

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 606 242**

51 Int. Cl.:

**B64C 1/06** (2006.01)

**B64C 1/12** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **14.09.2005 PCT/US2005/032737**

87 Fecha y número de publicación internacional: **04.01.2007 WO2007001365**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.09.2005 E 05858121 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **09.11.2016 EP 1794050**

54 Título: **Juntas de empalme para fuselajes compuestos de aeronave y otras estructuras**

30 Prioridad:

**23.09.2004 US 949848**

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

**23.03.2017**

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)  
100 NORTH RIVERSIDE PLAZA  
CHICAGO, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**STULC, JEFFREY F.;  
CHAN, WALLACE C.;  
CLAPP, BRIAN C. y  
ROLFES, NEAL G.**

74 Agente/Representante:

**UNGRÍA LÓPEZ, Javier**

**ES 2 606 242 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

Juntas de empalme para fuselajes compuestos de aeronave y otras estructuras

### 5 **Campo técnico**

La siguiente divulgación se refiere en general a estructuras de cubierta y, más particularmente, a juntas de empalme para unir secciones de fuselaje compuesto y otras estructuras de cubierta entre sí.

### 10 **Antecedentes**

Los elementos estructurales primarios de reactores de pasajeros grandes y otras aeronaves grandes están normalmente fabricados de metal. Las cubiertas de fuselaje para tales aeronaves, por ejemplo, están normalmente fabricadas de aleaciones de aluminio de alta resistencia o metales similares. Sin embargo, en un esfuerzo por aumentar las prestaciones, muchos fabricantes de aeronaves están pasando a utilizar materiales de resina con refuerzo de fibras (es decir, materiales "compuestos") que tienen relaciones de resistencia con respecto a peso relativamente altas. Los materiales compuestos convencionales normalmente incluyen vidrio, carbono o fibras poliaramidas en una matriz de epoxi u otro tipo de resina. El uso de tales materiales para estructuras primarias se ha limitado principalmente a aeronaves más pequeñas, tales como aeronaves de combate, aeronaves privadas de alto rendimiento, y reactores de negocios.

La empresa Raytheon Aircraft Company de Wichita, Kansas emplea un método conocido de fabricación de aeroestructuras de reactores de negocios con materiales compuestos para fabricar los aviones de negocios Premier I y Hawker Horizon. Este método implica envolver fibras de carbono alrededor de un mandril rotatorio con un sistema de colocación de fibras automatizado. El mandril proporciona la forma básica de una sección de fuselaje longitudinal. Las fibras de carbono se preimpregnan con una resina epoxi termoestable y se aplican sobre el mandril rotatorio en múltiples capas para formar un revestimiento interior de la sección de fuselaje. El revestimiento interior se cubre después con una capa de núcleo de panal. El sistema de colocación de fibras aplica después capas adicionales de fibras de carbono preimpregnadas sobre el núcleo de panal para formar un revestimiento exterior que resulta en una estructura intercalada compuesta.

El fuselaje del Premier I incluye dos secciones de 360 grados formadas de la manera anterior. El fuselaje del Hawker Horizon incluye tres de tales secciones formadas de esta manera. Las dos secciones de 1,78 m (70 pulgadas) de diámetro del fuselaje del Premier I se remachan y después se afianzan entre sí en una junta de empalme circunferencial para formar la estructura de fuselaje completa. El fuselaje mucho mayor del Hawker Horizon, con un diámetro de 2,13 m (84 pulgadas) utiliza placas de empalme de aluminio en dos juntas circunferenciales para unir las tres secciones de fuselaje entre sí en una estructura completa.

Para instalar con precisión las placas de empalme de aluminio en el fuselaje del Hawker Horizon, Raytheon creó una máquina especial de empalme automatizada. Esta máquina alinea las tres secciones de fuselaje utilizando un sistema de alineación láser asistido por ordenador, y después perfora orificios de fijación a través de las placas de empalme de aluminio y de la estructura intercalada subyacente. Después, la máquina examina la calidad del tamaño de cada orificio y registra los datos de control del proceso estadístico de cada orificio. Los cabezales de broca también aplican sellante e instalan fijaciones de alta cizalladura en, aproximadamente, 1.800 lugares a lo largo de cada una de las juntas de empalme. (Véase el comunicado de prensa de Raytheon Aircraft en <http://www.beechcraft.de/presse/2000/100900b.htm> titulado "RAYTHEON AIRCRAFT'S HAWKER HORIZON REACHES FUSELAGE MILESTONE," 9 de octubre, 2000).

El documento US 5 518 208 divulga una estructura de cubierta que comprende un primer y segundo revestimientos de aeronave, y larguerillos delanteros y traseros. Dichos larguerillos están unidos a elementos de mamparo mediante conectorconectores de empalme de larguerillo para formar un armazón en el que se fijan las placas de empalme del revestimiento. Finalmente, el primer y segundo revestimientos de la aeronave fijarán después las placas de empalme de revestimiento.

### 55 **Sumario**

La presente invención se dirige en general a estructuras y métodos para unir secciones de fuselaje compuesto y otros conjuntos de paneles entre sí. En la reivindicación 1 se describe una estructura de cubierta configurada de acuerdo con un aspecto de la invención.

En la reivindicación 32 se describe un método para fabricar una estructura de cubierta de acuerdo con otro aspecto de la invención.

### 65 **Breve descripción de los dibujos**

La figura 1 es una vista isométrica de una aeronave que tiene un fuselaje compuesto configurado de acuerdo con

una realización de la invención.

Las figuras 2A-2C ilustran de forma conjunta un método para unir una primera sección de barril de fuselaje a una segunda sección de barril de fuselaje de acuerdo con una realización de la invención.

5 Las figuras 3A-3C ilustran de forma conjunta un método para unir la primera sección de barril de fuselaje con la segunda sección de barril de fuselaje en las proximidades de una escotadura de ventana, de acuerdo con otra realización de la invención

La figura 4 es una vista terminal en sección transversal de la junta de empalme de la figura 2C tomada sustancialmente a lo largo de la línea 4-4 de la figura 2C.

## 10 Descripción detallada

La siguiente divulgación describe estructuras y métodos para unir secciones de fuselaje compuesto y otros conjuntos de paneles entre sí. Se exponen ciertos detalles en la siguiente descripción y en las figuras 1-3C para proporcionar una comprensión exhaustiva de varias realizaciones de la invención. Otros detalles que describen estructuras y sistemas bien conocidos asociados con frecuencia con partes compuestas y con las técnicas de montaje relacionadas no se exponen en la siguiente divulgación para evitar el entorpecimiento innecesario de la descripción de varias realizaciones de la invención.

20 Muchos de los detalles, dimensiones, ángulos y otras características mostradas en las figuras son meramente ilustrativos de realizaciones particulares de la invención. En consecuencia, otras realizaciones pueden tener otros detalles, dimensiones, ángulos, y características sin desviarse del alcance de la presente invención. Asimismo, pueden emplearse realizaciones adicionales de la invención sin muchos de los detalles descritos a continuación.

25 En las figuras, los números de referencia idénticos identifican elementos idénticos o al menos generalmente similares. Para facilitar la descripción de cualquier elemento particular, el dígito o dígitos más significativos de cualquier número de referencia se refieren a la figura en la que primero se presenta el elemento. Por ejemplo, el elemento\_106 se presenta primero y se describe en relación con la figura 1.

30 La figura 1 es una vista isométrica de una aeronave 100 que tiene un fuselaje 102 compuesto configurado de acuerdo con una realización de la invención. En un aspecto de esta realización, el fuselaje 102 incluye una pluralidad de secciones de barril 104 compuesto (identificadas individualmente como secciones de barril 104a-e) unidas entre sí por una pluralidad de juntas de empalme 106 correspondientes (identificadas individualmente como juntas de empalme 106a-f). Cada una de las secciones de barril 104 incluye un revestimiento 112 compuesto (identificado individualmente como revestimientos 112a-112e compuestos) que se extienden 360 grados alrededor de un eje longitudinal 108. En la realización ilustrada, cada uno de los revestimientos 112 compuestos puede tener una anchura en sección transversal de al menos aproximadamente 3,04 m (10 pies) tal como aproximadamente 4,57 m (15 pies) hasta aproximadamente 10,67 m (35 pies). En una realización, por ejemplo, los revestimientos 112 compuestos pueden tener una anchura en sección transversal de aproximadamente 5,48 m (18 pies). A lo largo de toda esta divulgación, el término "sección de barril" se utiliza por comodidad para referirse a cualquier estructura de cubierta que se extiende 360 grados alrededor de un eje. En consecuencia, el término no está limitado a estructuras cilíndricas o estructuras que tienen forma de barril, sino que puede incluir estructuras que tienen formas circulares, elípticas, ovales, rectilíneas, cónicas u otras formas de sección transversal. Además, en una realización, las secciones de barril 104 pueden ser secciones de barril "de una pieza" en las que los revestimientos 112 compuestos son revestimientos "de una pieza" que se extienden de manera continua 360 grados alrededor del eje. Sin embargo, 45 en otras realizaciones, los revestimientos 112 pueden estar formados a partir de dos o más segmentos de revestimiento empalmados o unidos entre sí de otra forma para formar la sección de barril de 360 grados.

