como ejemplo de fibras ligeramente desequilibradas, un larguerillo puede tener N capas de fibras a $+\alpha$ intercaladas con N-1 capas de fibras a $-\alpha$ grados.

- 15 En algunas realizaciones, todas las capas pueden tener el mismo valor de $+\alpha$ y el mismo valor de $-\alpha$. En otras realizaciones, las capas pueden tener diferentes valores de α . Por ejemplo, pueden laminarse capas de fibras de refuerzo que tienen orientaciones de $\alpha=3$ grados y $\alpha=5$ grados.

En algunas realizaciones, una capa puede tener fibras a diferentes ángulos. Por ejemplo, una capa puede incluir fibras orientadas a ángulos de -3 grados, +7 grados, -7 grados y +2 grados. En algunas realizaciones, una capa puede tener fibras orientadas a ángulos tanto de $+\alpha$ como de $-\alpha$ grados.

- 20 El valor óptimo de α será habitualmente función de varios factores. Estos factores incluyen, pero no se limitan a, la fibra, la matriz, la fuerza de unión de la interfaz entre una fibra y la matriz, la densidad de la fibra, la longitud de la fibra, etc. Estos factores también incluyen la capacidad para controlar la orientación de las fibras.

Esta optimización se llevaba a cabo tradicionalmente con límites en el % máximo de capas uniaxiales en la dirección de carga primaria normalmente del 50-60% para impedir la división de capas.

- 25 Este nuevo método que usa una orientación de capas distinta de cero hace posible la supresión de la división de capas inherente con una pequeña reducción de la rigidez máxima, pero sin limitar adicionalmente el equilibrio entre la resistencia a la cizalladura y la axial. Esto permite que las capas de cizalladura reducida hasta sean materiales laminados uniaxiales 100 % útiles. Se requieren ensayos para definir los límites permisibles únicos que han de aplicarse a cualquier análisis de optimización específico.

- 30 Se han descrito anteriormente rigidizadores de material compuesto en relación con una aeronave. Sin embargo, los rigidizadores de material compuesto del presente documento no están limitados. Los rigidizadores de material compuesto del presente documento pueden proporcionar rigidez a estructuras de helicópteros, naves espaciales y otros vehículos aeroespaciales. Los rigidizadores de material compuesto del presente documento no se limitan ni siquiera a vehículos aeroespaciales. Pueden usarse en cualquier estructura ligera que requiera rigidización.

- 35 Otras realizaciones que podrían definirse usando el método descrito incluyen sin limitación, aquellas en las que las fibras de refuerzo para proporcionar resistencia en tensión y en compresión están orientadas a $\pm\alpha$ con respecto al eje de carga primaria, donde α es de entre 2 y 12 grados, o entre 2 y 8 grados, o entre 3 y 5 grados

