

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 715 841**

51 Int. Cl.:

**B64C 1/00** (2006.01)

**B64C 1/06** (2006.01)

**B64C 1/12** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.06.2013 E 13171397 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **19.12.2018 EP 2676877**

54 Título: **Paneles estructurales compuestos y fuselajes de aeronave**

30 Prioridad:

**20.06.2012 US 201213528553**

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

**06.06.2019**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**CARDIN, RACHEL**

74 Agente/Representante:

**CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel**

**ES 2 715 841 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

Paneles estructurales compuestos y fuselajes de aeronave

**Campo**

5 La presente divulgación se refiere a estructuras de cubierta, y más particularmente a métodos de unión de secciones y paneles estructurales compuestos, y a conjuntos estructurales formados según tales métodos.

**Antecedentes**

10 Los elementos estructurales primarios de muchas aeronaves, normalmente aeronaves más grandes tales como grandes aviones de pasajeros, se fabrican con frecuencia a partir de metal. Las cubiertas y secciones de fuselaje para tales aeronaves, por ejemplo, se fabrican normalmente a partir de aleaciones de aluminio de alta resistencia o metales similares. Sin embargo, recientemente muchos fabricantes de aeronaves han comenzado a usar materiales compuestos, tales como materiales de resina reforzados con fibras, por motivo de resistencia frente a peso relativamente alta de tales materiales. Materiales compuestos adecuados incluyen habitualmente vidrio, carbono o fibras sintéticas (por ejemplo, poliamida, poliéster, etc.) en una matriz de resina epoxídica u otro tipo de resina.

15 Un método a modo de ejemplo de fabricación de fuselajes de aeronave con materiales compuestos implica envolver fibras o cintas de fibras alrededor de un mandril rotatorio, generalmente con un sistema o instrumento automatizado. El mandril proporciona la forma básica de una sección de fuselaje longitudinal. Las fibras o cintas pueden impregnarse previamente con una resina epoxídica, o hacerse pasar a través de un baño de resina justo antes de que el material entre en contacto con el mandril rotatorio, y se aplican en múltiples láminas para formar una piel de una sección de fuselaje. En algunas técnicas, el mandril puede permanecer en su sitio y llegar a ser parte del  
20 componente enrollado, o puede retirarse. La piel puede cubrirse con capas adicionales, tales como una capa de núcleo de panal de abejas, al que pueden aplicarse láminas adicionales de materiales compuestos en una estructura de tipo "sándwich" compuesta.

25 Una manera en la que secciones de fuselaje compuestas formadas de esta manera se unen entre sí implica el uso de una o más placas de empalme que se sujetan en su sitio a lo largo de una unión de empalme circunferencial entre secciones de fuselaje adyacentes. En general, se mantiene en su sitio una placa de empalme mientras se perforan con precisión orificios de fijación a través de la placa de empalme y la estructura compuesta subyacente. Cada orificio se analiza habitualmente con sonda para determinar la calidad del tamaño, tal como mediante el uso de una máquina que también puede registrar datos de control de procedimiento estadístico sobre cada orificio. Después se aplican elementos de sujeción según pares de torsión medidos con precisión, fijando la placa en su sitio.

30 Para aeronaves más grandes, tales como aeronaves de gran capacidad, puede usarse un sistema de placa de empalme compuesto. Normalmente, un sistema de vigas estructurales tales como rigidizadores longitudinales y cuadernas laterales se fijan a las secciones de fuselaje para refuerzo. Un sistema de placa de empalme compuesto puede implicar placas de empalme que tienen extensiones longitudinales posicionadas a lo largo de la placa de empalme para extenderse hasta las regiones a cada lado de la placa de empalme entre rigidizadores adyacentes,  
35 y/o ajustes longitudinales independientes que se sujetan de manera transversal a la placa de empalme para extenderse a cada lado y entre rigidizadores adyacentes. Las extensiones y/o ajustes se sujetan a la estructura compuesta de una manera similar a la placa de empalme. En algunos casos, las extensiones o ajustes están dotados de pestañas ortogonales, tal como para rigidez adicional, que pueden fijarse en sí mismas a rigidizadores y/o cuadernas.

40 Por tanto, los métodos de unión por placa de empalme de secciones de fuselaje compuestas pueden implicar procedimientos de ensamblaje que requieren mucho trabajo y montajes de herramientas extensos, especialmente en aeronaves de gran capacidad. Por ejemplo, el diámetro interno del fuselaje en aeronaves de gran capacidad es normalmente de aproximadamente 200 pulgadas (aproximadamente 5 metros). El número de elementos de sujeción requeridos para unir secciones de fuselaje adyacentes de este tamaño puede superar los 5.000. Incluso con automatización, el tiempo requerido para perforar el número requerido de orificios y aplicar de apropiada los  
45 elementos de sujeción puede ser de más de 400 horas-hombre por sección. Además, los fuselajes de aeronaves de gran capacidad se ensamblan a partir de varias secciones de fuselaje (por ejemplo, el Boeing 787 Dreamliner se ensambla a partir de cinco secciones de fuselaje). Como tal, la técnica de unión anteriormente mencionada para las secciones de fuselaje para este tamaño y tipo de aeronave puede representar una demanda de un número de  
50 elementos de sujeción que supera 20.000, y más de 2.000 horas-hombre.

El documento US 2011/056066 A1 se refiere a la conexión de dos secciones de fuselaje. En este documento se encontró un método menos complicado y que requería menos tiempo usando perforación de alta velocidad (HSD) para un grupo de orificios de perforación finales a través de la piel exterior de al menos una sección de fuselaje y/o acoplamiento usando una plantilla de perforación preferible sin ninguna perforación piloto.

55 **Sumario**

La presente invención se refiere a un conjunto de fuselaje de aeronave según la reivindicación 1 y a un método de unión de secciones de fuselaje de aeronave según la reivindicación 11. Las realizaciones no cubiertas por las reivindicaciones 1 y 11 no forman parte de la invención, sino que representan técnica anterior que es útil para entender la invención.

- 5 La presente divulgación describe paneles estructurales compuestos y métodos de unión de los mismos para formar conjuntos estructurales tales como estructuras de cubierta.

Tal como se explicó anteriormente en mayor detalle en el presente documento, los conjuntos de paneles compuestos según la presente divulgación pueden incluir paneles compuestos primero y segundo que tienen bordes coincidentes correspondientes posicionados en alineación relativa por el borde, extendiéndose al menos una lengüeta (y, en algunas realizaciones, una pluralidad de lengüetas) longitudinalmente desde el borde coincidente del primer panel compuesto, e incluyendo cada lengüeta una superficie exterior en registro enfrentado con una porción correspondiente de una superficie interior del segundo panel compuesto. La porción correspondiente puede incluir una zona rebajada para ajustarse mutuamente con la lengüeta o estar configurada de otro modo para separar estrechamente las superficies enfrentadas de las lengüetas y porciones correspondientes. Las lengüetas pueden incluir uno o más orificios de inyección para la inyección de un material de unión en este espacio, y pueden incluir además uno o más orificios de verificación dispuestos próximos al/a los orificio(s) de inyección para verificar la inyección del material de unión. Como tales, los conjuntos pueden incluir un material de unión que une los paneles primero y segundo entre sí.