50 El fuselaje 102 puede incluir además una cabina de pasajeros 103 configurada para albergar una pluralidad de asientos de pasajero 105 que varía en número desde aproximadamente 50 hasta aproximadamente 700 asientos. Por ejemplo, en la realización ilustrada, la cabina de pasajeros 103 puede albergar desde aproximadamente 150 hasta aproximadamente 600 asientos de pasajero 105. En otras realizaciones, la cabina de pasajeros 103 puede estar configurada para albergar más o menos asientos de pasajero sin desviarse del espíritu o alcance de la presente divulgación. Cada una de las secciones de barril 104 puede incluir una pluralidad de escotaduras de ventana 140 para proporcionar a los pasajeros sentados en la cabina de pasajeros 103 vistas fuera de la aeronave 100.

60 Las figuras 2A-2C ilustran de forma conjunta un método para unir la primera sección de barril 104a con la segunda sección de barril 104b de acuerdo con una realización de la invención. Primero con relación a la figura 2A, esta vista es una vista isométrica ampliada, parcialmente despiezada que está orientada hacia fuera en una parte de la segunda junta de empalme 106b desde el interior del fuselaje 102 (figura 1). La parte de la primera sección de barril 104a ilustrada en la figura 2A incluye una primera parte de panel 210a. La parte de la segunda sección de barril 104b ilustrada en la figura 2A incluye una segunda parte de panel 210b situada en un alineación en sentido del borde con la primera parte de panel 210a. En una realización, las partes de panel 210 pueden ser al menos generalmente similares en estructura y función con respecto a los conjuntos de paneles.

65 Por ejemplo, la primera parte de panel 210a puede incluir una pluralidad de rigidizadores 214 (identificados

individualmente como rigidizadores 214a-214e) fijados al primer revestimiento 112a. Cada uno de los rigidizadores 214 puede incluir una parte elevada 224 que se proyecta lejos del primer revestimiento 112a y una pluralidad de partes de brida (identificadas individualmente como primeras partes de brida 226a y segundas partes de brida 226b) fijadas directamente al primer revestimiento 112a. En la realización ilustrada, los rigidizadores 214 tienen secciones transversales con forma de sombrero. Sin embargo, en otras realizaciones, los rigidizadores 214 pueden tener otras formas de sección transversal, incluyendo formas en "L", formas en "T" invertida, formas en "I", etc. En otras realizaciones adicionales, las partes de panel 210 pueden incluir otras características.

Los rigidizadores 214 pueden situarse en el primer revestimiento 112a de manera que las primeras partes de brida 226a de un rigidizador 214 están alineadas con las correspondientes segundas partes de brida 226b de un rigidizador 214 adyacente. Alineando las partes de brida 226 de la manera anterior, las partes de brida 226 pueden formar una pluralidad de superficies de soporte 228 al menos aproximadamente continuas (identificadas individualmente como superficies de soporte 228a y 228b) que se extienden entre las partes elevadas 224 de los rigidizadores 214.

La primera parte de panel 210a puede incluir además una parte de un elemento de soporte o bastidor 216a. En la realización ilustrada, el bastidor 216a es un bastidor de dos piezas que incluye una primera sección de bastidor 218 y una segunda sección de bastidor 219. La primera sección de bastidor 218 puede estar fijada directamente a las superficies de soporte 228 como se describe con detalle en la solicitud de patente estadounidense n.º 10/851.381.

En otras realizaciones, la primera sección de bastidor 218 puede estar fijada a la primera parte de panel 210a utilizando otros métodos. En otras realizaciones adicionales, la primera parte de panel 210a puede incluir partes de otros bastidores compuestas de más o menos secciones de bastidor. Alternativamente, el bastidor 216a puede omitirse.

La segunda parte de panel 210b puede ser al menos generalmente similar en estructura y función a la primera parte de panel 210a descrita anteriormente. En consecuencia, la segunda parte de panel 210b puede incluir una pluralidad de rigidizadores 214 (identificados individualmente como rigidizadores 214f-j) fijados al segundo revestimiento 112b. La segunda parte de panel 210b puede incluir además un segundo bastidor 216b que se fija a las partes de brida de los rigidizadores 214 de la manera descrita anteriormente para la primera parte de panel 210a.

A continuación, con relación a la figura 2B, una correa 220 alargada está fijada a una primera zona de borde 213a del primer revestimiento 112a y una segunda zona de borde 213b adyacente del segundo revestimiento 112b. La correa 220 está fijada al lado interno de los respectivos revestimientos 112 para mantener una superficie aerodinámica, uniforme en el exterior del fuselaje 102 (figura 1). En una realización, la correa 220 puede incluir materiales compuestos, tal como grafito-epoxi o un material similar. En otras realizaciones, la correa 220 puede incluir otros materiales, incluyendo materiales metálicos tal como aluminio, titanio, acero, etc. La correa 220 puede estar fijada a los revestimientos 112 con una pluralidad de fijaciones 221 que se extienden por la correa 220 y los revestimientos 112. En otras realizaciones, la correa 220 puede estar afianzada a los revestimientos 112, o afianzada y sujeta a los revestimientos 112. Asimismo, en la realización, la correa 220 puede extenderse de manera continua, o al menos aproximadamente de manera continua, alrededor de la junta de empalme 106b. En otras realizaciones, la correa 220 puede estar segmentada alrededor de la junta de empalme 106b. Por ejemplo, en una realización, la junta de empalme 106b puede incluir seis segmentos de la correa 220. En otra realización, pueden usarse más (por ejemplo, ocho) o menos segmentos de la correa 220.

En la realización ilustrada, la correa 220 puede ser al menos aproximadamente tan gruesa como los revestimientos 112, pero más gruesa que las partes de brida 226 adyacentes de los rigidizadores 214. Para evitar un escalón entre las superficies adyacentes, las almohadillas en cuña o piezas de relleno 222 (identificadas individualmente como primeras piezas de relleno 222a y segundas piezas de relleno 222b) se sitúan en las partes de brida 226 adyacentes a la correa 220. En una realización, las piezas de relleno 222 pueden incluir materiales compuestos, incluyendo grafito-epoxi o materiales similares. En otra realización, las piezas de relleno 222 pueden incluir aluminio y otros metales. En otras realizaciones adicionales, la correa 220, los revestimientos 112 y/o las partes de brida 226 pueden tener otros grosores relativos y/o las piezas de relleno 222 pueden omitirse.

A continuación, en relación con la figura 2C, se sitúan una pluralidad de conectores 230 en la correa 220 y se extienden a través de la junta de empalme 106b entre los rigidizadores 214. Una primera parte terminal 232a de cada conector 230 se superpone a la primera pieza de relleno 222a correspondiente y a las partes de brida 226 de los rigidizadores 214 adyacentes. De forma similar, una segunda parte terminal 232b de cada conector 230 se superpone a la segunda pieza de relleno 222b correspondiente y a las partes de brida 226 de los rigidizadores 214 adyacentes. En la realización ilustrada, cada uno de los conectores 230 tiene un canal o sección transversal "en forma de U" que incluye una parte de base 234, una primera parte de borde vertical 236a situada hacia un primer lado de la parte de base 234, y una segunda parte de borde vertical 236b situada hacia un segundo lado de la parte de base 234. En otras realizaciones, los conectores 230 pueden tener otras formas de sección transversal, incluyendo formas en "C", formas en "L", formas de "P" invertido, y formas planas, por nombrar unas pocas. Una pluralidad de fijaciones 238 que se extienden a través de los conectores 230 y las estructuras subyacentes (es decir, las piezas de relleno 222, las partes de brida 226, la correa 220 y los revestimientos 112) fijan los conectores 230 a las estructuras subyacentes para formar una trayectoria de carga estructural a través de la junta de empalme 106b.

Los conectorconectores 230, los rigidizadores 214, la correa 220 y los revestimientos 112 pueden incluir materiales compuestos, incluyendo epoxi-grafito y/u otros materiales compuestos adecuados. Por ejemplo, en una realización, los revestimientos 112 pueden fabricarse con resina epoxi endurecida y fibras de carbono, por ejemplo, fibras de carbono intermedias de Toray Composites America, Inc. en 19002 50th Avenue East, Tacoma, Washington 98446.

5 En esta realización, los revestimientos 112 pueden incluir cinta de fibra preimpregnada con resina (es decir, "impregnada previamente") y capas externas de tejido impregnado previamente. En otra realización, la correa 220 y los conectorconectores 230 pueden fabricarse también a partir de resina epoxi y fibras de carbono. Los revestimientos 112, la correa 220, los conectorconectores 230 pueden tener laminados cuasi-isótropos, es decir, laminados que tienen un número igual (o aproximadamente igual) de capas con orientaciones de 0, +45, -45, y 90  
10 grados. Los rigidizadores 214 pueden tener orientaciones de fibras predominantemente axiales. En otras realizaciones, los revestimientos 112, la correa 220, los conectorconectores 230 y los rigidizadores 214 pueden tener otras orientaciones de fibras.

