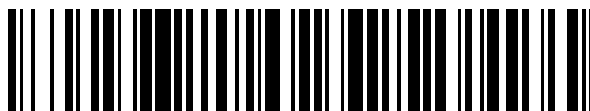


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 696 574**

51 Int. Cl.:

B64C 1/26 (2006.01)

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 1/12 (2006.01)

B32B 5/12 (2006.01)

B32B 5/26 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.05.2012 E 12167936 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.08.2018 EP 2532580**

54 Título: **Componentes estructurales reforzados con fibra de boro**

30 Prioridad:

10.06.2011 US 201113157647

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

17.01.2019

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

ROSMAN, RICHARD R.

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 696 574 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

Componentes estructurales reforzados con fibra de boro

Antecedentes

Los aviones de pasajeros y de carga convencionales, típicamente, se configuran como aviones de ala alta o baja. En esos aviones, las alas están colocadas arriba o debajo del compartimiento de pasajeros o de carga dentro del fuselaje, y las alas están unidas al fuselaje a través de una caja estructural de ala. El fuselaje se fija en la parte superior o inferior de la caja estructural del ala dependiendo de si el avión está configurado como un avión de ala alta o de ala baja. La caja estructural del ala suele ser muy pesada, ya que debe ser lo suficientemente grande como para soportar una gran parte de las cargas del ala y soportar el fuselaje. El ala también puede montarse a través de una porción recortada del fuselaje, en cuyo caso se puede requerir un refuerzo del fuselaje para mantener la integridad estructural del fuselaje.

Un fuselaje de avión está diseñado para soportar muchos tipos de cargas. Primero, el fuselaje debe soportar la tensión del aro creada por la presurización del fuselaje durante el vuelo. El fuselaje también debe soportar la tensión, la compresión y las fuerzas de cizalladura causadas por la flexión y la torsión del fuselaje como resultado del movimiento de las superficies de vuelo del avión utilizadas para controlar el avión. El fuselaje también debe soportar las fuerzas que actúan durante el aterrizaje, y las de los cambios externos de presión y velocidad del aire, así como las que se producen durante las maniobras durante el vuelo, turbulencias o condiciones de cizalladura del viento. El conjunto de recubrimiento de un avión generalmente soporta una gran parte de estas cargas. El bastidor del fuselaje incluye varios largueros y mamparos que soportan aún más el conjunto de recubrimiento y las cargas experimentadas durante las operaciones de vuelo.

Los aviones grandes frecuentemente se construyen con un fuselaje monocasco de aluminio. Un método para construir un fuselaje monocasco de aluminio incluye erigir una serie de bastidores, con forma de sección transversal del fuselaje, y unir estas secciones de bastidor con largueros longitudinales para crear una sección de fuselaje. La sección de fuselaje se cubre con un recubrimiento de aluminio laminar, sujeto mediante remachado o unido con adhesivos. Las secciones de fuselaje luego se unen típicamente con sujetadores para formar el fuselaje completo. En los aviones más grandes, una quilla de aluminio generalmente se une al suelo interior del fuselaje. La quilla generalmente ayuda a reforzar el área donde el ala y el tren de aterrizaje principal requieren un gran recorte del fuselaje.

Otro método de construcción de una sección de un fuselaje monocasco incluye la colocación de capas de tejido reforzado con fibra de carbono alrededor de un mandril giratorio con máquinas de colocación de tejido reforzado. De esta manera, se forma una sección de cilindro compuesto y se pueden conectar una o más secciones de cilindro para construir el fuselaje. Ejemplos de tecnologías de máquinas de colocación de tejidos incluyen la colocación de fibra automatizada, la colocación de cinta automatizada y el devanado de filamento. El mandril proporciona la forma básica de una sección de fuselaje y las capas de tejido reforzado con fibra de carbono se aplican sobre el mandril giratorio para formar un recubrimiento interior de la sección de fuselaje. Con respecto a algunos métodos para construir una sección de un fuselaje monocasco, el recubrimiento interior suele estar cubierto con una capa de núcleo de nido de abeja. La máquina de colocación de tejido aplica entonces capas de tejido reforzado con fibra de carbono sobre el núcleo de panal de abeja para formar un recubrimiento exterior. El recubrimiento interior, el núcleo de panal de abeja y el recubrimiento exterior forman un conjunto de recubrimiento. Con respecto a otros métodos de construcción de una sección de un fuselaje monocasco, el mandril proporciona la forma del recubrimiento interior y largueros integrales. El recubrimiento y los largueros se colocan en el mandril y se curan conjuntamente para formar un recubrimiento de fuselaje completo.

El documento US 5.554.430 divulga un laminado ID de boro/fibra de carbono que comprende una capa de fibra de boro y una capa de fibra de carbono que tiene un par equilibrado de telas de fibra de carbono incrustado en una matriz de resina de plástico que tiene un coeficiente de expansión térmica entre $\pm 0,54 \mu\text{m/m}/^\circ\text{C}$ y un módulo específico superior a $8,9 \times 10^6$ metros. Un laminado cuasi isótropo de fibra de carbono/boro 2D que tiene dos conjuntos de capas de fibra de boro casi isotrópica, dos conjuntos de capas de fibra de carbono casi isotrópica, el laminado tiene un coeficiente de expansión térmica entre $\pm 0,54 \mu\text{m/m}/^\circ\text{C}$ en dos direcciones ortogonales, un módulo específico mayor que $5,2 \times 10^6$ metros en dos direcciones ortogonales.

Es con respecto a estas consideraciones y a otras que se presenta la divulgación realizada en este documento.

Sumario

De acuerdo con la presente invención, se proporciona un elemento estructural compuesto como se reivindica en las reivindicaciones adjuntas.

Debe apreciarse que este resumen se proporciona para introducir una selección de conceptos en una forma simplificada que se describen adicionalmente a continuación en la descripción detallada. Este resumen no pretende utilizarse para limitar el alcance de la materia objeto reivindicada.

Una realización de la presente divulgación está dirigida a un elemento estructural compuesto de boro laminado. El elemento estructural compuesto de boro laminado tiene un núcleo de elemento estructural sustancialmente rodeado por una carcasa de elemento estructural. El núcleo del elemento estructural incluye capas de telas reforzadas con fibra de boro orientadas en una dirección sustancialmente longitudinal. Entre capas adyacentes de telas reforzadas con fibra de boro hay telas reforzadas con fibra de carbono. Algunas telas reforzadas con fibra de carbono están orientadas sustancialmente en diagonal a las telas reforzadas con fibra de boro. Otras telas reforzadas con fibra de carbono están orientadas sustancialmente en perpendicular a las telas reforzadas con fibra de boro. Y otras telas reforzadas con fibra de carbono están orientadas sustancialmente en paralelo a las telas reforzadas con fibra de boro. Al menos una tela exterior reforzada con fibra de carbono, configurada para definir una carcasa de elemento estructural, rodea sustancialmente las telas reforzadas con fibra de boro y las telas reforzadas con fibra de carbono que definen el núcleo del elemento estructural.

También se describe un fuselaje de avión mejorado. Allí, el fuselaje de avión tiene una sección media de fuselaje, tal como un cilindro de fuselaje con un primer extremo y un segundo extremo opuesto, y un recorte para las alas y/o el tren de aterrizaje ubicado entre los dos extremos. La sección media del fuselaje está fabricada con un recubrimiento reforzado con fibra, tal como plástico reforzado con fibra de carbono, que se extiende desde el primer extremo hasta el segundo extremo. Dentro de la sección media del fuselaje se coloca un elemento estructural compuesto de boro en forma de quilla, que se extiende a lo largo del recorte y luego se estrecha en la sección media del fuselaje. En algunas realizaciones, la quilla es más larga que la sección media del fuselaje, de modo que se extiende o se estrecha más allá del primer extremo o del segundo extremo. La quilla compuesta de boro se une al lado interior o al lado exterior del recubrimiento reforzado con fibra mediante telas de fibra reforzada. Estas telas de fibra reforzada se colocan en capas, algunas sustancialmente perpendiculares a la quilla compuesta de boro y otras sustancialmente diagonales a la quilla compuesta de boro.

También se describen métodos para el montaje de un fuselaje de avión. Las operaciones de un método incluyen proporcionar una sección media del fuselaje, como un cilindro de fuselaje que tiene un primer extremo y un segundo extremo, y proporcionar una quilla reforzada con boro. La quilla reforzada con boro se fija a la sección media del fuselaje de manera que una primera porción de la quilla reforzada con boro se extiende más allá del primer extremo de la sección media del fuselaje. La primera parte de la quilla reforzada con boro se fija a la segunda sección del fuselaje, que se empalma a la sección media del fuselaje.

Las características, funciones y ventajas que se han descrito se pueden lograr de forma independiente en diversas realizaciones de la presente divulgación o se pueden combinar en otras realizaciones más sin apartarse del alcance de esta divulgación. Estas y otras varias características se enseñan y serán evidentes a partir de una lectura de la siguiente descripción detallada y de una revisión de los dibujos asociados.