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un método para proporcionar un vehículo aeroespacial que comprende una pluralidad de rigidizadores de material compuesto, teniendo cada rigidizador de la pluralidad una pila de capas de fibras de refuerzo; teniendo al menos alguna de las capas en la pila fibras de refuerzo orientadas a $\pm\alpha$ con respecto a un eje de carga primaria, donde α es de entre 2 y 12 grados; teniendo al menos algunas de las capas fibras de refuerzo orientadas a $\pm\beta$ con respecto al eje de carga primaria, donde β es de entre 50 y 85 grados, en el que los rigidizadores incluyen almas, y en el que las fibras orientadas a $\pm\beta$ se desvían hacia las superficies exteriores de las almas para aumentar la rigidez en pandeo y la flexión transversal, en el que las fibras β están dispuestas en capas desviadas alejándose de un plano (14a) medio hacia las superficies (14b) exteriores del alma (14), comprendiendo el método la etapa de unir la pluralidad de rigidizadores de material compuesto al vehículo aeroespacial.
- 10 2. El método de acuerdo con la reivindicación 1, en el que el vehículo comprende además una pluralidad de paneles (210) de revestimiento rigidizados por los rigidizadores, en el que los rigidizadores incluyen bases sujetas a los paneles (210) de revestimiento mediante elementos de sujeción, por lo que las fibras orientadas a $\pm\alpha$ suprimen o retrasan la división de capas en las bases.
- 15 3. El método de acuerdo con las reivindicaciones 1 o 2, en el que α es de entre 2 y 8 grados.
4. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-3, en el que α es de entre 3 y 5 grados.
5. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-4, en el que las fibras de refuerzo orientadas a $\pm\alpha$ constituyen al menos el 50 % del número total de fibras en cada rigidizador.
- 20 6. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-5, en el que los paneles (210) de revestimiento y los rigidizadores incluyen fibras de carbono en una matriz polimérica.
7. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-6, en el que el vehículo incluye un fuselaje (110), conjuntos (120) de ala y un empenaje (130); y en el que la pluralidad de rigidizadores están unidos a al menos uno del fuselaje, los conjuntos de ala y el empenaje.
- 25 8. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-7, en el que todas las fibras en la pila consisten en las fibras orientadas a $\pm\alpha$ y $\pm\beta$; y en el que el 20-30 % de las fibras totales están orientadas a $\pm\beta$ para alcanzar niveles de capacidad de carga similares a los materiales laminados duros tradicionales a 0/+45/-45/90.
9. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que cada rigidizador incluye un alma (14) entre un primer ala (16) y un segundo ala o base (18) y que comprende además aberturas de sujeción dispuestas en perpendicular a las capas, aberturas que se extienden a través de las capas que forman la base (18).
- 30 10. Un método para proporcionar un rigidizador de vehículo aeroespacial que incluye una base y un alma, alma que incluye capas de fibras de refuerzo para proporcionar resistencia en tensión y en compresión a lo largo de un eje de carga primaria, incluyendo también el alma capas de fibras de refuerzo orientadas a $\pm\beta$ grados con respecto al eje de carga primaria, donde β es de entre 50 y 85 grados, y en el que las fibras orientadas a $\pm\beta$ grados se desvían hacia las superficies exteriores del alma para aumentar la rigidez en pandeo y en carga transversal, en el que las capas de fibras β están desviadas alejándose de un plano (14a) medio hacia las superficies (14b) exteriores del alma (14).
- 35