Algunas realizaciones pueden incluir configuraciones y/o características adicionales, tal como pueden ser apropiadas para la naturaleza de los paneles estructurales. Por ejemplo, las secciones de fuselaje de aeronave incluyen normalmente varios componentes estructurales sujetos a la superficie interior de las mismas, habitualmente en forma de vigas de refuerzo alargadas que discurren longitudinalmente (tal como en paralelo a un eje central del fuselaje) y/o lateralmente (tal como extendiéndose parcialmente alrededor de un eje central del fuselaje). Las vigas longitudinales se denominan largueros o rigidizadores, y las vigas laterales se denominan cuadernas. Por consiguiente, en algunas realizaciones en las que uno o más componentes estructurales están montados en la superficie interior de uno o ambos paneles estructurales, las lengüetas pueden dimensionarse o conformarse en consecuencia. Por ejemplo, en algunas realizaciones, las lengüetas pueden tener una anchura dimensionada para ajustarse entre porciones de extremo de vigas longitudinales adyacentes. En algunas realizaciones, las lengüetas pueden estar configuradas para ajustarse mutuamente con una porción de uno o más componentes estructurales, tal como teniendo un extremo distal o porción de borde adaptado para ajustarse con una pestaña en el lado de una viga lateral.

En algunas realizaciones, los paneles compuestos estructurales pueden formar secciones de piel para una aeronave, tal como secciones de fuselaje, o secciones de cilindro completo, que pueden unirse entre sí mediante el uso de las lengüetas y material de unión.

Los métodos a modo de ejemplo de formación de un fuselaje de aeronave según la presente divulgación, tales como uniendo secciones de fuselaje de aeronave fabricadas a partir de materiales compuestos, pueden incluir ajustar una primera sección de fuselaje con lengüetas que se extienden longitudinalmente desde un borde coincidente de la misma, y configurar una segunda sección de fuselaje con un borde coincidente correspondiente adaptado para recibir de manera coincidente las lengüetas y borde coincidente de la primera sección de fuselaje. Los bordes coincidentes de las secciones de fuselaje primera y segunda pueden engancharse en alineación por el borde, y después puede usarse un material de unión para unir las secciones de fuselaje entre sí (tal como inyectando material de unión a través de orificios de inyección proporcionados en las lengüetas). En algunos métodos a modo de ejemplo, las lengüetas se forman como componentes independientes, tal como a partir de materiales compuestos, y después se incorporan en la primera sección de fuselaje, tal como mientras se forma. En algunos métodos, las lengüetas pueden ser solidarias con la primera sección de fuselaje.

### Breve descripción de los dibujos

La figura 1 es una vista esquemática en sección transversal que representa conjuntos de paneles estructurales según la presente divulgación.

La figura 2 es una vista parcialmente esquemática, parcialmente en despiece ordenado, oblicua, de un ejemplo ilustrativo, no exclusivo, de un conjunto de paneles estructurales según la presente divulgación.

La figura 3 es una vista parcialmente esquemática en sección transversal de la configuración de panel compuesto y lengüeta de unión a modo de ejemplo del conjunto de paneles estructurales de la figura 2.

La figura 4 es una vista parcialmente esquemática en sección transversal de otra configuración de panel compuesto y lengüeta de unión a modo de ejemplo según la presente divulgación.

La figura 5 es una vista parcialmente esquemática en sección transversal de aún otra configuración de panel compuesto y lengüeta de unión a modo de ejemplo según la presente divulgación.

La figura 6 es un diagrama de flujo que representa ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de métodos de unión de secciones o paneles estructurales compuestos según la presente divulgación.

La figura 7 es un diagrama de flujo que representa ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de métodos de formación de un fuselaje de aeronave según la presente divulgación.

- 5 La figura 8 es una vista oblicua simplificada vista de una aeronave que tiene un fuselaje compuesto configurado según la presente divulgación.

**Descripción**

10 Las realizaciones a modo de ejemplo de conjuntos estructurales de secciones y paneles compuestos dadas a conocer e ilustradas en el presente documento pueden encontrar aplicación en diversos aspectos de diseño de vehículos, incluyendo (pero sin limitarse a) formar un fuselaje de aeronave a partir de secciones de cilindro compuestas que están configuradas y unidas entre sí tal como se describe a continuación.

15 En general, paneles estructurales compuestos configurados según la presente divulgación pueden unirse por medio de lengüetas que se extienden longitudinalmente desde un borde coincidente de un panel que se unen a una porción configurada de manera correspondiente del otro panel. Esta porción configurada puede ser una superficie interior configurada para recibir la lengüeta, un elemento estructural con el que se ajusta mutuamente la lengüeta, una combinación de los mismos, y así sucesivamente.

20 En el contexto específico de una estructura de cubierta de aeronave tal como un fuselaje, unir secciones de fuselaje compuestas de esta manera puede reducir el trabajo y/o el número de partes normalmente requeridas para lograr una unión adecuada, por ejemplo, en comparación con una unión lograda por medio de una técnica de unión de empalme.

La presente divulgación también proporciona métodos a modo de ejemplo mediante los cuales pueden producirse y/o unirse los paneles compuestos estructurales brevemente descritos anteriormente.

25 La figura 1 es una vista esquemática en sección transversal que representa ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de un conjunto 10 de paneles estructurales según la presente divulgación. En general, un conjunto 10 de paneles estructurales incluye paneles 12, 14 compuestos primero y segundo, cada uno de los cuales está dotado de un borde coincidente (indicado en 16, 18, respectivamente). Los paneles 12, 14 compuestos primero y segundo se posicionan en alineación por el borde entre sí; es decir, con los bordes 16, 18 coincidentes alineados. Al menos porciones de los bordes 16, 18 coincidentes pueden estar en contacto entre sí y, tal como se explica a continuación, otras porciones de los bordes 16, 18 coincidentes pueden estar separadas unas de otras cuando los paneles 12, 14 compuestos primero y segundo están alineados por el borde.