Breve descripción de los dibujos

La figura 1 ilustra una sección media de cilindro de fuselaje de ejemplo del fuselaje de un avión.

La figura 2 ilustra una vista en sección transversal de un elemento estructural compuesto de ejemplo.

La figura 3 ilustra una vista en sección transversal de un elemento estructural compuesto de ejemplo alternativo.

Las figuras 4A-4C ilustran vistas en sección transversal de quillas de aviones de ejemplo.

La figura 5 ilustra un diagrama de flujo dirigido a un método de ejemplo de montaje de un fuselaje de avión que tiene un elemento estructural compuesto.

Descripción detallada

La siguiente descripción detallada está dirigida a un elemento estructural compuesto mejorado y a un fuselaje de avión mejorado, que incorporan diversas características descritas a continuación para eliminar empalmes circunferenciales en la sección más cargada del fuselaje, eliminar componentes de empalme de la quilla, proporcionar rigidez concentrada y fuerza donde sea necesario, disminuir el peso del avión y simplificar el conjunto de fuselaje. Como se explica en este documento, un método para construir un fuselaje monocasco incluye formar una o más secciones compuestas de cilindro y luego conectarlas entre sí para construir el fuselaje. Un avión de pasajeros o carga convencional generalmente está reforzado por una quilla, típicamente posicionada longitudinalmente con respecto al fuselaje y unida al interior o exterior del bastidor del fuselaje o del conjunto de revestimiento.

Un fuselaje construido de secciones de cilindro de material compuesto puede requerir una quilla que abarca varias secciones de cilindro compuestas. Además, una sección de cilindro compuesta puede incluir al menos un recorte grande para acomodar una caja de ala o tren de aterrizaje o rampa de carga. Como resultado, una quilla convencional puede requerir una extensa sujeción mecánica al bastidor del fuselaje o al conjunto de recubrimiento para poder unirla a una o más secciones de cilindro compuestas. De manera similar, las secciones compuestas de cilindro que pueden requerir enmarcar o reforzar con elementos estructurales pueden requerir una extensa sujeción mecánica al bastidor del fuselaje o al conjunto de recubrimiento. De manera similar, las secciones compuestas de cilindro pueden requerir una amplia sujeción mecánica para unirse entre sí.

Utilizando los conceptos y las tecnologías descritas en este documento, elementos estructurales compuestos de boro reforzado proporcionan métodos para reforzar estructuralmente un fuselaje, y para el montaje de un avión. Los conceptos y las tecnologías ilustrados aquí se enseñan en el contexto de un avión, pero se pueden adaptar fácilmente a otros diseños y entornos que requieren refuerzo estructural, incorporan materiales compuestos, incluyen vigas que se doblan en compresión, o donde existe el deseo de un montaje mejorado. Ejemplos de tales adaptaciones incluyen la construcción de edificios, la fabricación de bienes duraderos, incluidos automóviles y embarcaciones, conjuntos sujetos a condiciones extremas, tal como satélites en órbita, combinaciones de los mismos y similares. Por consiguiente, para los propósitos actuales de ilustración y enseñanza, y no de restricción o limitación, los conceptos y tecnologías que se enseñan en este documento se ilustran dentro del contexto de un fuselaje y quilla de un avión.

Ciertos detalles y características se exponen en este documento y en las figuras 1-5 para describir y enseñar, a modo de ejemplos de realización, ilustraciones o ejemplos, diversas realizaciones de la fabricación y el uso de un elemento estructural compuesto de boro. Muchos de los detalles y características descritos o mostrados en las figuras son meramente representativos e ilustrativos de realizaciones particulares. Por consiguiente, otras realizaciones pueden tener otros detalles y características sin apartarse del alcance de la divulgación y de las reivindicaciones. Además, se pueden practicar otras realizaciones sin detalles y características descritas en este documento. Con referencia ahora a las figuras, en las que los números similares representan elementos similares en todas las diversas figuras, se describirá un elemento estructural compuesto de boro de acuerdo con las diversas realizaciones.

Volviendo ahora a la figura 1, se ilustra un cilindro de fuselaje medio 100 que tiene un eje longitudinal 102. En una realización, las secciones de cilindro de fuselaje, tales como el cilindro de fuselaje medio 100 ilustrado, se fabrican individualmente como una sección de una sola pieza de material compuesto de fibra de carbono. En realizaciones alternativas, los componentes del fuselaje, como las secciones de medio cilindro, las secciones de cuarto de cilindro y los paneles se fabrican individualmente a partir de materiales compuestos de fibra de carbono y se unen entre sí. "Plástico reforzado con fibra de carbono" (CFRP) es el término general que incluye el tipo de material compuesto de fibra de carbono utilizado para fabricar un cilindro de fuselaje compuesto de fibra de carbono, un componente de fuselaje compuesto de fibra de carbono, y similares.

Después de la fabricación, los cilindros de fuselaje de CFRP o componentes de fuselaje pueden unirse entre sí a lo largo de juntas circunferenciales 104, mediante unión por adhesivo y/o sujeción mecánica, para formar un fuselaje. Detalles que describen métodos de CFRP bien conocidos y sistemas de CFRP a menudo asociados con las técnicas de fabricación de CFRP no se exponen en la siguiente divulgación, para evitar oscurecer innecesariamente la descripción de las diversas realizaciones de la presente divulgación.

El cilindro de fuselaje medio 100 que se ilustra en la figura 1 incluye un recorte en forma de un par de aberturas de ala opuestas 106, detrás de las cuales puede estar situada la caja del ala y del tren de aterrizaje (no mostrada) y a través de la cual se fijan las alas (no mostradas). También se muestra un elemento estructural compuesto 108 en forma de una quilla de fuselaje integral, orientada sustancialmente en paralelo al eje longitudinal 102 y mejor descrita en esa forma con referencia a las figuras 4A-C.

En algunas realizaciones, el elemento estructural compuesto 108 se extiende sustancialmente la longitud de las aberturas de ala opuestas 106, y luego se estrecha para unirse en cada extremo al fuselaje de cuerpo medio 100. Por ejemplo, el elemento estructural compuesto 108 puede estrecharse en uno o ambos extremos para unirlo a un elemento estructural, tal como un larguero del fuselaje de cuerpo medio (no mostrado). En algunas realizaciones, el elemento estructural compuesto 108 puede extenderse dos o tres bahías de bastidor hacia delante de las aberturas de ala opuestas 106 antes de estrecharse para unirse en ese extremo al fuselaje de cuerpo medio 100. En otras realizaciones, el elemento estructural compuesto 108 puede extenderse tres o cuatro bahías de bastidor detrás de las aberturas de ala opuestas 106 antes de estrecharse para unirse en ese extremo al fuselaje de cuerpo medio 100. En aún otras realizaciones, el elemento estructural compuesto 108 puede extenderse tanto hacia delante como hacia atrás de las aberturas de ala opuestas 106 antes de estrecharse para unirse al fuselaje de cuerpo medio 100. Realizaciones adicionales proporcionan que el elemento estructural compuesto 108 se extienda hacia adelante y/o hacia atrás del fuselaje de cuerpo medio 100 para unirse a una sección de fuselaje delantera y/o posterior adyacente.

El elemento estructural compuesto 108 puede tener características de diseño, tal como una brida 110. Como se explica a continuación, el elemento estructural compuesto 108 puede tener cualquier configuración de diseño y puede incluir características relacionadas con la configuración del diseño o para asegurar o unir el elemento de estructura compuesta 108 al fuselaje de cuerpo medio 104. Por ejemplo, una brida 100 puede proporcionar un elemento estructural compuesto 108 más rígido mientras proporciona una estructura para asegurar o unir el elemento estructural compuesto 108 al fuselaje de cuerpo medio 104.

En términos generales, el CFRP utilizado para fabricar el cilindro de fuselaje medio 100 o elemento estructural compuesto 108 incluye un refuerzo y una resina. El refuerzo puede comprender, por ejemplo, tejido, cinta, película, lámina, fibras, combinaciones de los mismos, y similares. Las fibras pueden comprender, por ejemplo, carbono, aramida, cuarzo, combinaciones de los mismos, y similares. La resina puede comprender resinas termoestables y termoplásticas. Las resinas termoestables incluyen epoxi, poliéster de poliuretano, resinas fenólicas, ésteres de vinilo y resinas de poliimida, combinaciones de las mismas, y similares. Las resinas termoplásticas pueden comprender, por ejemplo, resinas de acetal, polipropileno, policarbonato, nylon, combinaciones de los mismos, y similares. Para facilitar la adhesión del material compuesto a una forma, sustrato u otra capa, el material compuesto típicamente se adhiere y se cura. Para los propósitos de la presente enseñanza, los términos "tela" y "capa" son totalmente intercambiables, ya sea en singular o en plural.