FIG. 1

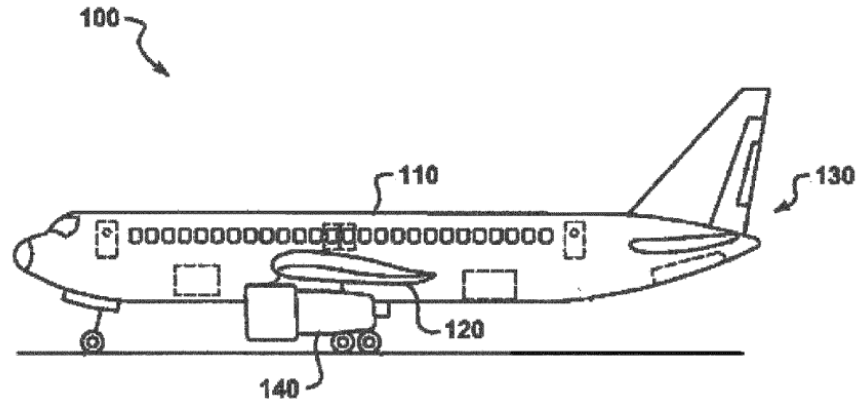


FIG. 2

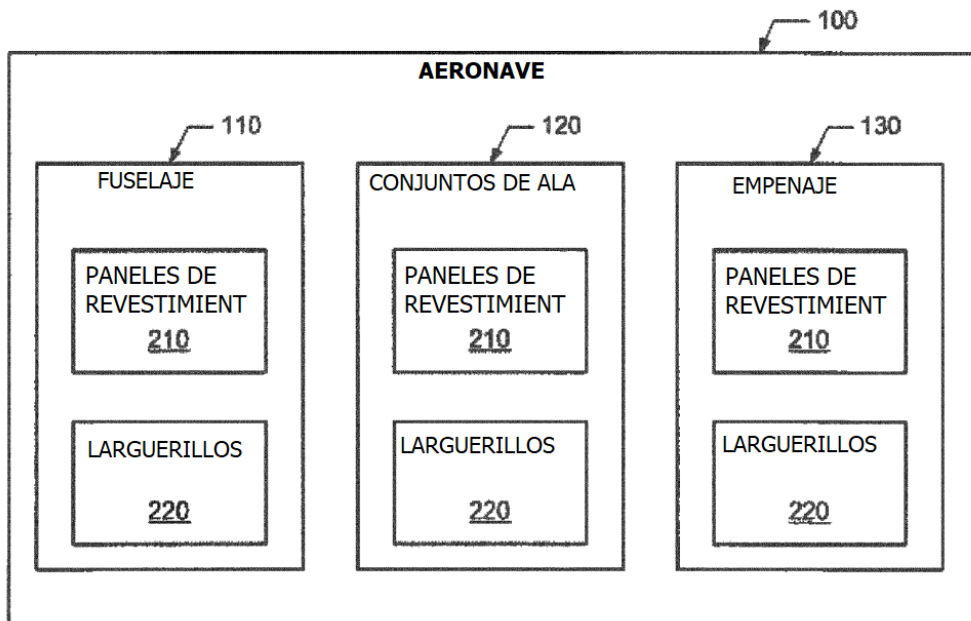