30 El primer panel 12 compuesto incluye al menos una lengüeta 20 que se extiende longitudinalmente desde el mismo, y específicamente desde el borde 16 coincidente del mismo. "Longitudinalmente" indica que la lengüeta se extiende generalmente a lo largo de un eje o plano del panel 12 compuesto. Tal como se explica a continuación, en algunos ejemplos, los paneles 12, 14 compuestos pueden formar secciones de piel, o secciones de cilindro, de una aeronave, en las que "longitudinal" puede indicar que la lengüeta se extiende en paralelo a un eje largo de la aeronave o fuselaje de aeronave (en contraposición a "lateral" o "radial", que puede indicar una dirección o disposición generalmente ortogonal al eje largo de la aeronave o fuselaje). Sin embargo, tales términos no deben interpretarse en un sentido limitativo, sino con fines de claridad de la explicación.

35 La lengüeta 20, también denominada en el presente documento lengüeta de unión, tiene una superficie 22 superior o interior, una superficie 24 inferior o exterior, y un extremo 26 distal que termina en un borde 28 distal. En el contexto de un fuselaje de aeronave, normalmente un fuselaje define al menos parcialmente un volumen, y aunque "interior" y "exterior" indican generalmente la disposición de un componente con respecto a ese volumen, los términos se emplean con fines de explicación. Por ejemplo, en algunas realizaciones, un componente o parte del mismo que se describe como "interior" puede ser, en otras realizaciones, "exterior", y viceversa.

40 Tal como se explica en más detalle a continuación, la configuración física de la lengüeta 20 de unión puede variar entre ejemplos compatibles con esta divulgación, y puede incluir elementos distintivos o características opcionales (tales como un labio u otro saliente, y así sucesivamente) no indicadas en la vista esquemática mostrada en la figura 1.

45 Además, la lengüeta 20 de unión puede ser una extensión de (por ejemplo, ser solidaria con) el primer panel 12 compuesto, o puede ser un componente independiente que se acopla al panel 12. Esta última construcción se indica en líneas discontinuas, indicando un perímetro o borde opcional de la lengüeta 20 de unión. Tal como se explica a continuación, pueden emplearse diferentes métodos de fabricación para ensamblar la lengüeta 20 al panel 12. Además, tal como se muestra en la figura 1, se indica que la superficie 22 interior de la lengüeta 20 está a nivel con una superficie 30 superior o interior del primer panel 12 compuesto. Sin embargo, esto no se requiere para todas las realizaciones; tal como se describe en más detalle a continuación, en algunas realizaciones, todas las superficies de la lengüeta 20 pueden sobresalir desde el borde 16 coincidente del primer panel 12 compuesto, mientras que en

otras realizaciones, la superficie 22 interior de la lengüeta 20 puede sobresalir por encima de, estar inclinada con respecto a, o estar dispuesta en otras alineaciones con, la superficie 30 interior del primer panel 12 compuesto.

5 El borde 18 coincidente del segundo panel 14 compuesto está configurado para corresponder con el borde 16 coincidente del primer panel 12 compuesto. El segundo panel 14 compuesto incluye además una superficie 32 superior o inferior que incluye al menos una porción correspondiente, indicada en 34, que complementa y/o  
 10 corresponde de otro modo con la lengüeta 20, tal como incluyendo una zona 36 rebajada adaptada para ajustarse mutuamente al menos parcialmente con la lengüeta 20. De manera similar a la configuración física de la lengüeta 20 de unión, la de la porción 34 correspondiente (y/o zona 36 rebajada) puede incluir elementos distintivos o características opcionales (tales como un canal para recibir un labio, y así sucesivamente) no indicados en la vista esquemática mostrada en la figura 1.

De la manera descrita anteriormente, el borde 18 coincidente del segundo panel 14 compuesto está configurado para recibir de manera coincidente o ajustarse de otro modo con el borde 16 coincidente del primer panel 12  
 15 compuesto. Tal como se muestra, cuando se hacen coincidir, al menos porciones de los bordes 16, 18 coincidentes pueden hacer tope entre sí, mientras que otras porciones pueden estar separadas; por ejemplo, la superficie 24 exterior de la lengüeta 20 y la porción 34 correspondiente de la superficie 30 interior del segundo panel 14 compuesto están separadas, y pueden recibir un material de unión, mostrado como material 40 de unión, entre las mismas. El material 40 de unión puede ser cualquier material, o materiales, configurado(s) para formar una unión  
 20 entre las superficies respectivas, uniendo así los paneles 12, 14 compuestos primero y segundo entre sí. Por consiguiente, el material 40 de unión puede incluir un agente adhesivo tal como una resina epoxídica, u otro(s) compuesto(s) compatible(s) con el/los material(es) a partir del/de los cual(es) se forman las superficies respectivas que van a unirse.

Para facilitar la introducción del material 40 de unión, tal como en una forma fluida, la lengüeta 20 puede estar  
 25 dotada de uno o más orificios 42 de inyección que se extienden desde la superficie 22 interior hasta la superficie 24 exterior, a través de los cuales puede inyectarse un material de unión (tal como el material 40 de unión). Para verificar la inyección del material 40 de unión, la lengüeta 20 puede estar dotada además de uno o más orificios 44 de verificación que también se extienden a través de la lengüeta 20, y dispuestos próximos al/a los orificio(s) 42 de inyección. El tamaño y la configuración del/de los orificio(s) 42 de inyección y del/de los orificio(s) 44 de verificación  
 30 pueden ser adecuados para la aplicación. Por ejemplo, el/los orificio(s) 42 de inyección puede(n) tener un diámetro o forma correspondiente a la técnica de inyección, tal como para alojar la boquilla de una herramienta o instrumento de inyección, y así sucesivamente. Asimismo, el/los orificio(s) 44 de verificación puede(n) tener un diámetro o forma correspondiente a la técnica de verificación, tal como para permitir una verificación óptica, verificación mecánica (tal como con una sonda), y así sucesivamente.

Opcionalmente, el/los orificio(s) 42 de inyección y el/los orificio(s) 44 de verificación pueden estar configurados de  
 35 manera similar, de modo que cualquiera de los tipos puede usarse para la inyección y/o verificación, lo cual puede facilitar la inyección y posterior verificación en varias orientaciones diferentes de los paneles 12, 14 compuestos colindantes. Por ejemplo, si la orientación de los paneles 12, 14 es generalmente horizontal, el material de unión se propagará normalmente (pero no se requiere que lo haga) hacia fuera desde un sitio de inyección, en cuyo caso puede usarse un orificio 42 de inyección ubicado de manera central para la inyección y pueden usarse uno o más orificios 44 de verificación circundantes para la verificación. En un ejemplo en el que la orientación de los paneles  
 40 12, 14 es generalmente vertical o erguida de otro modo, la gravedad puede influir en el flujo del material de unión inyectado, en cuyo caso puede ser adecuado usar uno o más de los orificios 42, 44 más superiores como orificio 42 de inyección, y los orificios inferiores como orificios 44 de verificación para verificar la inyección, y así sucesivamente.