El boro es un elemento químico y generalmente se considera un metaloide. El boro también es, relativamente hablando, un elemento raro. Las características de los compuestos de boro y ricos en boro incluyen resistencia y rigidez extremas. Ejemplos de compuestos ricos en boro incluyen, entre otros, heterodiamante, nitruro de boro, diboruro de renio, carburo de boro, boro cúbico, boratos, boruros, combinaciones de los mismos, y similares. Para los presentes propósitos de enseñanza y como se usa en el presente documento, el término "boro" incluye cualquier refuerzo, resinas, fibras, materiales, composiciones, compuestos, derivados, combinaciones de los mismos, y similares, que incluye boro.

El boro puede ser utilizado para producir fibras de boro. Las fibras de boro a menudo se producen por deposición química de vapor, un proceso en el que el boro se deposita en un cable de tungsteno para producir fibras de aproximadamente 0,004 pulgadas (0,10 milímetros) de diámetro. Las fibras de boro se pueden combinar con otros materiales, tal como fibras de carbono, para formar un material compuesto que se puede usar para fabricar productos que se beneficiarían de las características del boro. Por ejemplo, debido a su alta rigidez y gran diámetro, se puede usar un material compuesto reforzado con fibras de boro para transportar altas cargas de compresión, como las que experimenta la quilla de un avión.

La figura 2 es una vista en sección transversal de un elemento estructural compuesto 200 de ejemplo. Este elemento estructural compuesto 200 es ilustrativo de cualquier elemento estructural que pueda fabricarse de acuerdo con la presente divulgación; por consiguiente, las realizaciones no están limitadas a la forma trapezoidal del elemento estructural compuesto 200 ilustrado. Por ejemplo, otras realizaciones de elementos estructurales compuestos pueden tener una forma de sección transversal de formas geométricas comunes tales como cuadrada, rectangular, circular, elíptica, combinaciones de las mismas, y similares. Además, otras realizaciones de elementos estructurales compuestos pueden tener una configuración en sección transversal similar a las formas comunes de construcción de edificios, como un canal "C", un haz "I" o "H", un ángulo "L", una barra "T", combinaciones de los mismos, y similares. Además, otras realizaciones de elementos estructurales compuestos pueden tener características o estructuras, tales como bridas, manguitos, aberturas, anclajes o brazos que proporcionan una estructura de unión, combinaciones de las mismas, y similares, según lo determinen los criterios de diseño. Otras realizaciones de elementos estructurales pueden tener una forma de sección transversal única o inusual, según lo determinen los criterios de diseño.

El elemento estructural compuesto 200 ilustrado comprende telas de fibra de boro reforzado 202 y fibras de carbono 204. Aquí, las telas reforzadas con fibra de boro 202 se muestran orientadas en la dirección longitudinal o en la tela de 0°, una convención de terminación que hace referencia al ángulo de las fibras con respecto a la línea central longitudinal de la superficie. En realizaciones alternativas, las telas reforzadas con fibra de boro 202 pueden orientarse en la dirección de 0° o $\pm 45^\circ$ o 90°, o en cualquier otra dirección según lo determinen los criterios de diseño. Una tela orientada en la dirección de 0° o $\pm 45^\circ$ o 90°, puede denominarse tela reforzada con fibra paralela (interior o exterior), tela reforzada con fibra diagonal (interior o exterior) y tela reforzada con fibra perpendicular (interior o exterior), respectivamente. Para los propósitos actuales de la enseñanza y como se usa en este documento, el término "diagonal" incluye cualquier orientación o ángulo, excepto 0° (paralelo) o 90° (perpendicular).

El elemento estructural compuesto 200 ilustrado también comprende telas interiores reforzadas con fibra de carbono 206a-d adyacentes a algunas telas reforzadas con fibra de boro 202 son telas reforzadas con fibra de carbono de 0° 206a. Estas también pueden denominarse telas reforzadas con fibra interior paralela 206a. También adyacentes a algunas telas reforzadas con fibra de boro 202 se encuentran telas reforzadas con fibra de carbono de +45° 206b. Estas también pueden denominarse telas reforzadas con fibra interior diagonal 206b. Adyacentes a algunas telas reforzadas con fibra de boro 202 se encuentran telas reforzadas con fibra de carbono de 90° 206c. Estas también pueden denominarse telas reforzadas con fibra interior perpendicular 206c. También adyacentes a algunas telas

reforzadas con fibra de boro 202 se encuentran telas reforzadas con fibra de carbono de -45° 206d. Estas también pueden denominarse telas reforzadas con fibra interior diagonal 206d. En realizaciones alternativas, las telas reforzadas con fibra de carbono 206a-d pueden orientarse en cualquier otra dirección según lo determinen los criterios de diseño. Juntas, las telas reforzadas con fibra de boro 202 y las telas internas reforzadas con fibra de carbono 206a-d definen un núcleo de elemento estructural 208. Alrededor del núcleo del elemento estructural 208 ilustrado hay unas telas exteriores reforzadas con fibra de carbono 210 que definen una carcasa del elemento estructural 212.

Volviendo ahora a la figura 3, se muestra una vista en sección transversal de otro elemento estructural compuesto 300 de ejemplo. El elemento estructural compuesto 300 ilustrado comprende telas de fibra de boro reforzado 302a-c y fibras de carbono 304. Aquí, las telas reforzadas con fibra de boro 302a-c se muestran orientadas en la dirección longitudinal o en la tela de 0°. En realizaciones alternativas, las telas reforzadas con fibra de boro 302a-c pueden orientarse en la dirección de 0° o $\pm 45^\circ$ o 90°, o en cualquier otra dirección según lo determinen los criterios de diseño. Una tela orientada en la dirección de 0° o $\pm 45^\circ$ o 90°, puede denominarse tela reforzada con fibra paralela (interior o exterior), tela reforzada con fibra diagonal (interior o exterior) y tela reforzada con fibra perpendicular (interior o exterior), respectivamente. Además, un elemento estructural compuesto 300 puede comprender varias combinaciones de telas reforzadas con fibra de boro 302a-c, tales como, entre otras, una tela de capa única reforzada con fibra de boro 302a, una capa doble de telas reforzadas con fibra de boro 302b y una capa triple de telas reforzadas con fibra de boro 302c. En realizaciones alternativas, las telas reforzadas con fibra de boro 302a-c comprenden cualquier combinación de telas y se orientan en cualquier otra dirección, según lo determinen los criterios de diseño.

El elemento estructural compuesto 300 ilustrado también comprende telas interiores reforzadas con fibra de carbono 306a-j, que pueden incluir varias capas y orientaciones. Por ejemplo, se muestra una única capa reforzada con fibra de carbono de 0° 306a, una doble capa reforzada de fibra de carbono de -45° 306b, una cuádruple capa reforzada de fibra de carbono de 90° 306c, una doble capa reforzada con fibra de carbono de +45° 306d, una cuádruple capa reforzada con fibra de carbono de -45° 306e, una sola capa reforzada con fibra de carbono de 90° 306f, una cuádruple tela reforzada con fibra de carbono de +45° 306g, una cuádruple capa reforzada con fibra de carbono de -45° 306h, una doble tela reforzada con fibra de carbono de 90° 306i y una triple tela reforzada con fibra de carbono de +45° 306j. Una tela orientada en la dirección de 0° o $\pm 45^\circ$ o 90°, puede denominarse tela reforzada con fibra paralela (interior o exterior), tela reforzada con fibra diagonal (interior o exterior) y tela reforzada con fibra perpendicular (interior o exterior), respectivamente. En realizaciones alternativas, las capas reforzadas con fibra de carbono 306a-j pueden comprender cualquier combinación de telas y estar orientadas en cualquier otra dirección, según lo determinen los criterios de diseño.

Juntas, las telas reforzadas con fibra de boro 302a-c y las telas internas reforzadas con fibra de carbono 306a-j definen un núcleo de elemento estructural 308. Alrededor del núcleo del elemento estructural 308 hay unas telas exteriores reforzadas con fibra de carbono 310 que definen una carcasa del elemento estructural 312. Aquí se muestra la carcasa del elemento estructural 312 que comprende dos telas reforzadas con fibra de carbono 310, mientras que, en realizaciones alternativas, una carcasa del elemento estructural 312 puede comprender cualquier número de telas reforzadas con carbono, según lo determinen los criterios de diseño.

Un proceso de fabricación de un elemento estructural compuesto 200, 300 incluye laminado y curado. Se conocen varios métodos para aplicar fibras compuestas unidireccionales y se pueden usar para laminar un elemento estructural compuesto 200, 300. Estos métodos incluyen, entre otros, la colocación de fibra, el devanado de filamentos y la colocación de la cinta. El proceso de colocación de la fibra generalmente implica la colocación automatizada de múltiples "cables" (es decir, haces sin torsión de filamentos continuos, tal como fibras de carbono o grafito, preimpregnadas con un material de resina termoestable como epoxi) y/u otros materiales compuestos. Las máquinas de colocación de fibra típicamente incluyen medios para dispensar, sujetar, cortar y reiniciar cables individuales durante la colocación. En un proceso de devanado de filamentos, un instrumento de aplicación de fibra se mueve hacia adelante y hacia atrás, colocando la fibra en una configuración predeterminada. En algunas aplicaciones de devanado de filamentos, el material de fibra pasa a través de una resina líquida (denominada "entrelazado") y en algunas aplicaciones de devanado de filamento, el material de fibra ha sido preimpregnado con resina. La colocación de la cinta es similar al proceso de colocación de la fibra, excepto que la cinta de fibra preimpregnada, en lugar de los cables individuales, se coloca para formar un componente o elemento. La colocación de la cinta se puede hacer con una máquina o manualmente.