15 Una ventaja de utilizar materiales compuestos en lugar de metales es que los conectorconectores 230 y las estructuras subyacentes (por ejemplo, los revestimientos 112 y los rigidizadores 214) tendrán al menos coeficientes generalmente similares de expansión térmica. Como resultado, las fluctuaciones de temperatura experimentadas durante el funcionamiento de la aeronave 100 (figura 1) no harán que se dispare la expansión térmica entre los conectorconectores 230 y las estructuras subyacentes, y por consiguiente no inducirán una tensión significativa en la junta de empalme 106b. Sin embargo, en otras realizaciones, los conectorconectores 230 pueden incluir materiales  
20 metálicos tal como aluminio, titanio, acero, etc. El uso de metales puede ser apropiado en aquellas situaciones en las que no se espera que la aeronave experimente grandes fluctuaciones de temperatura en funcionamiento.

25 Además de compuestos y materiales metálicos, en otras realizaciones adicionales, los revestimientos 112, la correa 220, los conectorconectores 230 y los rigidizadores 214, y, combinaciones de los mismos, pueden incluir otros materiales, incluyendo materiales híbridos tales como laminados de fibra/metal. Tales laminados incluyen laminados de fibra de vidrio/aluminio y laminados de grafito reforzados con titanio (Gr/Ti). Un laminado híbrido que incluye capas alternadas de aluminio y fibra de vidrio se denomina "GLARE™". Este laminado puede ofrecer mejores propiedades de fatiga que el aluminio convencional. Un laminado Gr/Ti puede ofrecer ventajas de peso con respecto al aluminio o epoxi-grafito convencional, pero este laminado puede ser también más caro.

30 Una característica de la junta de empalme 106b ilustrada en la figura 2C es que los conectorconectores 230 se solapan con la correa 220. Una ventaja de esta característica es que proporciona una trayectoria de carga redundante y a prueba de error en el improbable caso de que una fisura u otro defecto estructural se propague a través de una parte de la correa 220. En tal caso, los conectorconectores 230 pueden llevar solos la carga  
35 estructural a través de la junta de empalme 106b. Además, los conectorconectores 230 también proporcionan una trayectoria de carga redundante a través de la junta de empalme 106b desde donde terminan los rigidizadores 214. Asimismo, si se utiliza una correa 220 segmentada, entonces los conectorconectores 230 pueden utilizarse además como placas de empalme para segmentos de correa adyacentes. Otra característica de la junta de empalme 106b es que los extremos de los rigidizadores 214 se dejan abiertos. Una ventaja de esta característica es que permite  
40 que la humedad producida por la condensación y otras fuentes escape de los rigidizadores para un drenaje suficiente.

45 Una característica de los conectores 230 de la realización ilustrada son la primera y segunda partes de borde verticales 236a y 236b. Las partes de borde verticales 236 pueden añadir rigidez a los conectores 230, y pueden situarse próximas a las partes elevadas 224 de los rigidizadores 214. Una ventaja de esta configuración es que puede aumentar la estabilidad de la junta de empalme 216b, especialmente cuando se somete a cargas de compresión.

50 Otra característica adicional de la realización ilustrada es que las partes elevadas 224 de los rigidizadores 214 opuestos no están empalmadas entre sí a través de la junta de empalme 106b. Una ventaja de esta característica es que hace que los conectores 230 sean relativamente fáciles de instalar porque las partes elevadas 224 no tienen que estar perfectamente alineadas. Mientras que las partes elevadas 224 podrían estar empalmadas entre sí en otras realizaciones, lo más probable es que hacer eso añadiría más tiempo y coste de fabricación de la junta de empalme debido a las numerosas consideraciones de alineación y colocación de cuñas implicadas. Asimismo,  
55 empalmar entre sí las partes elevadas 224 podría cerrar los extremos de los rigidizadores 214, impidiendo así el drenaje de agua suficiente e impidiendo la comprobación visual de cualquier fijación situada bajo las partes elevadas 224.

60 A pesar de que la junta de empalme 106b de la realización ilustrada está construida a partir de un número de piezas separadas (por ejemplo, la correa 220 y los conectorconectores 230), en otras realizaciones, dos o más de estas piezas pueden estar integradas en una única pieza que realice la función y/o tenga las características de dos o más piezas. Por ejemplo, en otra realización, la junta de empalme 106b puede estar al menos parcialmente formada por una única parte que integra las características de la correa 220 y los conectorconectores 230. En otra realización, la junta de empalme 106b puede incluir una única parte que integra las características de la correa 220 y las piezas de relleno 222 adyacentes. A pesar de que las piezas integradas pueden tener las características de reducir el número de piezas y/o aumentar la resistencia, utilizar piezas separadas puede tener la ventaja de simplificar la construcción  
65

de las piezas y/o simplificar los procedimientos de instalación.

Las figuras 3A-3C ilustran de forma conjunta un método para unir la primera sección de barril 104a a la segunda sección de barril 104b en las proximidades de una de las escotaduras de ventana 140, de acuerdo con una realización de la invención. Primero con relación a la figura 3A, esta vista es una vista isométrica ampliada, parcialmente despiezada, orientada hacia fuera en una parte de la segunda junta de empalme 106b alrededor de la escotadura de ventana 140. La parte de la primera parte de barril 104a ilustrada en la figura 3A incluye una tercera parte de panel 310a. La parte de la segunda sección de barril 104b ilustrada en la figura 3A incluye una cuarta parte de panel 310b situada en alineación en sentido del borde con la tercera parte de panel 310a. Las partes de panel 310 puede ser, al menos, similares generalmente en estructura y función a las partes de panel 210 descritas con detalle anteriormente en relación con las figuras 2A-2C. Por ejemplo la tercera parte de panel 310a puede incluir una pluralidad de rigidizadores 214 (identificados individualmente como rigidizadores 214k-241m) fijados al primer revestimiento 112a. De forma similar, la cuarta parte de panel 310b puede incluir una pluralidad de rigidizadores 214 (identificados individualmente como rigidizadores 214n-214p) fijados al segundo revestimiento 112b. Sin embargo, en un aspecto de la realización ilustrada, la escotadura de ventana 140 está formada en una tercera zona de borde 313a del primer revestimiento 112a y en una cuarta zona de borde 313b del segundo revestimiento 112b.

A continuación, con relación con la figura 3B, una correa 320 alargada está fijada a la tercera zona de borde 313a del primer revestimiento 112a y a la cuarta zona de borde 313b adyacente del segundo revestimiento 112b. Exceptuando una abertura 324 que se extiende a través de una parte acampanada de la correa 320, la correa 320 puede ser, al menos, generalmente similar en estructura y función a la correa 220 descrita anteriormente con relación a las figuras 2A-2C. Para la instalación, la abertura 324 está alineada con la escotadura de ventana 140 y la correa 320 está fijada a los revestimientos 122 con una pluralidad de fijaciones 221. En otras realizaciones, la correa 320 puede estar pegada a los revestimientos 112, o pegada y sujeta a los revestimientos 112.

Una característica de la correa 320 es que la abertura 324 se extiende completamente alrededor de la escotadura de ventana 140. Una ventaja de esta característica es que la correa 320 actúa como un duplicador de una pieza, proporcionando de ese modo una trayectoria de carga eficiente alrededor de la escotadura de ventana 140. Una ventaja adicional de esta característica es que reduce el número de partes combinando la característica del duplicador de ventana con la característica de la junta de empalme en una única pieza integrada.

En la realización ilustrada, la correa 320 es más gruesa que las partes de brida 226 adyacentes de los rigidizadores 214. Para evitar un escalón entre las superficies adyacentes, las primeras piezas de relleno 222a y las segundas piezas de relleno 222b se sitúan en las partes de brida 226 adyacentes a la correa 320 en aquellas partes de la junta de empalme 106b situadas lejos de la escotadura de ventana 140. Las piezas de relleno 322 más estrechas (identificadas individualmente como terceras piezas de relleno 322a y cuartas piezas de relleno 322b) se sitúan en las partes de brida 226 del rigidizador en aquellas áreas próximas a la escotadura de ventana 140.

Con relación a la figura 3C, una pluralidad de conectorconectores 230 se extienden a través de la junta de empalme 106b en los huecos de los rigidizadores lejos de la escotadura de ventana 140 como se ha descrito anteriormente con relación a las figuras 2A-2C. Los conectorconectores 330 más estrechos están fijados a través de la junta de empalme 106b de manera similar en los extremos opuestos de la escotadura de ventana 140. Los conectorconectores 330 estrechos de la realización ilustrada tienen secciones transversales en forma de "L". Sin embargo, en otras realizaciones los conectorconectores 330 más estrechos pueden tener otras formas en sección transversal, incluyendo formas en "U", formas en "C" y formas planas. Un marco de ventana 350 puede sujetarse o fijarse de otra forma a la correa 320 y a cualquier estructura subyacente alrededor de la escotadura de ventana 140. En una realización, el marco de ventana 350 puede mecanizarse o formarse de otra forma a partir de un material metálico de alta resistencia, tal como el aluminio. En otras realizaciones, el marco de ventana 350 puede incluir compuestos y/o otros materiales adecuados.