FIG. 3

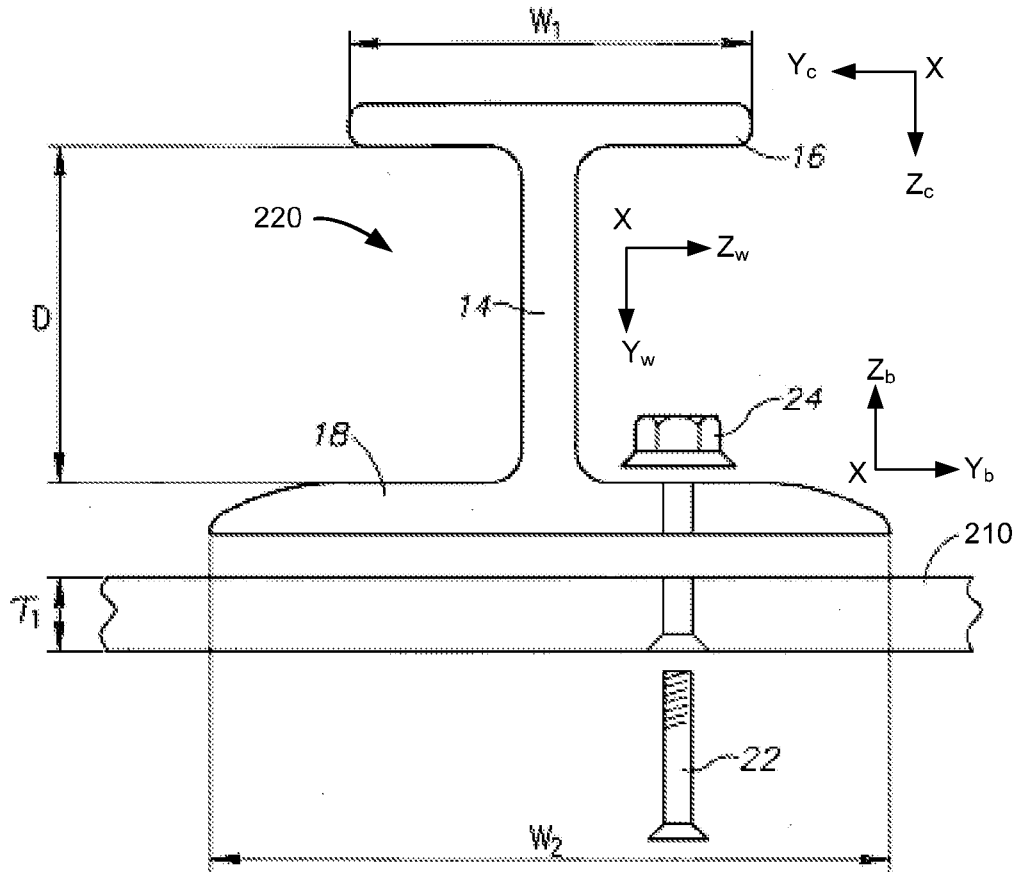
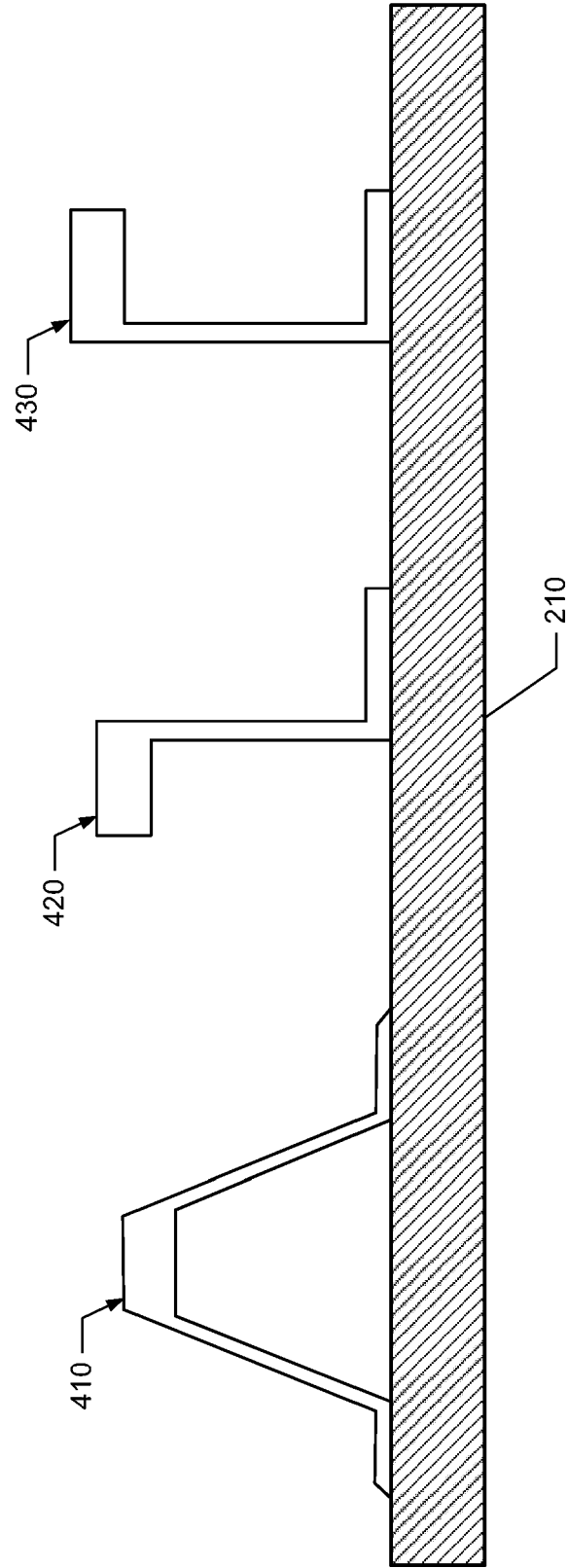