Una forma de cinta incluye un soporte de papel que mantiene la anchura y la orientación de las fibras, y el soporte de papel se retira durante la aplicación. Otra forma de cinta incluye múltiples fibras individuales tejidas juntas con un material de tela. Cinta cortada es una cinta que se ha cortado después de producirse; el corte de la cinta da como resultado anchuras más estrechas que permiten un mayor control en la aplicación. Tal como se utiliza en esta divulgación, y a menos que se indique lo contrario, el término "cinta" incluye cinta, cinta con papel de soporte, cinta cortada y todos los demás tipos de material compuesto en forma de cinta para su uso en la fabricación de estructuras compuestas. Tal como se utiliza en esta divulgación, y a menos que se indique lo contrario, el término "material compuesto" incluye tela, tela compuesta de forma húmeda, tela compuesta de forma seca, cinta, filamentos

individuales y otros materiales compuestos preimpregnados y no preimpregnados unidireccionales y multidireccionales, y combinaciones de los mismos.

Después de la laminación, un elemento estructural compuesto 200, 300 se cura. Tal como entienden los expertos en la técnica, el curado puede incluir colocar el elemento estructural compuesto 200, 300 en vacío, con o sin almohadillas de presión, y aplicar presión para evacuar el elemento estructural compuesto 200, 300. Posteriormente, el elemento estructural compuesto 200, 300 puede curarse en una autoclave utilizando un ciclo de curado estándar de 177 °C (350 °F). Para diversas realizaciones de un elemento estructural compuesto 200, 300 se pueden usar otros ciclos de curado dependiendo de diversos factores tales como la composición del material, el espesor y similares. Un elemento estructural compuesto 200, 300 también se puede curar parcialmente (típicamente llamado "preparación B") para ayudar a estabilizarlo para su incorporación en un conjunto más grande. Un elemento estructural compuesto 200, 300 que ha sido curado en preparación B puede curarse completamente junto con el resto del conjunto.

Un avión de pasajeros o carga convencional generalmente está reforzado por una quilla, típicamente posicionada longitudinalmente con respecto al fuselaje y unida al interior o exterior del bastidor del fuselaje o del conjunto de revestimiento. Volviendo ahora a la figura 4A, se ilustra una aplicación de un elemento estructural compuesto 200, 300 en la forma de una única quilla de fuselaje integral 400. La única quilla de fuselaje integral 400 puede encontrar aplicación en aeronaves pequeñas y medianas. La figura 4A muestra una vista en sección transversal tomada a lo largo de las líneas A-A del cilindro de fuselaje medio 100 que se muestra en la figura 1. La única quilla de fuselaje integral 400 ilustrada comprende un elemento estructural compuesto de boro 402 (que comprende un elemento estructural compuesto 200, 300), curado y unido conjuntamente a una sección del cilindro de fuselaje medio 404 y telas de unión de fibra reforzada con carbono 406.

En el montaje y la aplicación, la única quilla de fuselaje integral 400 está orientada sustancialmente en paralelo al eje longitudinal de un fuselaje del avión y posicionada donde sea necesario para reforzar estructuralmente el fuselaje del avión, tal como cuando hay un recorte adyacente a las alas y/o al tren de aterrizaje. El elemento estructural compuesto de boro 402 ilustrado también está alineado y es colineal con los largueros del lóbulo inferior del fuselaje (no mostrados). De este modo, muchas o algunas de las telas reforzadas con fibra de boro 202, 302, fibras de carbono 204a-c, 304a-c, y telas internas reforzadas con fibra de boro 206a-d, 306a-j pueden hacer la transición desde el elemento estructural compuesto 402 y unirse o fijarse al cilindro del fuselaje medio 100, tal como, por ejemplo, curado y unido conjuntamente, o conectando mecánicamente a una estructura tal como, pero no limitado a, largueros y/o recubrimiento.

En algunas realizaciones, la única quilla de fuselaje integral 400 se extiende sustancialmente la longitud del recorte, y luego se estrecha para insertarse en el cilindro de fuselaje medio 100. En algunas realizaciones, la única quilla de fuselaje integral 400 puede extenderse hacia delante del recorte antes de estrecharse gradualmente para unirse en ese extremo al cilindro de fuselaje medio 100. En otras realizaciones, la única quilla de fuselaje integral 400 puede extenderse hacia la parte posterior del recorte antes de estrecharse gradualmente para unirse en ese extremo al cilindro de fuselaje medio 100. En aún otras realizaciones, la única quilla de fuselaje integral 400 puede extenderse hacia delante y hacia atrás del recorte antes de estrecharse gradualmente para unirse al cilindro de fuselaje medio 100. En algunas realizaciones, la única quilla de fuselaje integral 400 es más larga que el cilindro de fuselaje medio 100, de manera que se extiende o se estrecha más allá del primer extremo o del segundo extremo.

La única quilla de fuselaje integral 400 está unida al lado interior o al lado exterior de la sección de cilindro de fuselaje medio 404 mediante unas telas de unión de fibra reforzada con carbono 406. Estas telas de unión de fibra reforzada con carbono 406 se colocan en capas, algunas sustancialmente perpendiculares al elemento estructural compuesto de boro 402 y algunas sustancialmente diagonales al elemento estructural compuesto de boro 402. Las telas de unión de fibra reforzada con carbono 406 se curan y se unen, o se curan conjuntamente y se unen conjuntamente, con el elemento estructural compuesto de boro 402 y la sección de cilindro de fuselaje medio 404 para formar la única quilla de fuselaje integral 400. De esta manera, el elemento estructural compuesto de boro 402 se puede unir o fijar a la sección de cilindro del fuselaje medio 404.

En el montaje y la aplicación, la fabricación del elemento estructural compuesto de boro 402 se puede realizar simultáneamente con la disposición de la sección de cilindro de fuselaje medio 404, o alternativamente, como un proceso fuera de línea. Después de que se fabrica el elemento estructural compuesto de boro 402, se puede curar parcialmente o en etapa B. Esto ayudaría a estabilizar el laminado y mejorar la manipulación para la fabricación posterior. El elemento estructural compuesto de boro 402 estaría entonces listo para su incorporación en la sección de cilindro de fuselaje medio 404.

Después de que la sección de cilindro de fuselaje media 404 se fabrica, y cierta cantidad plástico reforzado con fibra de carbono (CRFP) se coloca en la sección de cilindro de fuselaje medio 404 para proporcionar una base para el elemento estructural compuesto de boro 402, el elemento estructural compuesto de boro 402 se transporta y se coloca en la sección de cilindro de fuselaje medio 404. Durante el montaje, se puede aplicar adhesivo de película para estabilizar y sujetar el elemento estructural compuesto de boro 402 en o dentro de la sección de cilindro de

fuselaje medio 404. Telas adicionales de unión de fibra reforzada con carbono 406 podrían colocarse luego sobre el elemento estructural compuesto de boro 402 para encapsularlo en o dentro de la sección de cilindro de fuselaje medio 404. En la realización ilustrada, una cantidad suficiente de telas de unión de fibra reforzada con carbono 406 se unen para crear un laminado cuasi isotrópico completo que rodea el elemento estructural compuesto de boro 402.

5 La secuenciación del elemento estructural compuesto de boro 402 y las telas de unión de fibra reforzada con carbono 406 se coordinaría con el resto de la fabricación de la sección de cilindro de fuselaje medio 404. Posteriormente, la sección de cilindro de fuselaje medio 404 con el elemento estructural compuesto de boro 402 y las telas de unión de fibra reforzada con carbono 406 se pueden envasar al vacío y curarse, completando así el curado del elemento estructural compuesto de boro 402, y curando y uniendo las telas de unión de fibra reforzada con carbono 406 a la sección de cilindro de fuselaje medio 404.

10

Las ventajas de una única quilla de fuselaje integral 400 incluyen una mayor rigidez en relación con el tamaño en comparación con las quillas de aluminio tradicionales, una mayor eficiencia en el transporte de cargas compresivas, la eliminación de empalmes circunferenciales y la eliminación de los componentes de empalme de la quilla. Ventajas adicionales de una única quilla de fuselaje integral 400 incluyen el refuerzo de un cilindro de fuselaje de cuerpo medio monocasco fabricado con material compuesto y debilitado por grandes recortes, como los recortes para acomodar las alas y/o el tren de aterrizaje.