Una característica de las realizaciones descritas anteriormente e ilustradas en las figuras 3A-3C es que la junta de empalme 106b se extiende a través del medio de la escotadura de ventana 140. Una ventaja de esta característica es que proporciona flexibilidad de diseño. Por ejemplo, esta característica permite seleccionar patrones de ventana y longitudes de la sección de barril independientemente de la ubicación del empalme. La figura 4 es una vista terminal en sección transversal de la junta de empalme 106b tomada sustancialmente a lo largo de la línea 4-4 de la figura 2C. Esta vista ilustra que, en esta realización, los conectorconectores 230 están situados por encima de la correa 220, y las fijaciones 238 se extienden a través de los conectorconectores 230, la correa 220, y el revestimiento 112b. Esta vista ilustra además que los conectorconectores 230 están situados entre, pero próximos a, los respectivos rigidizadores 214.

De lo anteriormente mencionado, se apreciará que se han descrito realizaciones específicas de la invención en el presente documento con propósitos ilustrativos, pero que pueden realizarse varias modificaciones, sin desviarse del alcance de la invención. Por ejemplo, los aspectos descritos en el contexto de vehículos particulares, tales como aeronaves, pueden aplicarse igualmente a otros vehículos, tales como helicópteros, cohetes, embarcaciones, etc. Asimismo, los aspectos descritos en el contexto de realizaciones particulares pueden combinarse o eliminarse en otras realizaciones. En consecuencia, la invención no está limitada, excepto por las reivindicaciones adjuntas.

**REIVINDICACIONES**

1. Una estructura de cubierta que comprende:

5 una primera parte de panel (210a), incluyendo la primera parte de panel:

un primer revestimiento (112a); y  
un primer rigidizador (214a) fijado al primer revestimiento en el que el primer rigidizador incluye una primera parte de brida (226a) directamente fijada al primer revestimiento y una primera parte elevada (224) que se proyecta lejos del primer revestimiento;

10 una segunda parte de panel (210b) situada adyacente a la primera parte de panel, incluyendo la segunda parte de panel:

15 un segundo revestimiento (112b); y  
un segundo rigidizador (214f) fijado al segundo revestimiento en el que el segundo rigidizador incluye una segunda parte de brida fijada directamente al segundo revestimiento y a una segunda parte elevada que se proyecta lejos del segundo revestimiento; y

20 un conector (230a) que se extiende a través de una primera zona de borde (213a) de la primera parte de panel y una segunda zona de borde (213b) de la segunda parte de panel, en el que una primera parte terminal (232a) del conector se superpone y está fijada a la primera parte de brida del primer rigidizador y el primer revestimiento y en el que la segunda parte terminal (232b) del conector se superpone y está fijada a la segunda parte de brida del segundo rigidizador y el segundo revestimiento para unir la primera parte de panel con la segunda parte de panel.

25 2. La estructura de cubierta según la reivindicación 1 en la que el primer rigidizador está alineado longitudinalmente con el segundo rigidizador.

30 3. La estructura de cubierta de la reivindicación 1 en la que el primer revestimiento está situado en alineación en sentido del borde con el segundo revestimiento.

35 4. La estructura de cubierta según la reivindicación 1, que comprende además una correa fijada a una primera zona de borde del primer revestimiento y a una segunda zona de borde del segundo revestimiento para empalmar el primer revestimiento al segundo revestimiento.

40 5. La estructura de cubierta según la reivindicación 1, que comprende además una correa fijada a una primera zona de borde del primer revestimiento y a una segunda zona de borde del segundo revestimiento para empalmar el primer revestimiento al segundo revestimiento, en la que al menos una parte de la correa está intercalada entre el conector y la primera zona de borde del primer revestimiento y la segunda zona de borde del segundo revestimiento.

45 6. La estructura de cubierta según la reivindicación 1 en la que el primer revestimiento es un primer revestimiento compuesto de un fuselaje de la aeronave, y en la que el segundo revestimiento es un segundo revestimiento compuesto del fuselaje de la aeronave.

7. La estructura de cubierta según la reivindicación 1, en la que:

la primera parte de panel incluye además:

50 un tercer rigidizador que tiene una tercera parte de brida fijada al primer revestimiento y una tercera parte elevada que se proyecta lejos del primer revestimiento;

la segunda parte de panel incluye además:

55 un cuarto rigidizador que tiene una cuarta parte de brida fijada al segundo revestimiento y una cuarta parte elevada que se proyecta lejos del segundo revestimiento; y

60 la primera parte terminal del conector se superpone y está fijada a la primera parte de brida del primer rigidizador y la tercera parte de brida del tercer rigidizador, y en la que la segunda parte terminal del conector se superpone y está fijada a la segunda parte de brida del segundo rigidizador y la cuarta parte de brida del cuarto rigidizador.

8. La estructura de cubierta según la reivindicación 7 en la que al menos una de la primera parte de brida del primer rigidizador y la tercera parte de brida del tercer rigidizador se extiende hacia la otra para formar una superficie al menos aproximadamente continua que se extiende entre la primera parte elevada del primer rigidizador y la tercera parte elevada del tercer rigidizador, y en la que la superficie aproximadamente continua está intercalada entre la primera parte terminal del conector y el primer revestimiento.

- 5 9. La estructura de cubierta según la reivindicación 7 que comprende además una correa fijada a una primera zona de borde del primer revestimiento y una segunda zona de borde del segundo revestimiento para empalmar el primer revestimiento al segundo revestimiento, en la que al menos una parte de la correa está intercalada entre el conector y la primera zona de borde del primer revestimiento y la segunda zona de borde del segundo revestimiento.
- 10 10. La estructura de cubierta según la reivindicación 7 en la que la primera y segunda partes de panel forman una parte exterior de un fuselaje y en la que la estructura de la aeronave comprende además:  
el fuselaje; y  
medios para generar una elevación situada al menos próxima al fuselaje.
- 15 11. La estructura de cubierta según la reivindicación 7 en la que el conector tiene una sección transversal en forma de "U".
- 20 12. La estructura de cubierta de la reivindicación 7 en la que el conector tiene una parte de base y al menos una zona de borde vertical, y en la que la parte de base está fijada a la primera parte de brida del primer rigidizador, la segunda parte de brida del segundo rigidizador, la tercera parte de brida del tercer rigidizador y la cuarta parte de brida del cuarto rigidizador.
- 25 13. La estructura de cubierta según la reivindicación 7 en la que el conector tiene una parte de base, una primera parte de borde vertical situada hacia un primer lado de la parte de base, y una segunda parte de borde vertical situada hacia un segundo lado de la parte de base, en la que la primera parte de borde vertical está situada próxima a la primera parte elevada del primer rigidizador y a la segunda parte elevada del segundo rigidizador, y en la que la segunda parte de borde vertical está situada próxima a la tercera parte elevada del tercer rigidizador y a la cuarta parte elevada del cuarto rigidizador.
- 30 14. La estructura de cubierta según la reivindicación 7 en la que el primer y segundo revestimientos incluyen materiales compuestos.
- 35 15. La estructura de cubierta según la reivindicación 7 en la que el primer y segundo revestimientos y el conector incluyen materiales compuestos.
- 40 16. La estructura de cubierta según la reivindicación 7 en la que al menos el primer y tercer rigidizadores forman conductos cerrados con extremos abiertos.
- 45 17. La estructura de cubierta según la reivindicación 7 en la que el primer revestimiento incluye una primera parte de una escotadura de ventana y el segundo revestimiento incluye una segunda parte de la escotadura de ventana.
- 50 18. La estructura de cubierta según la reivindicación 6, en la que:  
el fuselaje de la aeronave está alineado a lo largo de un eje longitudinal,  
el primer revestimiento compuesto se extiende 360 grados alrededor del eje longitudinal;  
el segundo revestimiento compuesto se sitúa adyacente al primer revestimiento compuesto y se extiende 360 grados alrededor del eje longitudinal; y  
la primera zona de borde de la primera parte de panel incluye una primera zona de borde del primer revestimiento compuesto y la segunda zona de borde de la segunda parte de panel incluye una segunda zona de borde del segundo revestimiento compuesto.
- 55 19. La estructura de cubierta según la reivindicación 18 en la que el primer rigidizador está alineado longitudinalmente con el segundo rigidizador.
- 60 20. La estructura de cubierta según la reivindicación 18, que comprende además:  
una cabina de pasajeros.
- 65 21. La estructura de cubierta de la reivindicación 18 en la que el primer revestimiento compuesto forma al menos parcialmente una sección de barril que tiene una anchura en sección transversal de al menos 3,04 m (10 pies) aproximadamente.
22. La estructura de cubierta según la reivindicación 18 en la que la primera zona de borde del primer revestimiento compuesto incluye una primera parte de una escotadura de ventana, y en la que la segunda zona de borde del segundo revestimiento compuesto incluye una segunda parte de la escotadura de ventana.
23. La estructura de cubierta según la reivindicación 18 en la que la primera zona de borde del primer revestimiento compuesto incluye una primera parte de una escotadura de ventana, en la que la segunda zona de borde del segundo revestimiento compuesto incluye una segunda parte de la escotadura de ventana, y en la que el fuselaje de

la aeronave comprende además una correa que tiene una abertura alineada con la escotadura de ventana, estando sujeta la correa a la primera zona de borde del primer revestimiento compuesto y a la segunda zona de borde del segundo revestimiento compuesto.

5 24. La estructura de cubierta según la reivindicación 18, comprendiendo además la estructura de cubierta:

medios de empalme separados de los conectores para fijar una primera zona de borde del primer revestimiento compuesto a una segunda zona de borde del segundo revestimiento compuesto.