Además, el número y la disposición del/de los orificio(s) 42 de inyección y del/de los orificio(s) 44 de verificación  
 45 acompañante(s) en una lengüeta 20 pueden ser según una separación de corresponde con el flujo esperado de una cantidad de material 40 de unión que es apropiado para la aplicación, lo cual puede depender de factores tales como el tamaño de las zonas de la lengüeta 20 y/o la porción 32 correspondiente que va a unirse, la dimensión de la separación entre las mismas, la naturaleza del material 40 de unión, tal como su viscosidad, tiempo de curado y/u otras propiedades, y así sucesivamente. En algunos ejemplos, un único orificio 42 de inyección está rodeado por  
 50 una pluralidad más o menos equidistante de orificios 44 de verificación en un patrón que se repite a intervalos medidos a través de la anchura de una lengüeta 20. Sin embargo, puede emplearse cualquier disposición deseada de orificio(s) 42 de inyección y orificio(s) 44 de verificación.

En algunas realizaciones, opcionalmente pueden proporcionarse uno o más orificios 42 de inyección y/u orificios 44  
 55 de verificación en el segundo panel 14 compuesto, tal como se muestra en un segundo estilo de líneas discontinuas en la figura 1.

Opcionalmente, y tal como se explica en más detalle en el presente documento, el segundo panel 14 compuesto (y/o  
 el primer panel 12 compuesto) puede tener uno o más componentes estructurales montados en el mismo, tal como puede ser apropiado para la aplicación en la que se usan los paneles 12, 14 compuestos primero y segundo. Por  
 60 ejemplo, en el contexto de un fuselaje de aeronave, los componentes estructurales pueden incluir vigas de refuerzo tales como rigidizadores y/o cuernas, y así sucesivamente. Un componente estructural se indica

esquemáticamente en la figura 1 en 50 en líneas discontinuas, en una relación de solapamiento con porciones de los paneles 12 y 14 compuestos, representando que un componente estructural de este tipo puede fijarse a, acoplarse con, ajustarse mutuamente con y/o interconectarse de otro modo con una o más porciones de uno o ambos paneles 12, 14. Por ejemplo, en algunas realizaciones, el componente 50 estructural puede incluir una o más porciones 52 configuradas para ajustarse mutuamente con parte de la lengüeta 20, tal como el extremo 26 distal o borde 28 de la misma.

Aunque no se muestra en la figura 1, la unión proporcionada por el material 40 de unión puede complementarse, tal como con regiones de unión adicionales (por ejemplo, entre otras superficies coincidentes de los paneles 12, 14 compuestos), uno o más elementos de sujeción mecánica tales como remaches, tornillos, pernos, y así sucesivamente. Opcionalmente, la unión puede complementarse mediante un ajuste mutuo mecánico logrado mediante una configuración adecuada de la lengüeta 20 y la porción 34 correspondiente. En el presente documento se comentan configuraciones de ejemplo con referencia a las figuras 2-5.

Se ilustra que el borde 16 coincidente del primer panel 12 compuesto incluye una lengüeta 20. De manera correspondiente, se ilustra que el borde 18 coincidente del segundo panel 14 compuesto incluye una porción 34 correspondiente. En muchas realizaciones, los bordes 16, 18 coincidentes incluyen múltiples iteraciones de lengüetas 20 y porciones 34 correspondientes, que a su vez pueden estar configuradas de manera similar entre sí, en cuanto a dimensiones, detalles y otras características, o pueden diferir. Por ejemplo, un primer panel 12 compuesto puede incluir una pluralidad de lengüetas 20 de diferentes anchuras, y un segundo panel 14 compuesto puede incluir una pluralidad correspondiente de porciones 34 correspondientes dimensionadas de manera acorde, y así sucesivamente.

Además, algunas realizaciones a modo de ejemplo incluyen un primer panel 12 compuesto que tiene un borde 16 coincidente que incluye una o más lengüetas 20 y también una o más porciones 34 correspondientes, tales como para coincidir con un segundo panel 14 compuesto que incluye una configuración correspondiente de lengüetas 20 y porciones 34. Además, los paneles compuestos pueden incluir más de un borde coincidente, que pueden estar configurados con cualquier combinación adecuada de lengüetas, porciones u otras características estructurales adaptadas para permitir que los paneles compuestos coincidan en alineación por el borde según los principios comentados en el presente documento. Se considera que todas de tales configuraciones están dentro del alcance de esta divulgación.

Pasando ahora a las figuras 2-5, se ilustran ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de paneles compuestos y conjuntos y/o componentes de los mismos. Cuando sea apropiado, se repiten los números de referencia de las ilustraciones esquemáticas de la figura 1, en incrementos de 100, para designar partes correspondientes de las estructuras de panel compuesto, los conjuntos de los mismos y/o sus componentes. Por ejemplo, los paneles compuestos primero y segundo representados esquemáticamente en la figura 1 se marcan con los números de referencia 12 y 14, respectivamente. La figura 2 representa paneles compuestos en forma de secciones de piel, que se marcan con los números de referencia 112 y 114, respectivamente, indicando que las secciones de piel mostradas en la figura 2 comparten propiedades de, o corresponden de otro modo a, los paneles 12, 14 compuestos mostrados en la figura 1. De manera similar, las secciones 212, 214 de piel en la figura 3 corresponden con los paneles 12, 14 compuestos de la figura 1, y así sucesivamente.

Los ejemplos de las figuras 2-5 no son exclusivos y no limitan las posibles configuraciones a las realizaciones ilustradas. Es decir, los paneles compuestos y diversos componentes, conjuntos, configuraciones y otras características de los mismos no se limitan a las realizaciones específicas, y pueden incorporar cualquiera de los diversos aspectos, configuraciones, características, propiedades, etc. de las estructuras de panel compuesto que se ilustran en, y se comentan con referencia a, las representaciones esquemáticas y/o las realizaciones de la figura 1, así como variaciones de las mismas, sin requerir la inclusión de todos de tales aspectos, configuraciones, características, propiedades, etc. Con fines de brevedad, cada componente, parte, porción, aspecto, región, etc. anteriormente comentado o variantes de los mismos puede no comentarse, ilustrarse y/o marcarse de nuevo con respecto a realizaciones comentadas posteriormente, sin embargo, queda dentro del alcance de la presente divulgación que las características, variantes, etc. anteriormente comentadas pueden usarse con cualquiera o la totalidad de los paneles compuestos y conjuntos estructurales descritos en el presente documento.

La figura 2 es una vista interior parcialmente esquemática, parcialmente en despiece ordenado, de una realización ilustrativa, no exclusiva, del conjunto 10 de paneles estructurales según la presente divulgación. El conjunto 10 de paneles estructurales en la figura 2, y los componentes ilustrados del mismo, se muestran en forma y configuración de un conjunto de fuselaje de aeronave a modo de ejemplo, indicado de manera general en 100. Sin embargo, se pretende que los conceptos y las configuraciones descritos a continuación sean aplicables a estructuras de cubierta distintas de conjuntos de fuselaje de aeronave, por ejemplo, otras estructuras de cubierta de aeronave tales como estructuras de ala, estructuras de cubierta para otros vehículos, y así sucesivamente. Se considera que tales aplicaciones están dentro del alcance de esta divulgación.