FIG. 4



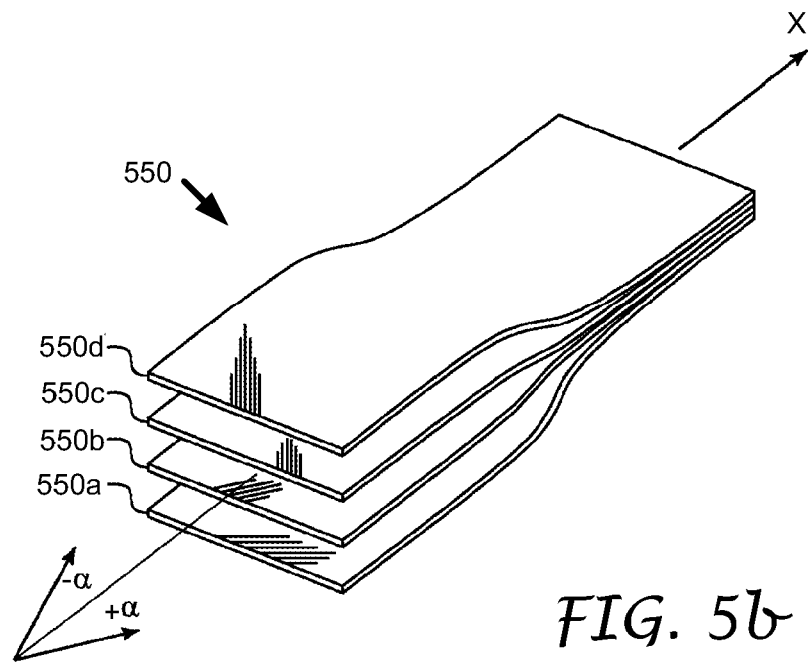
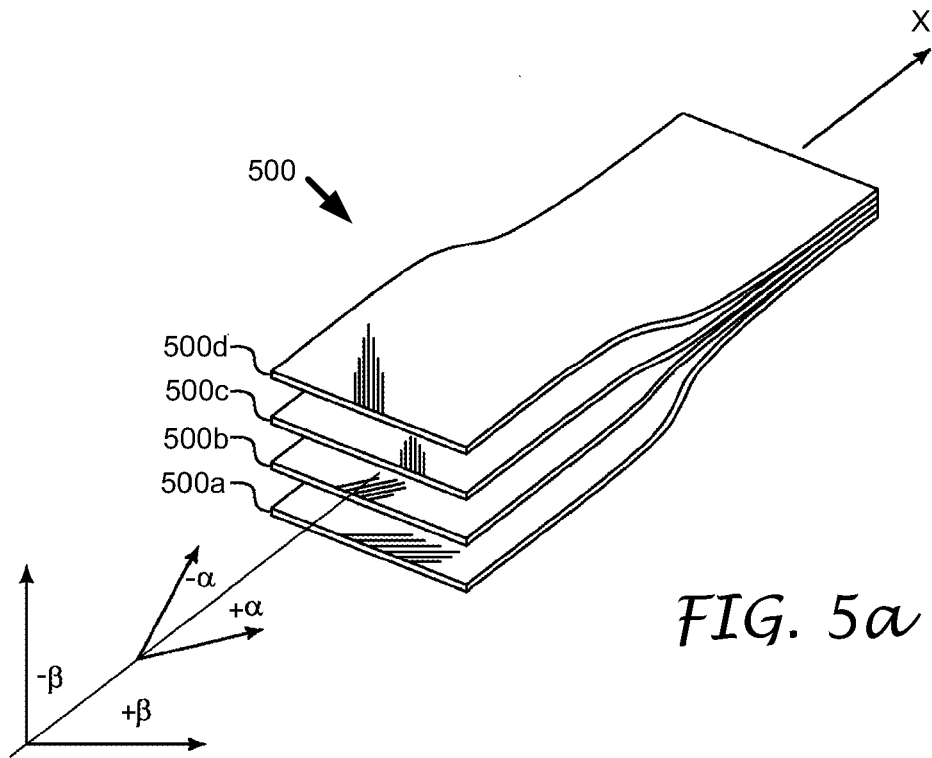