10 25. La estructura de cubierta según la reivindicación 24, que comprende además:

terceros medios de rigidización situados adyacentes a los primeros medios de rigidización para rigidizar el primer revestimiento compuesto; y

15 cuartos medios de rigidización situados adyacentes a los segundos medios de rigidización para rigidizar el segundo revestimiento compuesto, en la que el medio de adaptación se extiende a través de los medios de empalme y conecta estructuralmente el primer y tercer medios de rigidización al segundo y cuarto medios de rigidización.

20 26. La estructura de cubierta según la reivindicación 24 en la que los medios de adaptación están fijados a la primera y segunda partes de brida pero no a la primera y segunda partes elevadas.

27. La estructura de cubierta según la reivindicación 24 en la que el primer revestimiento compuesto forma al menos parcialmente una sección de barril que tiene una anchura en sección transversal de al menos 3,04 m (10 pies).

25 28. La estructura de cubierta según la reivindicación 1, en la que

el primer revestimiento tiene una primera parte de escotadura de borde; y  
 el segundo revestimiento tiene una segunda parte de escotadura de borde, en la que el posicionamiento de la  
 30 segunda parte de panel adyacente a la primera parte de panel es tal que la primera parte de escotadura de borde está alineada con la segunda parte de escotadura de borde.

29. La estructura de cubierta según la reivindicación 28, que comprende además una correa fijada a una primera zona de borde del primer revestimiento y una segunda zona de borde del segundo revestimiento para empalmar el primer revestimiento al segundo revestimiento, en la que la correa incluye una abertura alineada con la primera escotadura de la parte de borde y la segunda escotadura de la parte de borde.

30. La estructura de cubierta según la reivindicación 28, que comprende además una correa fijada a una primera zona de borde del primer revestimiento y una segunda zona de borde del segundo revestimiento para empalmar el primer revestimiento al segundo revestimiento, en la que la correa incluye una abertura alineada con la primera escotadura de la parte de borde y la segunda escotadura de la parte de borde, y en la que al menos una parte de la correa está intercalada entre el conector y la primera zona de borde del primer revestimiento y la segunda zona de borde del segundo revestimiento.

31. La estructura de cubierta según la reivindicación 28 en la que el primer revestimiento es un primer revestimiento compuesto del fuselaje de una aeronave, en la que el segundo revestimiento es un segundo revestimiento compuesto del fuselaje de la aeronave, y en la que la primera y segunda partes de escotadura de borde forman una escotadura de ventana en el fuselaje de la aeronave.

32. Un método para fabricar una estructura de cubierta, comprendiendo el método:

50 situar un primer revestimiento (112a) compuesto en alineación en sentido del borde con un segundo revestimiento (112b) compuesto;

proporcionar un primer rigidizador (214a), en la que el primer rigidizador incluye una primera parte de brida (226a) y una primera parte elevada (224);

55 proporcionar un segundo rigidizador (214f), en la que el segundo rigidizador incluye una segunda parte de brida y una segunda parte elevada;

fijar el primer rigidizador al primer revestimiento compuesto fijando directamente la primera parte de brida al primer revestimiento compuesto, donde la parte elevada del primer rigidizador se proyecta lejos del primer revestimiento compuesto,

60 fijar el segundo rigidizador al segundo revestimiento compuesto fijando directamente la segunda parte de brida al segundo revestimiento compuesto, donde la parte elevada del segundo rigidizador se proyecta lejos del segundo revestimiento compuesto, superponiendo y fijando una primera parte terminal (232a) de un conector (230a) a la primera parte de brida del primer rigidizador y al primer revestimiento compuesto;

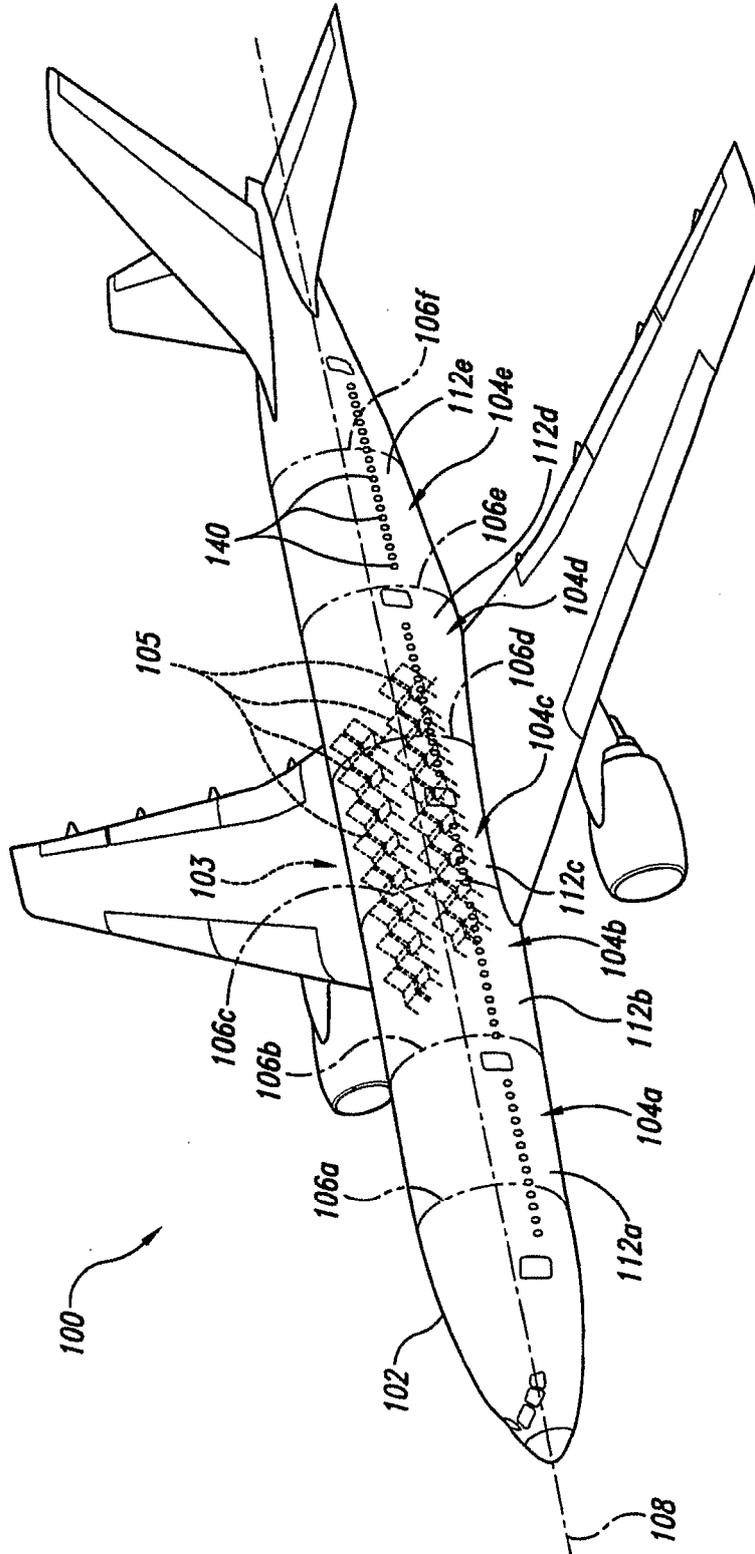
y

65 superponer y fijar una segunda parte terminal (232b) del conector a la segunda parte de brida del segundo rigidizador y al segundo revestimiento compuesto, uniendo de este modo el primer revestimiento compuesto al

segundo revestimiento compuesto.