15

La figura 4B también muestra una aplicación de un elemento estructural compuesto 200, 300, en forma de una doble quilla de fuselaje integral 410. La doble quilla de fuselaje integral 410 puede encontrar aplicación en aviones medianos a grandes. La doble quilla de fuselaje integral 410 ilustrada comprende dos elementos estructurales compuestos de boro 412 (que comprenden elemento(s) estructural(es) compuesto(s) 200, 300), adheridos conjuntamente a una sección de cilindro de fuselaje medio 414 y telas de unión de fibra reforzada con carbono 416. También se muestra la colocación de una banda de quilla 418. El montaje o la aplicación de la doble quilla de fuselaje integral 410 es similar a la quilla de fuselaje integral simple 400 descrita anteriormente.

20

Las ventajas de una doble quilla de fuselaje integral 410 incluyen una mayor rigidez en relación con el tamaño en comparación con las quillas de aluminio tradicionales, una mayor eficiencia en el transporte de cargas compresivas, la eliminación de empalmes circunferenciales y la eliminación de componentes de empalme de la quilla. Las ventajas adicionales de una doble quilla de fuselaje integral 410 incluyen el refuerzo de un cilindro de fuselaje de cuerpo medio monocasco fabricado de material compuesto y debilitado por grandes recortes, como los recortes para acomodar las alas y/o el tren de aterrizaje. La doble quilla de fuselaje integral 410 también proporciona una medida de seguridad contra fallos, en caso de que un elemento estructural compuesto 412 se dañe o falle.

25

30

Como se ilustra en la figura 4C, se muestra una aplicación para un elemento estructural compuesto 200, 300, en forma de una triple quilla de fuselaje integral 420. La triple quilla de fuselaje integral 420 puede encontrar aplicación en aviones grandes a jumbo. La triple quilla de fuselaje integral 420 ilustrada comprende tres elementos estructurales compuestos de boro 422 (que comprenden elemento(s) estructural(es) compuesto(s) 200, 300), adheridos conjuntamente a una sección de cilindro de fuselaje medio 424 y telas de unión de fibra reforzada con carbono 426. El montaje o la aplicación de la triple quilla de fuselaje integral 420 es similar a la quilla de fuselaje integral simple 400 descrita anteriormente.

35

Las ventajas de una triple quilla de fuselaje integral 420 incluyen una mayor rigidez en relación con el tamaño en comparación con las quillas de aluminio tradicionales, una mayor eficiencia en el transporte de cargas compresivas, la eliminación de empalmes circunferenciales y la eliminación de componentes de empalme de la quilla. Las ventajas adicionales de una triple quilla de fuselaje integral 420 incluyen el refuerzo de un cilindro de fuselaje monocasco fabricado de material compuesto y debilitado por grandes recortes, tal como los recortes para acomodar las alas y/o la puerta y la rampa de carga. La triple quilla de fuselaje integral 420 también proporciona una medida de seguridad contra fallos, en caso de que un elemento estructural 422 compuesto se dañe o falle.

40

En disposiciones alternativas, un elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 puede estar unido a cualquier tipo o clase de embarcación o buque móvil que podría requerir un fortalecimiento o refuerzo localizado o muy eficaz. Otras disposiciones pueden incluir múltiples elementos estructurales compuestos de boro 402, 412, 422 unidos a cualquier tipo de estructura estacionaria que pueda requerir un refuerzo o fortalecimiento muy efectivo en un área grande. En algunas realizaciones, el elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 se puede unir con las telas de unión de fibra reforzada con carbono 406, 416, 426, incluyendo material compuesto o cinta, y se puede curar conjuntamente y unir conjuntamente en posición. En algunas realizaciones alternativas, el elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 puede unirse usando cualquier tipo o clase de sujetadores mecánicos conocidos. Por ejemplo, una característica de diseño de un elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 puede incluir una brida 110 que comprende telas reforzadas con fibra de carbono 206a-d a lo largo de un lado o un extremo del elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422. Esta brida 110 puede proporcionar una estructura, que incluye manguitos a través de los cuales se atornillan pernos, para sujetar o fijar el elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422. De esta manera, el elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 se puede unir o fijar al cilindro de fuselaje medio 100 para construir una quilla unida mecánicamente. En realizaciones alternativas, accesorios mecánicos, tales como pernos de anclaje, pueden integrarse en la brida 110

45

50

55

y/o en el elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 y luego unirse al cilindro de fuselaje medio 100 para construir una quilla unida mecánicamente. Realizaciones alternativas incluyen combinaciones de las realizaciones descritas en el presente documento, y similares.

5 Una ventaja de una quilla integral simple, doble o triple 400, 410, 420 que tiene un elemento compuesto de boro 402, 412, 422, es la construcción de un cilindro monocasco de fuselaje medio fabricado de material compuesto que incluye un gran recorte para las alas y/o el tren de aterrizaje y elimina las uniones circunferenciales típicamente adyacentes a las alas en aviones grandes y jumbo. Otra ventaja, en algunas realizaciones de cilindro monocasco de material compuestos, es la eliminación de componentes unidos mecánicamente y juntas circunferenciales.

10 Volviendo ahora a la figura 5, se describirá ahora una rutina ilustrativa 500 para un método de montaje de un fuselaje de avión que comprende una quilla reforzada con boro. Debe apreciarse que se pueden realizar más o menos operaciones de las que se muestran en la figura 5 y se describen en este documento. Además, estas operaciones también pueden realizarse en un orden diferente al orden descrito en este documento.

15 La rutina 500 comienza en la operación 502 con la provisión de una sección de fuselaje medio. La sección de fuselaje medio puede ser un cilindro de fuselaje medio 100 sin curar fabricado de material compuesto. Típicamente, se proporcionaría un cilindro de fuselaje medio no curado 100 después de una estación de laminación en una línea de montaje del fuselaje. El cilindro de fuselaje medio 100 sin curar también se puede proporcionar en una etapa intermedia de la colocación, con la finalización de la colocación que se realizará en una etapa posterior. En otras disposiciones, el cilindro de fuselaje medio 100 es una sección de fuselaje de un solo cilindro curado. Típicamente, se proporcionaría una sección de fuselaje medio curada después de una estación de curado en una línea de montaje de fuselaje. En disposiciones alternativas, esta operación incluye proporcionar otras secciones del fuselaje, o componentes del fuselaje, o paneles del fuselaje, y similares.

25 La rutina 500 continúa desde la operación 502 a la operación 504 con la provisión de un elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 en forma de una quilla. El elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 puede ser curado, sin curar o parcialmente curado. Esta operación puede incluir proporcionar un elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 que sea tan largo como la longitud de la sección de fuselaje medio. En algunas disposiciones, esta operación puede incluir proporcionar un elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 que sea más corto que la longitud de la sección de fuselaje medio y que se estrecha en el monocasco principal del fuselaje. En disposiciones alternativas, esta operación incluye proporcionar un elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 que es más largo que la longitud de una sección de fuselaje medio.

30 La rutina 500 continúa desde la operación 504 a la operación 506 con la fijación de un elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 a la sección de fuselaje medio para construir una quilla de fuselaje integral simple, doble, o triple 400, 410, 420. En algunas disposiciones, esta operación incluye la aplicación de las telas de unión de fibra reforzada con carbono 406, 416, 426 a la sección de cilindro de fuselaje medio 404, 414, 424 y a un elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422. Telas de unión de fibra reforzada con carbono adicionales 406, 416, 426 también se pueden colocar alrededor del elemento estructural compuesto 402, 412, 422 y en la sección de fuselaje medio para completar el conjunto de unión del fuselaje. En disposiciones alternativas, esta operación incluye asegurar mecánicamente cualquier número de elementos estructurales compuestos de boro 402, 412, 422 a la sección de cilindro de fuselaje medio 404, 412, 424 para construir una quilla de cualquier tamaño o configuración.

40 La rutina 500 continúa desde la operación 506 a la operación 508 con la curación de la quilla integral individual, doble, o triple 400, 410, 420 y la sección de cilindro de fuselaje medio 404, 414, 424. Esta operación puede incluir el curado simultáneo del cilindro de fuselaje medio 100, el elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 y las telas de unión de fibra reforzada con carbono 406, 416, 426. En disposiciones alternativas, esta operación puede incluir el curado por separado de la sección de cilindro de fuselaje medio, 404, 414, 424 y el elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422, y luego curar las telas de unión de fibra reforzada con carbono 406, 416, 426.

45 La rutina 500 continúa desde la operación 508 a la operación 510 con la provisión de una segunda sección de fuselaje. Esta operación incluye proporcionar una segunda sección de fuselaje en forma de un cilindro del fuselaje, o un componente del fuselaje, o un panel del fuselaje, y similares. La ruta 500 continúa desde la operación 510 hasta la operación 512, fijando un primer extremo de la quilla a la segunda sección del fuselaje. Esta operación puede incluir unir el cilindro de fuselaje medio a la segunda sección del fuselaje, por ejemplo, tal como empalmando la junta circunferencial de los cilindros de fuselaje configurados para acoplarse de forma coincidente.