FIG. 6

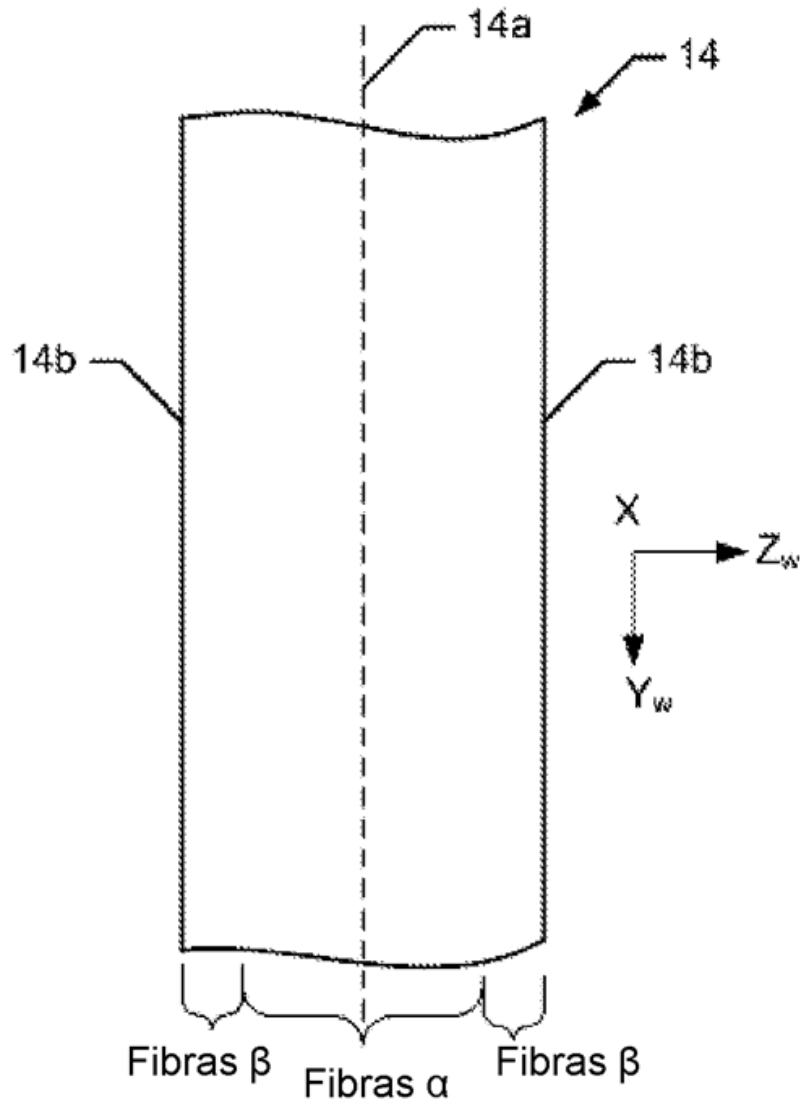


FIG. 7a

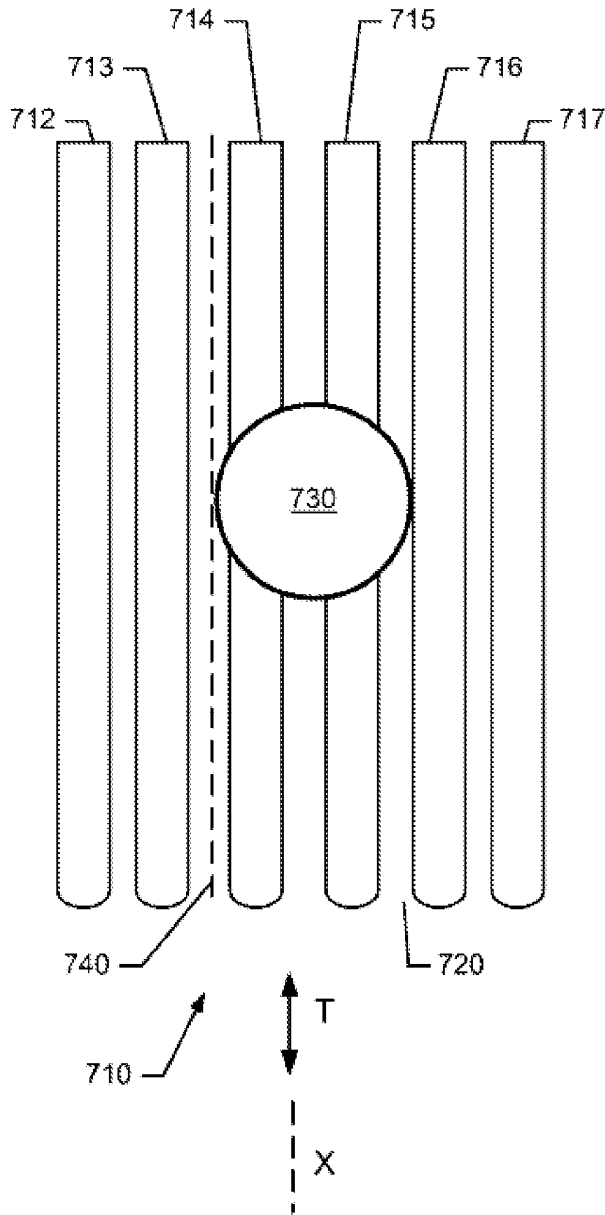


FIG. 7b