Por consiguiente, se muestra que el conjunto 100 de fuselaje de aeronave incluye pieles 112, 114, o secciones de piel, primera y segunda, que están formadas cada una, al menos parcialmente, por una pluralidad de láminas de materiales compuestos. Por consiguiente, las secciones 112, 114 de piel pueden ser secciones de fuselaje, tales

- como secciones de cilindro, estando cada sección formada con material compuesto y/u otros materiales en una estructura de tipo "sándwich", o de otro modo. En el presente documento, el término "sección de cilindro" se refiere a una estructura de cubierta que se extiende 360 grados alrededor de un eje (por ejemplo, el eje longitudinal de un fuselaje de aeronave), y por tanto incluye no solo estructuras cilíndricas y estructuras que tienen formas de cilindro, sino que puede incluir estructuras que tienen formas en sección transversal circular, elíptica, ovalada, en forma de huevo, rectilínea, en sección decreciente u otras. En algunas realizaciones, una o ambas de las secciones 112, 114 de piel pueden ser secciones de cilindro "de una pieza" que se extienden de manera continua 360 grados alrededor del eje. En algunas realizaciones, las secciones 112, 114 de piel pueden ser una mitad o cuarto de sección (o de otro modo) unidas entre sí para formar una sección de cilindro de 360 grados completa, y así sucesivamente.
- Como tal, en el conjunto 100 de fuselaje de aeronave de ejemplo mostrado en la figura 2, las secciones 112, 114 de piel pueden tener una configuración global cóncava, por ejemplo hasta un grado adecuado para formar un fuselaje de aeronave que tiene una anchura en sección transversal particular, normalmente de al menos aproximadamente 120 pulgadas (aproximadamente 3 metros), por ejemplo de aproximadamente 180 pulgadas (aproximadamente 4,5 metros) a aproximadamente 360 pulgadas (aproximadamente 9 metros). En un ejemplo, tal como para una aeronave de gran capacidad, la anchura en sección transversal puede ser de aproximadamente 200 pulgadas (aproximadamente 5 metros).
- La primera sección 112 de piel incluye una lengüeta 120 que se extiende longitudinalmente desde un borde 116 coincidente de la sección 112 de piel. En el conjunto 100 de fuselaje de aeronave, la lengüeta 120 es una de una pluralidad (no mostrada) de tales lengüetas, dispuestas a lo largo de, y que se extienden desde, el borde 116 coincidente de una manera similar a la lengüeta 120 ilustrada.
- Aunque otras configuraciones son posibles, se muestra que la lengüeta 120 incluye, en una superficie 124 exterior de la misma, un saliente 160 que se extiende de manera sustancialmente ortogonal desde la misma. En particular, se muestra que el saliente 160 forma un labio 162 dispuesto en un extremo 126 distal de la lengüeta 120, y más específicamente en un borde 128 distal de la misma.
- Se muestra que la superficie 132 interior de la segunda sección 114 de piel incluye una porción 134 configurada para corresponder con la superficie 124 exterior de lengüeta 120, en forma de una zona 136 rebajada. Más específicamente, la zona 136 rebajada está configurada para ajustarse mutuamente al menos parcialmente con la lengüeta 120, con la superficie 124 exterior de la misma en registro enfrentado con la porción 134 correspondiente. En particular, haciendo referencia adicional a la figura 3, puede considerarse que la zona 136 rebajada de la porción 134 de la segunda piel 114 incluye una superficie de unión, indicada en 164, que está separada de la superficie 124 exterior de la lengüeta 120 de unión cuando el borde 116 coincidente de la primera piel 112 y un borde 118 coincidente correspondiente de la segunda piel 114 están en alineación. Tal como se indicó anteriormente, la dimensión de la separación puede ser adecuada para alojar un material de unión (no mostrado) introducido entre las superficies separadas. En algunos ejemplos, las superficies que van a unirse pueden estar separadas una distancia mayor de aproximadamente 0,020 pulgadas (aproximadamente 0,5 mm), tal como dentro de un intervalo de 0,020 pulgadas a 0,100 pulgadas (de aproximadamente 0,5 mm a 2,5 mm), por ejemplo, aproximadamente 0,050 pulgadas (aproximadamente 1,3 mm). Sin embargo, en otros ejemplos, las superficies de unión respectivas pueden estar separadas según diferentes valores, intervalos, o pueden variar a lo largo de un intervalo, y así sucesivamente.
- Además, aunque no se requiere para todas las realizaciones, se muestra que la zona 136 rebajada del conjunto 100 de fuselaje de aeronave a modo de ejemplo de las figuras 2 y 3 está configurada para ajustarse mutuamente con la lengüeta 120, y en particular con el labio 162 dispuesto en la misma, en un enganche de ajuste a presión, tal como incluyendo un canal 166 poco profundo configurado para aceptar el labio 162.
- Por tanto, en un método de enganche a modo de ejemplo de la lengüeta 120 de la primera sección 112 de piel con la porción 134 correspondiente de la segunda sección 114 de piel, la lengüeta 120 se alinea con la porción 134 correspondiente y los bordes 116, 118 coincidentes de las secciones respectivas se trasladan uno hacia el otro. El labio 162 se engancha con, y se desplaza a lo largo de, la superficie 164 de unión hacia el canal 166, desviando ligeramente la lengüeta 120 de unión hasta que el labio 162 se recibe en el canal 166, tal como se muestra en la figura 3.
- Las lengüetas 120 de unión, y más particularmente las superficies 124 exteriores de las mismas, pueden estar configuradas para lograr un ajuste mutuo de cualquier configuración deseada con las porciones 134 correspondientes de la segunda sección 114 de piel, por ejemplo, incluyendo otras características de superficie adaptadas para coincidir o ajustarse mutuamente, tal como para garantizar que las superficies de unión respectivas se mantienen en registro entre sí.
- Una configuración a modo de ejemplo de tales otras características se muestra, por ejemplo, en la figura 4. En la figura 4, se muestra una vista parcialmente esquemática, en sección transversal, de otra configuración de panel compuesto y lengüeta de unión a modo de ejemplo de un conjunto 10 de paneles estructurales, en forma de un conjunto 200 de fuselaje de aeronave. El conjunto 200 incluye secciones 212, 214 de piel primera y segunda dispuestas en alineación por el borde teniendo una lengüeta 220 de unión de la primera sección 212 de piel una

superficie 224 exterior que se ajusta mutuamente con una porción 234 correspondiente de la superficie 232 interior de la segunda sección 214 de piel.