50 La rutina 500 continúa desde la operación 512 a la operación 514 con la provisión de una tercera sección de fuselaje. Esta operación incluye proporcionar una tercera sección del fuselaje en forma de cilindro del fuselaje, o un componente del fuselaje, o un panel del fuselaje, y similares. La ruta 500 continúa desde la operación 514 hasta la operación 516, fijando un segundo extremo de la quilla a la tercera sección del fuselaje. Esta operación puede incluir unir el cilindro de fuselaje medio a la segunda sección del fuselaje, por ejemplo, tal como empalmando la junta circunferencial de los cilindros de fuselaje configurados para acoplarse de forma coincidente. Después de unir la quilla al fuselaje en la operación 506, o la operación 508 o la operación 510, la rutina 500 termina en 518.

Disposiciones alternativas de montaje de un fuselaje de avión incluyen unir mecánicamente un elemento estructural compuesto de boro 402, 412, 422 a la sección de cilindro de fuselaje medio 404, 414, 424. Disposiciones alternativas adicionales incluyen elementos estructurales compuestos de boro que no tienen la forma de una quilla. Por ejemplo, los elementos estructurales pueden configurarse para ser instalados alrededor de las aberturas de las

5 puertas, para abarcar juntas circunferenciales, para reforzar áreas de alta flexión o curvatura, para soportar y dispersar cargas muertas, y según lo requieran los criterios de diseño.

Las ventajas de un fuselaje de avión que comprende una quilla reforzada con boro incluyen una fabricación menos complicada que la práctica contemporánea de construir y unir mecánicamente una quilla de aluminio al fuselaje. Otra ventaja es que una quilla reforzada con boro debe ser más pequeña y liviana que una quilla de aluminio diseñada para transportar cargas equivalentes.

10

Utilizando los principios de la presente divulgación, se describe una realización que incluye un fuselaje de avión que tiene un eje longitudinal. El fuselaje incluye una sección de cuerpo medio, orientada sustancialmente en paralelo al eje longitudinal, que tiene un primer extremo y un segundo extremo opuesto y un recubrimiento reforzada con fibra que se extiende desde el primer extremo hasta el segundo extremo. En una variante, se utiliza una quilla que incluye un núcleo reforzado con boro y una carcasa reforzada con fibra, orientada sustancialmente en paralelo al eje longitudinal y que termina antes de al menos uno del primer y el segundo extremo. En otra variante, el fuselaje incluye además una pluralidad de telas de fibras reforzadas diagonales, orientadas sustancialmente en diagonal al eje longitudinal, unidas a la quilla y un recubrimiento reforzado con fibras. En otra variante más, una pluralidad de telas de fibras reforzadas perpendiculares, orientadas sustancialmente en perpendicular al eje longitudinal, unidas a la quilla y al recubrimiento reforzado con fibras. En otra variante más, se utilizan telas que se extienden desde la quilla y se unen a la sección de cuerpo medio. En otra variante más, una segunda sección incluye un recubrimiento reforzado con fibra, unido al primer extremo de la sección de cuerpo medio. En otra alternativa más, una pluralidad de telas de fibras reforzadas está unida a la quilla y el recubrimiento reforzado con fibras de la segunda sección. En otra variante más, se puede utilizar una tercera sección que tiene un recubrimiento reforzado con fibra, unido de forma coincidente al segundo extremo de la sección de cuerpo medio. En aún otra alternativa, la tercera sección incluye además un recubrimiento de plástico reforzado con fibra de carbono. En otra variante más, una pluralidad de telas de fibras reforzadas está unida a la quilla y el recubrimiento reforzado con fibras de la tercera sección.

15
20
25

REIVINDICACIONES

1. Un elemento estructural compuesto (108, 200, 300), que comprende:

una pluralidad de telas reforzadas con fibra de boro (202, 302a-c, 206a-d, 306a-j) orientadas en una dirección sustancialmente longitudinal, configuradas para definir un núcleo de elemento estructural (208, 308);
 al menos una tela reforzada con fibra interior diagonal (206b, 206d) próxima a y orientada sustancialmente en diagonal a al menos una de las telas reforzadas con fibra de boro (202, 302a-c, 206a-d, 306a-j), configurada para definir un núcleo de elemento estructural (208, 308);
 al menos una tela reforzada con fibra interior perpendicular (206b) próxima a y orientada sustancialmente en perpendicular a al menos una de las telas reforzadas con fibra de boro (202, 302a-c, 206a-d, 306a-j), configurada para definir un núcleo de elemento estructural (208, 308);
 al menos una tela reforzada con fibra interior paralela (206a) próxima a y orientada sustancialmente en paralelo a al menos una de las telas reforzadas de fibra de boro (202, 302a-c, 206a-d, 306a-j), configurada para definir un núcleo de elemento estructural (208, 308); y
 al menos una tela exterior reforzada con fibra que rodea sustancialmente el núcleo de elemento estructural (208, 308), configurada para definir una carcasa (212, 312) de elemento estructural.

2. El elemento estructural compuesto (108, 200, 300) de la reivindicación 1, que además comprende una pluralidad de telas interiores reforzadas con fibra de carbono (204a-c, 304a-c) próximas a y orientadas sustancialmente longitudinales a al menos una de las telas reforzadas con fibra de boro (202, 302a-c, 206a-d, 306a-j), y configuradas para definir el núcleo de elemento estructural (208, 308).

3. El elemento estructural compuesto (108, 200, 300) de cualquiera de las reivindicaciones 1 y 2, que además comprende telas que se extienden desde al menos uno del núcleo de elemento estructural (208, 308) y la carcasa de elemento estructural (212, 312), configuradas para definir una primera brida (100, 110).

4. El elemento estructural compuesto (108, 200, 300) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, que además comprende telas que se extienden desde al menos uno del núcleo de elemento estructural (208, 308) y la carcasa de elemento estructural (212, 312), configuradas para definir una estructura de fijación.

5. El elemento estructural compuesto (108, 200, 300) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que el núcleo de elemento estructural (208, 308) y la carcasa de elemento estructural (212, 312) están curados conjuntamente de manera que el núcleo de elemento estructural (208, 308) está unido a la carcasa de elemento estructural (212, 312).

6. El elemento estructural compuesto (108, 200, 300) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, que además comprende estar colocado dentro y unido a un fuselaje de avión.