- 5 33. El método según la reivindicación 32, que comprende además la fijación de una correa a una primera zona de borde del primer revestimiento compuesto y a una segunda zona de borde del segundo revestimiento compuesto para empalmar el primer y el segundo revestimientos compuestos entre sí antes de fijar el conector.
- 10 34. El método según la reivindicación 32, que comprende además la fijación de una correa a una primera zona de borde del primer revestimiento compuesto y a una segunda zona de borde del segundo revestimiento compuesto para empalmar el primer y segundo revestimientos compuestos entre sí antes de fijar el conector, y en el que la fijación del conector incluye intercalar una parte de la correa entre el conector y la primera zona de borde del primer revestimiento compuesto y la segunda zona de borde del segundo revestimiento compuesto.
- 15 35. El método según la reivindicación 32 en el que el primer revestimiento compuesto se extiende 360 grados alrededor de un primer eje, y en el que el segundo revestimiento compuesto se extiende 360 grados alrededor de un segundo eje.
- 20 36. El método según la reivindicación 32 en el que fijar un primer extremo de un conector al primer rigidizador y un segundo extremo del conector al segundo rigidizador incluye dejar abiertas partes terminales del primer y segundo rigidizadores para el drenaje del líquido.
- 25 37. El método según la reivindicación 35 para fabricar un fuselaje de aeronave, comprendiendo además el método:  
situar el primer revestimiento compuesto adyacente al segundo revestimiento compuesto de manera que el primer y segundo ejes están al menos aproximadamente alineados.
- 30 38. El método según la reivindicación 37, que comprende además:  
fijar al menos un tercer rigidizador al primer revestimiento compuesto;  
fijar al menos un cuarto rigidizador al segundo revestimiento compuesto; y  
fijar la primera parte terminal del conector al tercer rigidizador y la segunda parte terminal del conector al cuarto rigidizador.
- 35 39. El método según la reivindicación 37, que comprende además:  
fijar al menos un tercer rigidizador al primer revestimiento compuesto de manera que la primera parte de brida del primer rigidizador y una tercera parte de brida del tercer rigidizador forman una primera superficie de soporte al menos aproximadamente continua;  
fijar al menos un cuarto rigidizador al segundo revestimiento compuesto de manera que la segunda parte de brida del segundo rigidizador y una cuarta parte de brida del cuarto rigidizador forman una segunda superficie de soporte al menos aproximadamente continua, en el que fijar una primera parte terminal de un conector al primer rigidizador incluye fijar la primera parte terminal a la primera superficie de soporte, y en el que fijar una segunda parte terminal del conector al segundo rigidizador incluye fijar la segunda parte terminal a la segunda superficie de soporte.
- 40 40. El método según la reivindicación 37 en el que situar el primer revestimiento compuesto de forma adyacente al segundo revestimiento compuesto incluye situar una primera sección de barril que tiene una primera anchura de aproximadamente 4,57 m (15 pies) o más con una segunda sección de barril que tiene una segunda anchura de aproximadamente 4,57 m (15 pies) o más.
- 45 41. El método según la reivindicación 32 para fabricar una estructura de cubierta, en el que:  
el primer revestimiento tiene una primera parte de escotadura de borde,  
el segundo revestimiento tiene una segunda parte de escotadura de borde; y  
50 situar el primer revestimiento en alineación en sentido del borde con el segundo revestimiento, la primera parte de escotadura de borde está al menos aproximadamente alineada con la segunda parte de escotadura de borde.
- 55 42. El método según la reivindicación 41, que comprende además fijar una correa a una primera zona de borde del primer revestimiento y una segunda zona de borde del segundo revestimiento para empalmar el primer y segundo revestimientos entre sí, en el que la correa incluye una abertura al menos aproximadamente alineada con la primera y segunda partes de escotadura de borde del primer y segundo revestimientos.
- 60 43. El método según la reivindicación 41, que comprende además fijar una correa a una primera zona de borde del primer revestimiento y a una segunda zona de borde del segundo revestimiento para empalmar el primer y segundo revestimientos entre sí, en el que la correa incluye una abertura al menos aproximadamente alineada con la primera y segunda partes de escotadura de borde del primer y segundo revestimientos, y en el que fijar el conector incluye intercalar una parte de la correa entre el conector y la primera zona de borde del primer revestimiento y la segunda

zona de borde del segundo revestimiento.