5 Sin embargo, además de un canal 266 adaptado para recibir un labio 262 en el extremo distal de la lengüeta 220, la superficie 232 interior también incluye uno o más retenes 268 dispuestos y adaptados para recibir otros salientes 260 dispuestos en la superficie 224 exterior de la lengüeta 220 de unión. Evidentemente, otras configuraciones son posibles y están dentro del alcance de esta divulgación.

10 Volviendo a la figura 2, se muestra que la lengüeta 120 incluye dos orificios 142 de inyección a través de los cuales puede inyectarse un material 40 de unión (no mostrado) para unir la lengüeta 120 (o, más particularmente, la superficie 124 exterior de la misma) a la porción 134 correspondiente de la superficie 132 interior de la segunda  
 15 sección 114 de piel, para así unir las secciones 112, 114 de piel primera y segunda. Se muestra que cada orificio 142 de inyección está rodeado por una pluralidad de orificios 144 de verificación, para la verificación de la inyección de material de unión. Tal como se indicó anteriormente, puede proporcionarse cualquier número, configuración y/o separación apropiados de orificios 142 de inyección y/u orificios 144 de verificación en la lengüeta 120 de unión. Por ejemplo, aunque se muestra que la lengüeta 120 incluye dos orificios 142 de inyección, otra lengüeta de unión (tal como otra de la pluralidad de lengüetas de unión, de las que la lengüeta 120 de unión mostrada en la figura 2 es un ejemplo) que tenga una anchura mayor puede incluir más de dos orificios 142 de inyección (y grupos correspondientes de orificios 144 de verificación), mientras que una lengüeta de unión que tenga una anchura menor puede incluir solo un orificio 142 de inyección (y un grupo de orificios 144 de verificación), y así sucesivamente.

20 La disposición, configuración, número, separación y otras características de lengüetas de unión, tales como la lengüeta 120, que se extiende desde el borde 116 coincidente de la primera sección 112 de piel, pueden estar configurados tal como sea adecuado para la aplicación. Por ejemplo, las lengüetas de unión pueden estar dispuestas con respecto a la configuración del borde 118 coincidente de la segunda sección 114 de piel, y/o de componentes estructurales montados en la segunda sección 114 de piel próximos al borde 118 coincidente, y así sucesivamente. En la figura 2, por ejemplo, se muestra que la segunda sección 114 de piel incluye componentes  
 25 150 estructurales en forma de rigidizadores 170 que están dispuestos longitudinalmente a lo largo de la superficie 132 interior de la segunda sección de piel. (Aunque no se muestra en esta vista, la primera sección 112 de piel puede tener una disposición similar de rigidizadores 170 y/u otros componentes 150 estructurales montados en la misma). Aunque otras configuraciones son posibles, se muestra que los rigidizadores 170 tienen una sección transversal en forma de gorra, con una sección 172 elevada central que se extiende desde dos secciones 174 de pestañas, y están generalmente adaptados para reforzar la segunda sección 114 de piel. Se muestra que cada rigidizador 170 incluye una porción 176 de extremo que se extiende hacia o está dispuesta próxima al borde 118 coincidente de la segunda sección 114 de piel. Por consiguiente, se muestra que la lengüeta 120 tiene una anchura dimensionada para ajustarse entre las porciones 176 de extremo de rigidizadores 170 adyacentes.

30 De manera en cierto modo similar, otras lengüetas 120 de una pluralidad de lengüetas pueden tener anchuras dimensionadas para ajustarse entre los rigidizadores 170 adyacentes u otras vigas de refuerzo alargadas, u otros componentes 150 estructurales montados próximos al borde 118 coincidente de la segunda sección de piel. Tales componentes 150 pueden estar dispuestos de manera regular y/o irregular con respecto al borde 118 coincidente de la segunda sección 114 de piel, y por tanto las lengüetas 120 de unión que se extienden desde el borde 116 coincidente de la primera sección 112 de piel pueden tener por consiguiente anchuras regulares y/o irregulares, tales como para ajustarse entre los rigidizadores 170 adyacentes y/o para corresponder de otro modo con la disposición de tales componentes 150.

35 Opcionalmente, tal como se indicó anteriormente, uno o más componentes 150 estructurales pueden estar configurados para ajustarse mutuamente con parte de una lengüeta, tal como la lengüeta 120. La figura 5, por ejemplo, muestra una vista parcialmente esquemática, en sección transversal, de aún otra configuración de panel compuesto y lengüeta de unión a modo de ejemplo de un conjunto 10 de paneles estructurales, que se muestra en forma de un conjunto 300 de fuselaje de aeronave. En el conjunto 300, secciones 312, 314 de piel primera y segunda están dispuestas en alineación por el borde, teniendo una lengüeta 320 de unión de la primera sección 312 de piel una superficie 324 exterior que se ajusta mutuamente con una porción 334 correspondiente de la superficie 332 interior de la segunda sección 314 de piel. Adicionalmente, la segunda sección 314 de piel incluye un componente 350 estructural montado en la misma en forma de una cuaderna 372, un tipo de viga de refuerzo que normalmente se extiende de manera lateral, o radial, a lo largo de la superficie 332 interior de la segunda sección 314 de piel (en contraposición a longitudinalmente, como es normalmente la orientación de los rigidizadores, tales como los rigidizadores 170 en la figura 2). Por consiguiente, la cuaderna 372 se extiende lateralmente a lo largo de la segunda sección 314 de piel, próxima al borde 318 coincidente de la misma.

55 En la figura 5, una porción 352 de la cuaderna 372, en forma de una pestaña 374 dispuesta en el lado de la cuaderna 372 próximo al borde 316 coincidente, está adaptada para ajustarse mutuamente con el labio 362 dispuesto en el borde 328 distal de la lengüeta 320 de unión. Más específicamente, se muestra que la pestaña 374 tiene una sección transversal en forma de canal adaptada para corresponder con la forma del labio 362.

60 En las figuras 3-5, no se muestran específicamente los orificios 142 de inyección y los orificios 144 de verificación que se ilustran en la figura 2, pero pueden proporcionarse según los principios anteriormente mencionados, tal como

para permitir la inyección, y posterior verificación de la inyección, de material de unión entre las superficies, componentes y partes respectivos que van a unirse.