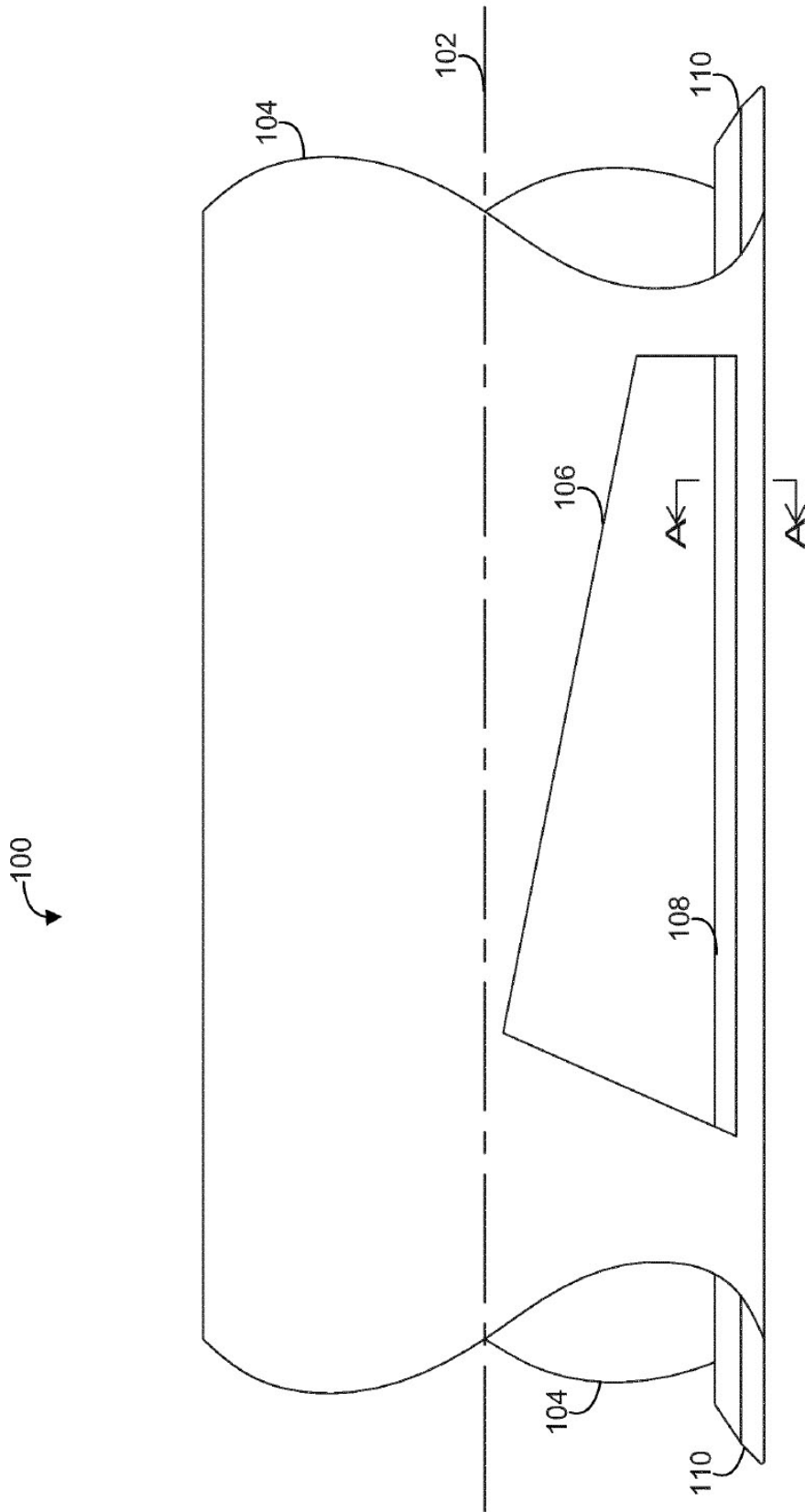


FIGURA 1

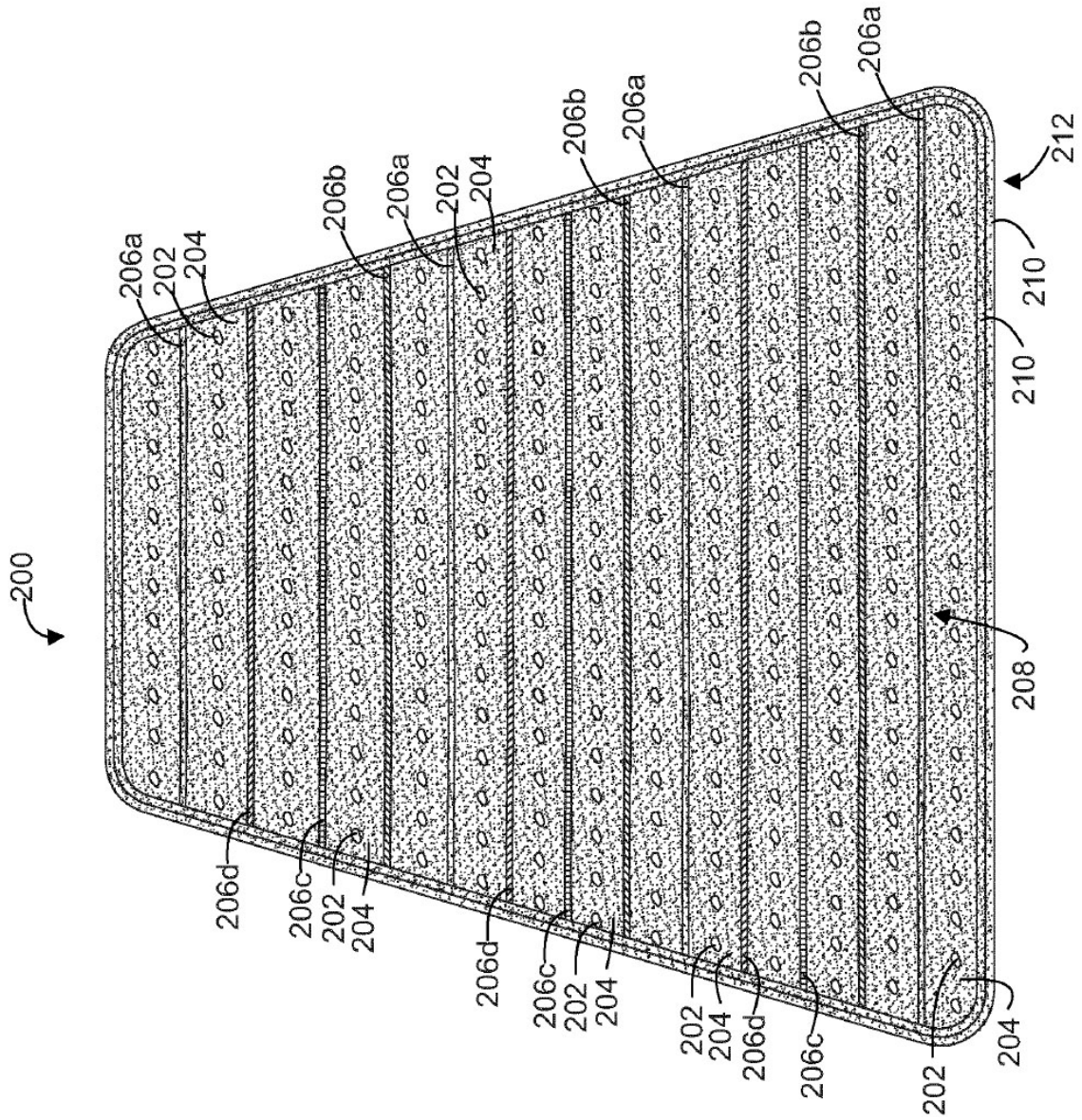


FIGURE 2

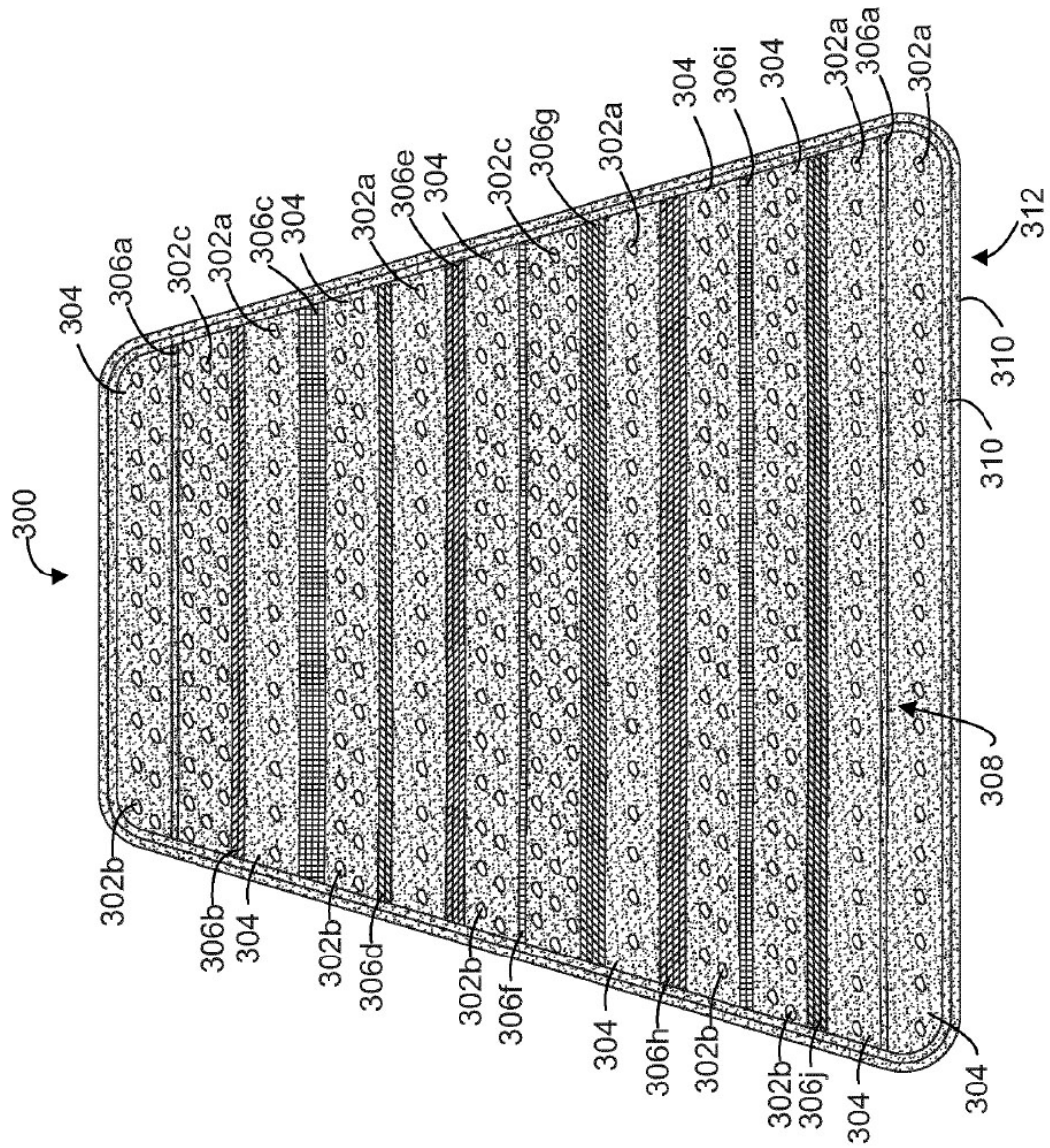


FIGURE 3

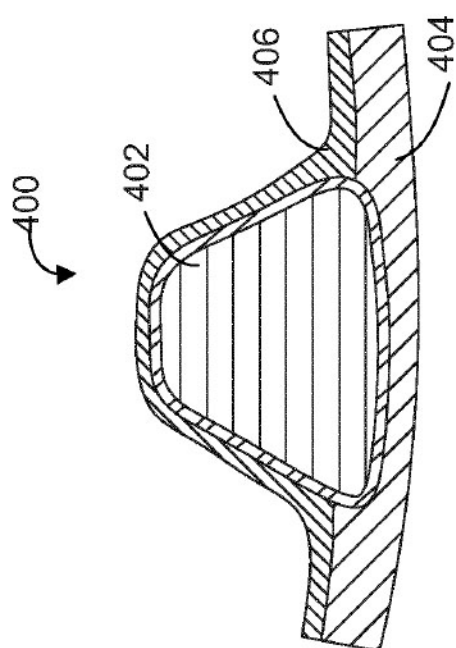