**Fig. 1**

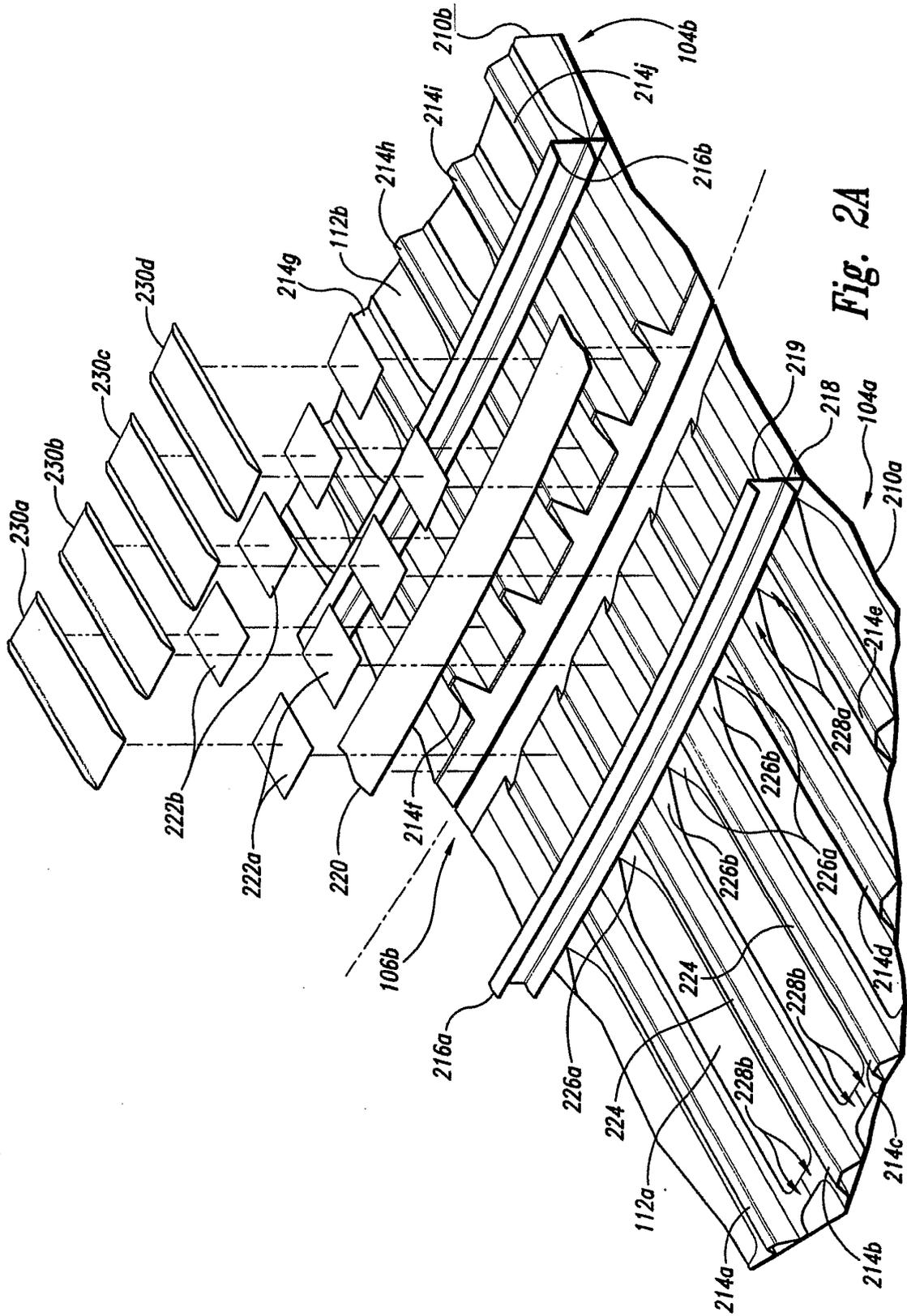


Fig. 2A

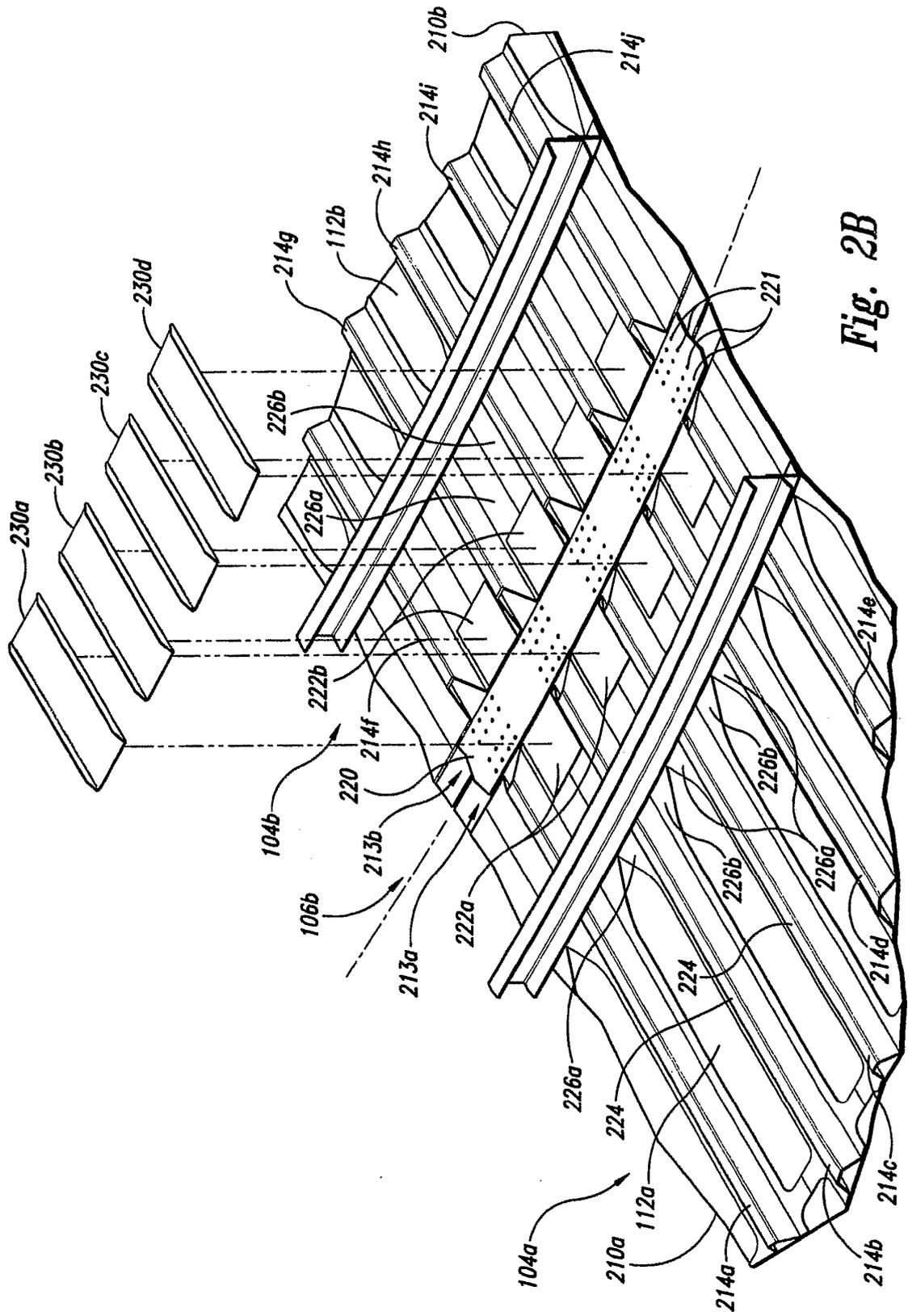
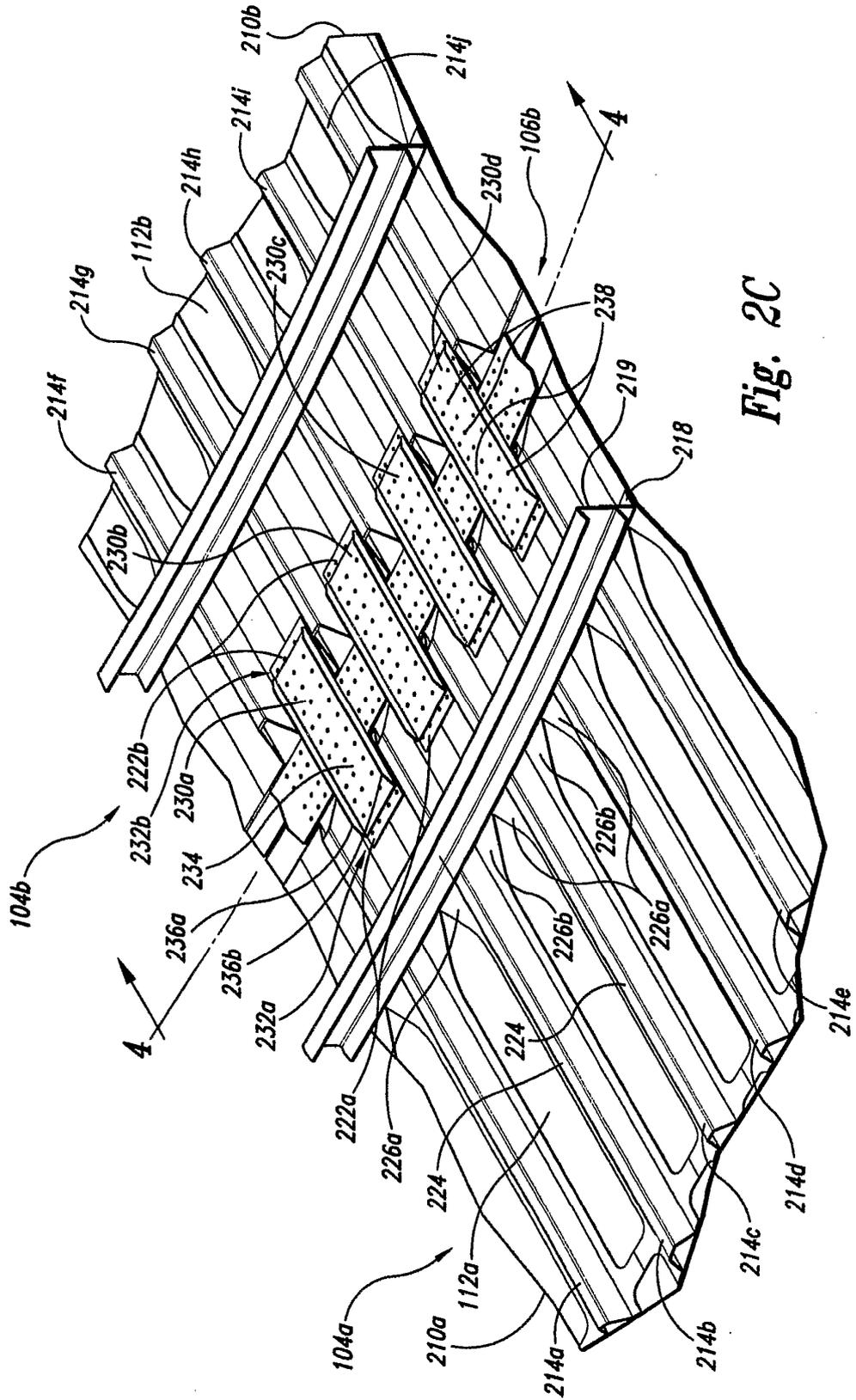