5 Tal como se indicó anteriormente, los diversos tipos de estructura y configuraciones de ajuste mutuo de las secciones de piel primera y segunda respectivas pueden adoptar una variedad de formas, dependiendo hasta cierto grado de la configuración de la estructura de refuerzo montada en las superficies interiores de las secciones. La manera de ajuste mutuo puede adaptarse para ayudar a mantener una relación separada deseada entre superficies respectivas que van a unirse. Opcionalmente, el ajuste mutuo puede proporcionar un enganche mecánico que refuerza o aumenta de otro modo la unión lograda mediante el uso del material de unión, y así sucesivamente. Por ejemplo, aunque los componentes de los conjuntos 100, 200 y 300 de ejemplo están configurados para ajustarse mutuamente en forma de un enganche de ajuste a presión, otros ejemplos compatibles con la presente divulgación pueden adaptarse para lograr un tipo diferente de enganche. En un ejemplo de este tipo, las lengüetas 20 de unión y las porciones 34 correspondientes pueden estar configuradas para ajustarse mutuamente en un bloqueo giratorio u otra manera de enganche rotacional, que implica la traslación de los dos paneles 12, 14 compuestos juntos, seguida por la rotación de uno con respecto al otro con el fin de lograr un ajuste en el que las superficies de unión relativas de los paneles se mantienen en registro enfrentado.

15 La figura 6 proporciona esquemáticamente un diagrama de flujo que representa ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de métodos 600 de producción de los conjuntos estructurales anteriormente descritos, según la presente divulgación, tal como uniendo paneles compuestos. Tal como se indicó anteriormente, los paneles compuestos estructurales pueden formar secciones de piel para una aeronave, tales como secciones de fuselaje, o secciones de cilindro completas, que pueden unirse entre sí mediante el uso de las lengüetas y material de unión. Como tales, aunque los métodos 600 se muestran en la figura 6 y se describen a continuación en el contexto de un conjunto de fuselaje de aeronave (tal como el conjunto 100, 200 ó 300, y así sucesivamente) ensamblados a partir de secciones de fuselaje (tales como las secciones 112, 114, 212, 214, 312, 314 de piel, y así sucesivamente), las etapas, acciones y conceptos comentados en los métodos 600 son aplicables a cualquier conjunto de paneles estructurales (tal como el conjunto 10 de paneles estructurales) ensamblados a partir de paneles compuestos (tales como los paneles 12, 14 compuestos primero y segundo).

20 Dicho eso, no se requiere que todos los métodos 600 según la presente divulgación incluyan las etapas mostradas y descritas en el presente documento. Los métodos 600 y las etapas ilustrados en la figura 6 no son limitativos y otros métodos y etapas están dentro del alcance de la presente divulgación, incluyendo métodos que tienen más o menos que el número de etapas ilustradas, y/o realizadas en un orden diferente del presentado en la figura 6, tal como se entiende a partir de los comentarios en el presente documento.

25 En resumen, los métodos 600 pueden incluir proporcionar, o ajustar, una primera sección de fuselaje con lengüetas que se extienden longitudinalmente desde un borde coincidente de las mismas, en 610, y configurar una segunda sección de fuselaje con un borde coincidente correspondiente adaptado para recibir de manera coincidente las lengüetas y el borde coincidente de la primera sección de fuselaje, en 620. En 630, los métodos 600 pueden incluir enganchar los bordes coincidentes de las secciones de fuselaje primera y segunda en alineación por el borde, y en 640, los métodos 600 pueden incluir usar un material de unión para unir la primera sección de fuselaje a la segunda sección de fuselaje.

30 En 610, la etapa de proporcionamiento/ajuste puede incluir opcionalmente formar las lengüetas, tales como para ser continuas con la primera sección de fuselaje, o de manera independiente de la misma. En el caso anterior, los métodos 600 pueden incluir, en 610, fabricar la primera sección de fuselaje y conformar las lengüetas a partir de la sección fabricada (tal como eliminando mediante corte el material en exceso). Opcionalmente, las lengüetas pueden conformarse con su forma final a medida que se forma la sección de fuselaje, o dicho de otro modo como parte de la formación de la primera sección de fuselaje. En este último caso, las lengüetas pueden fabricarse como componentes independientes, y pueden formarse a partir de uno o más de los mismos materiales compuestos a partir de los cuales se forma la sección de fuselaje, o materiales diferentes. En algunos métodos 600, proporcionar, en 610, puede incluir una combinación de formar algunas de las lengüetas de manera solidaria con la sección de fuselaje, y formar otras de las lengüetas de manera independiente.

35 Si se forman de manera independiente de la primera sección de fuselaje, la etapa de proporcionamiento/ajuste en 610 puede incluir opcionalmente unir las lengüetas a la primera sección de fuselaje, tal como durante la fabricación de la primera sección de fuselaje. Una técnica de unión de ejemplo puede incluir incorporar al menos una porción de las lengüetas, por ejemplo, un extremo proximal, dentro de los materiales compuestos a partir de los cuales se fabrica la primera sección de fuselaje. Por ejemplo, en los métodos 600 en los que la primera sección de fuselaje se fabrica depositando láminas de materiales compuestos sobre un mandril, la etapa en 610 puede incluir posicionar las lengüetas con respecto al mandril de tal manera que láminas compuestas unen las lengüetas en su sitio.

40 Además, pueden emplearse diferentes técnicas en el procedimiento de fabricación dependiendo de la configuración deseada de lengüetas formadas de manera independiente con respecto a la sección de fuselaje en la que se incorporan las lengüetas. Por ejemplo, el conjunto 100 de paneles estructurales en las figuras 2 y 3 ilustra una lengüeta 120 de unión con una porción de extremo proximal completamente incorporada dentro de la sección 112 de piel. Una configuración de este tipo puede producirse en una técnica de fabricación en la que se forma parcialmente

la sección de piel, después se coloca la lengüeta de unión en su posición, y después se disponen en capas láminas compuestas adicionales sobre el extremo proximal de la lengüeta de unión. En cambio, los conjuntos 200, 300 de paneles estructurales en las figuras 4 y 5, respectivamente, ilustran las lengüetas 220, 320 de unión que tienen superficies superiores/interiores con porciones de las mismas que se indica que están sustancialmente a nivel con las superficies superior/interior de la sección 212, 312 de piel respectiva. Una configuración de este tipo puede producirse en una técnica de fabricación en la que la sección de piel se forma de manera sustancialmente completa, tal como con inserciones temporales en su sitio para definir regiones para recibir los extremos proximales de lengüetas de unión, seguido por retirar las inserciones, y fijar las lengüetas de unión en las regiones respectivas. Evidentemente, las técnicas a modo de ejemplo descritas de manera resumida anteriormente están simplificadas, y pueden incluir etapas de procesamiento adicionales o alternativas.

En 620, la etapa de configuración puede incluir opcionalmente configurar al menos una porción de una superficie interior de la segunda sección de fuselaje para recibir de manera coincidente una superficie exterior de al menos una lengüeta, tal como proporcionando al menos una zona rebajada en una porción de una superficie interior de la segunda sección de fuselaje que está adaptada para recibir de manera coincidente una superficie exterior de al menos una lengüeta.