FIGURA 4A

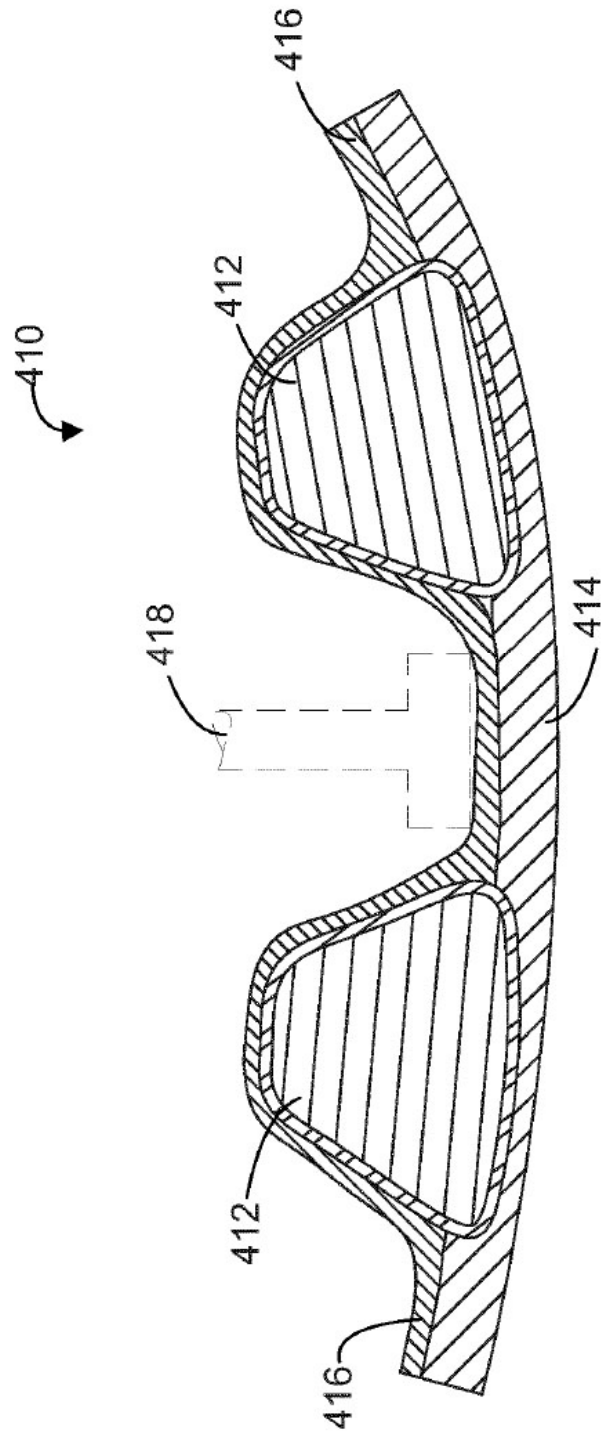


FIGURA 4B

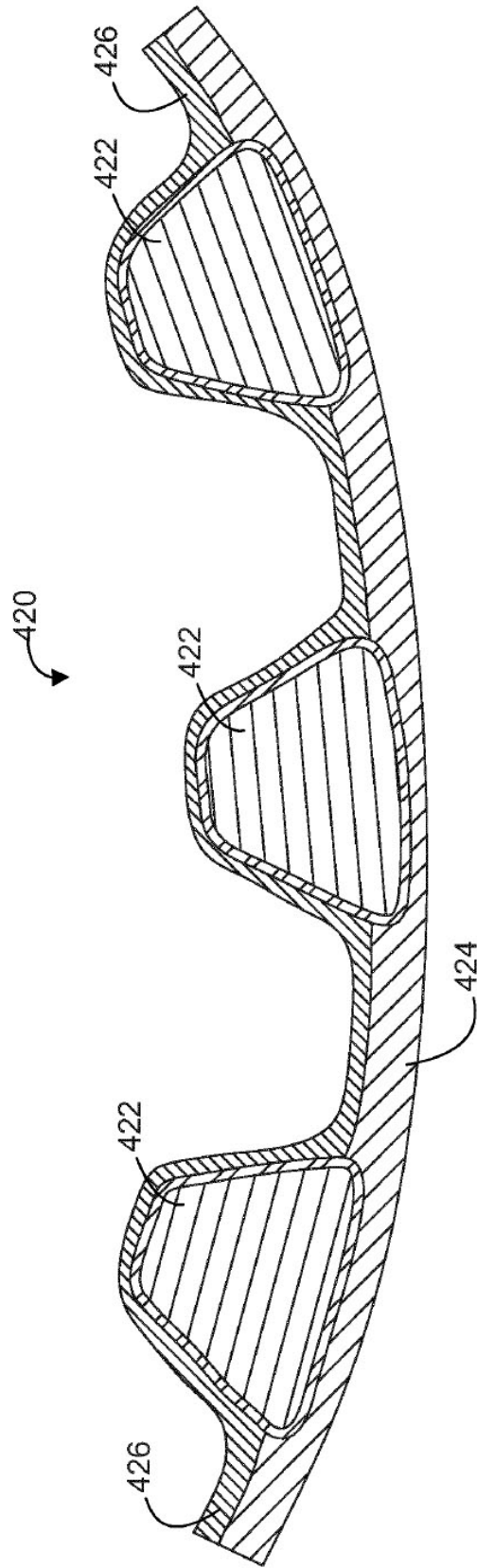


FIGURE 4C

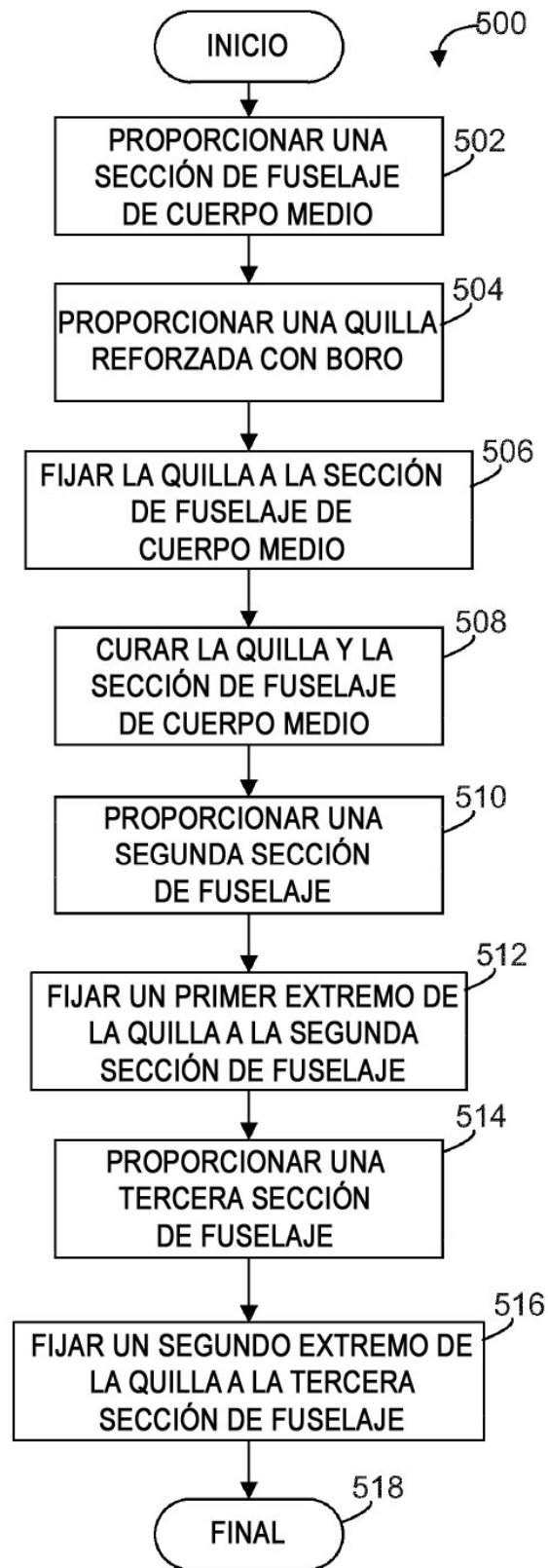


FIGURA 5