Fig. 2B



*Fig. 2C*

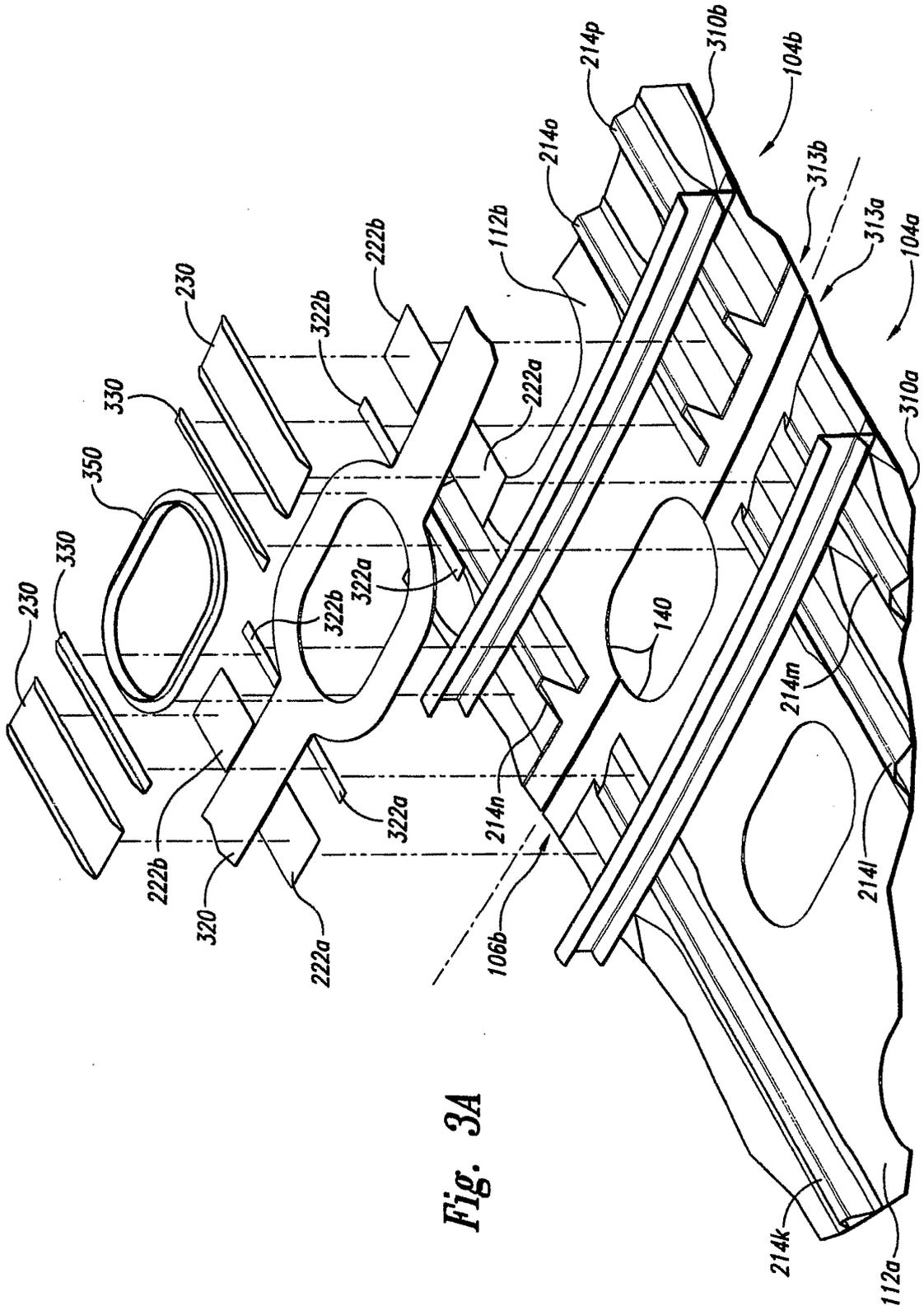


Fig. 3A

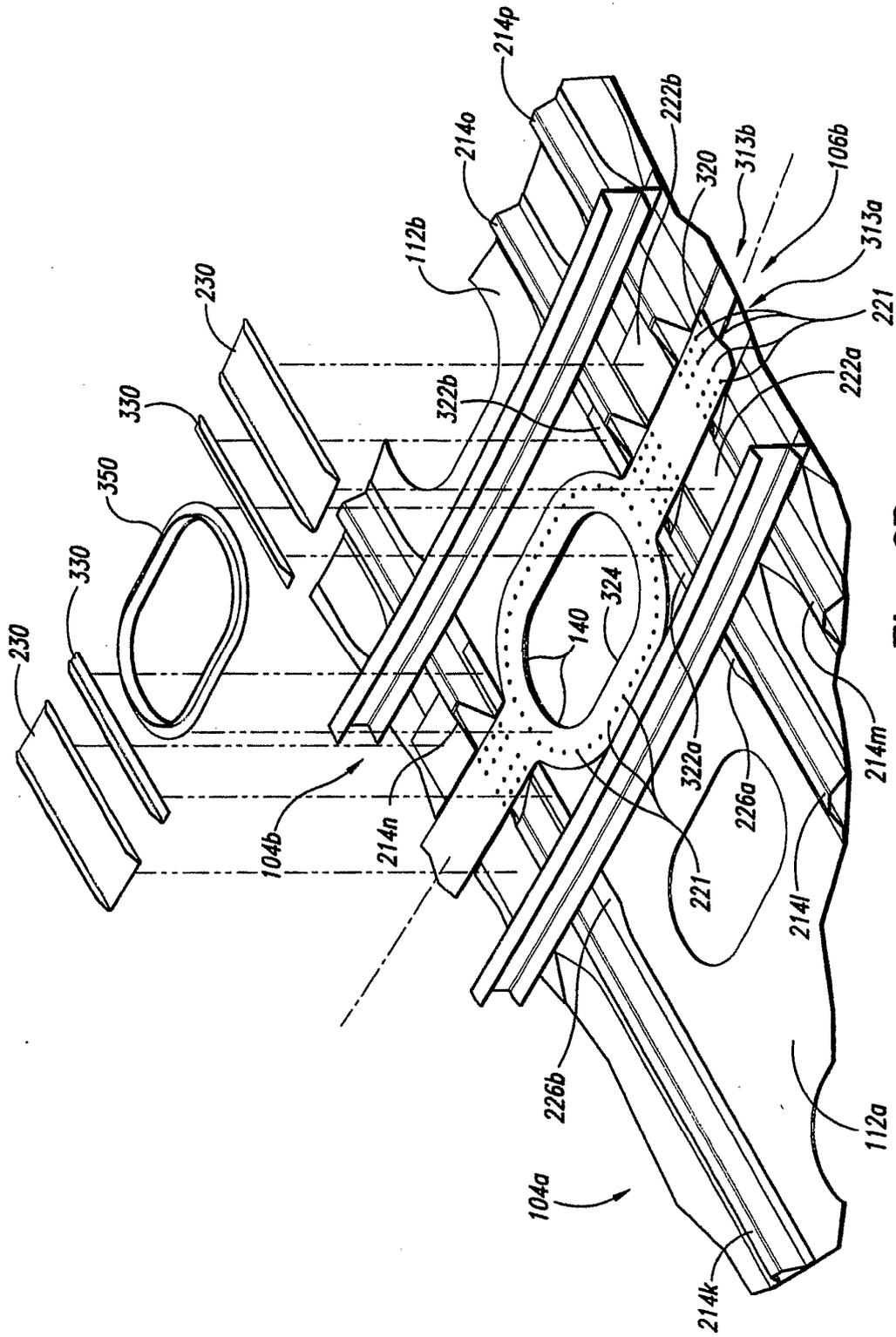


Fig. 3B

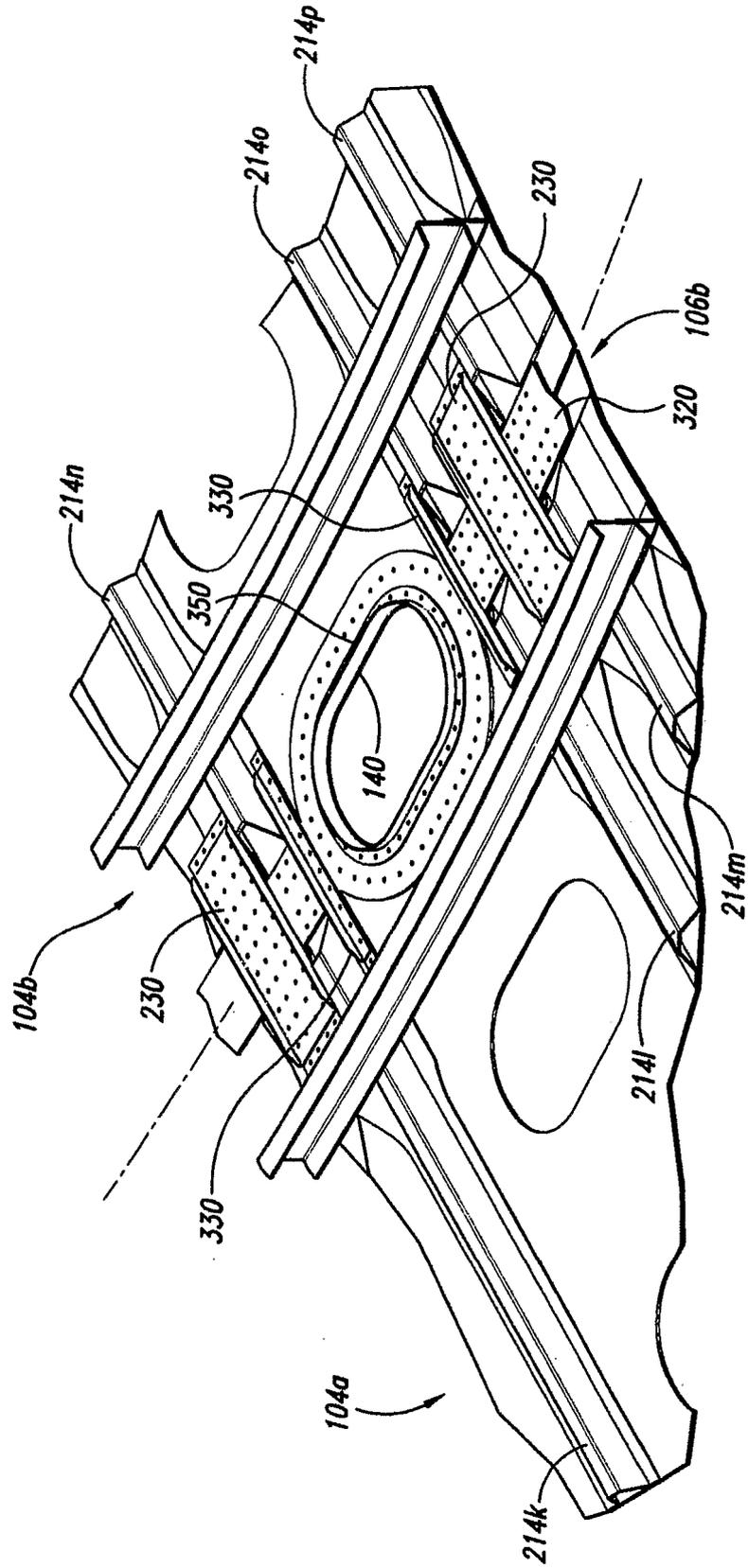
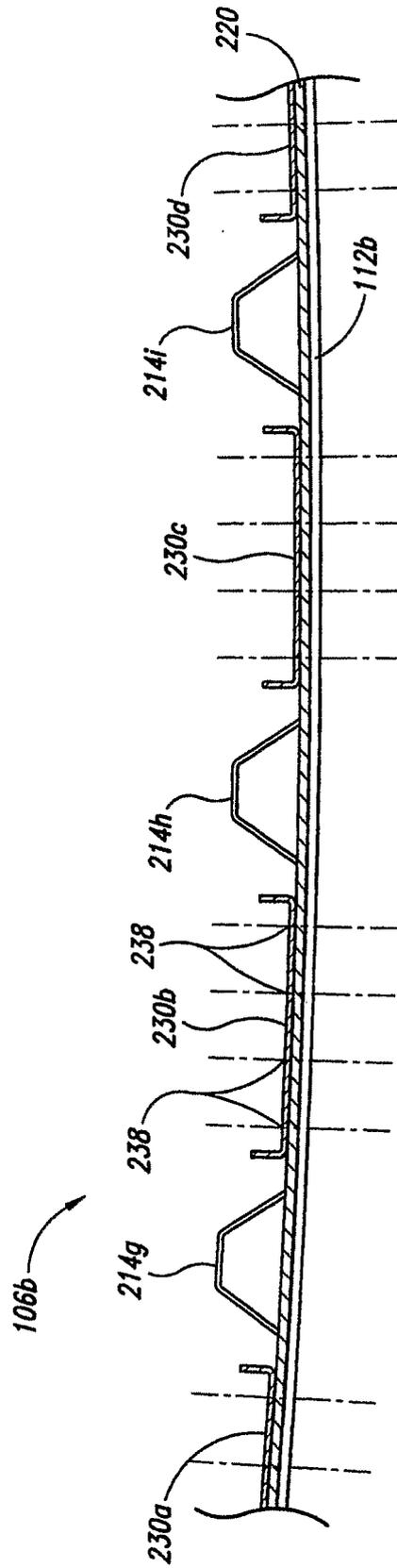


Fig. 3C



*Fig. 4*