Tal como se describió anteriormente, la estructura coincidente de las lengüetas y porciones correspondientes puede ser según se desee para lograr un ajuste mutuo en el que dos superficies que van a unirse se mantienen en registro enfrentado entre sí. Como tal, los métodos 600 pueden incluir opcionalmente etapas apropiadas mediante las cuales puede formarse la estructura relativa. Por ejemplo, en 610, la etapa de proporcionamiento o ajuste puede incluir opcionalmente formar al menos una lengüeta con un saliente que se extiende de manera sustancialmente ortogonal desde una superficie exterior de la misma (tal como un labio dispuesto en un extremo distal o borde de la lengüeta, y así sucesivamente), y en 620, la etapa de configuración puede incluir configurar al menos una porción de la superficie interior de la segunda sección de fuselaje para recibir de manera coincidente el saliente de al menos una lengüeta (tal como un canal u otra estructura de recepción).

Como tal, en 630, la etapa de enganche puede incluir opcionalmente ajustar mutuamente la al menos una porción de la superficie interior de la segunda sección de fuselaje con el saliente de la al menos una lengüeta, tal como en un enganche de ajuste a presión. Además, tal como se indicó anteriormente, la etapa de enganche en 630 puede incluir disponer una superficie exterior de al menos una lengüeta en registro enfrentado con una porción correspondiente de una superficie interior de la segunda sección de fuselaje.

Opcionalmente, la etapa de enganche en 630 puede implicar uno o más componentes estructurales montados en las secciones de fuselaje, tales como un componente estructural montado en la superficie interior de la segunda sección de fuselaje. Tal como se indicó anteriormente, los componentes estructurales a modo de ejemplo pueden incluir vigas de refuerzo tales como cuadernas, que normalmente se extienden lateralmente con respecto a una sección de fuselaje, y/o rigidizadores, que normalmente se extienden longitudinalmente con respecto a una sección de fuselaje. Por consiguiente, los métodos 600 pueden incluir opcionalmente, por ejemplo en 610, formar al menos una lengüeta con un saliente que se extiende de manera sustancialmente ortogonal desde una superficie exterior de la misma y adaptado para ajustarse mutuamente con al menos una porción de un componente estructural (por ejemplo, una pestaña dispuesta en un lado de una cuaderna próximo al borde coincidente de la segunda sección de fuselaje), y en 630, ajustar mutuamente el saliente de la al menos una lengüeta con la porción del componente estructural, tal como en un enganche de ajuste a presión o de otro modo.

En 640, la etapa de uso puede incluir opcionalmente aplicar material de unión a una o más porciones de las lengüetas y una o más porciones del borde coincidente de la segunda sección de fuselaje, tal como a una o más de las superficies de unión mantenidas en registro enfrentado cuando se enganchan las secciones de fuselaje primera y segunda. Tal como se indicó anteriormente, puede inyectarse material de unión a través de uno o más orificios de inyección formados en las lengüetas de unión; como tal, los métodos 600 pueden incluir opcionalmente, en la etapa de proporcionamiento 610, formar uno o más orificios de inyección a través de cada lengüeta para la inyección del material de unión. En tales métodos, la etapa de uso en 640 puede incluir inyectar material de unión a través de los uno o más orificios de inyección.

La etapa de uso 640 puede incluir además verificar la inyección de material de unión; como tal, algunos métodos 600 pueden incluir, en la etapa de proporcionamiento 610, formar uno o más orificios de verificación a través de cada lengüeta, dispuesta próxima a los uno o más orificios de inyección, para la verificación de la inyección de material de unión.

Los métodos 600, o etapas de los mismos, pueden incorporarse o formar de otro modo parte (o partes) de métodos de fabricación de cualquiera de una variedad de estructuras de cubierta, tales como un fuselaje de aeronave.

Por ejemplo, la figura 7 proporciona esquemáticamente un diagrama de flujo que representa ejemplos ilustrativos, no exclusivos, de algunos métodos 700 de formación de un fuselaje de aeronave según la presente divulgación. Tal como se indicó anteriormente, los paneles compuestos estructurales descritos en el presente documento pueden formar secciones de piel para una aeronave, tales como unas secciones de fuselaje, o secciones de cilindro completas, que pueden unirse entre sí mediante el uso de lengüetas y material de unión. La mayoría de las

realizaciones y métodos a modo de ejemplo comentados anteriormente se describen en cuanto a un primer panel compuesto (o sección de piel, o sección de fuselaje, y así sucesivamente) que incluye una o más lengüetas, y un segundo panel compuesto (o sección de piel, o sección de fuselaje, y así sucesivamente) que incluye una o más porciones correspondientes configuradas para recibir de manera coincidente y/o ajustarse mutuamente con las lengüetas del primer panel compuesto. Sin embargo, tal como se indicó anteriormente, los bordes coincidentes correspondientes de paneles compuestos colindantes pueden incluir una combinación tanto de lengüetas como de porciones correspondientes. Además, los paneles compuestos estructurales según la presente divulgación pueden incluir más de un borde coincidente. En un ejemplo en el que un panel compuesto está en forma de una sección de cilindro, la sección de cilindro puede incluir dos bordes coincidentes circunferenciales, uno en cada extremo de la sección de cilindro. En un ejemplo de este tipo, ambos bordes coincidentes pueden estar configurados para incluir sólo lengüetas de unión, o ambos pueden estar configurados para incluir sólo porciones correspondientes adaptadas para recibir lengüetas de unión, o ambos pueden incluir una combinación de lengüetas de unión y porciones correspondientes, y así sucesivamente.

Por motivos de facilidad de explicación, los métodos 700 se refieren a un panel compuesto en forma de una sección de piel (o porción de la misma) que tiene una o más lengüetas de unión como sección de piel insertable. De manera correspondiente, los métodos 700 también se refieren a un panel compuesto en forma de una sección de piel (o porción de la misma) que está dotado de una o más porciones correspondientes adaptadas para recibir y/o ajustarse mutuamente con lengüetas de unión como sección de piel de recepción. Sin embargo, a la luz de la explicación anterior, los métodos 700 son aplicables a secciones de piel y otros paneles compuestos estructurales que tienen un borde coincidente que incluye tanto lengüetas de unión como porciones correspondientes para recibir lengüetas de unión.

Al igual que los métodos 600, no se requiere que todos los métodos 700 según la presente divulgación incluyan las etapas mostradas y descritas en el presente documento. Los métodos 700 y las etapas ilustradas en la figura 7 no son limitativos y otros métodos y etapas están dentro del alcance de la presente divulgación, incluyendo métodos que tienen más o menos que el número de etapas ilustradas, y/o realizadas en un orden diferente del presentado en la figura 7, tal como se entiende a partir de los comentarios en el presente documento.

Tal como se muestra en la figura 7, los métodos 700 incluyen, en 710, fabricar una sección de piel de recepción a partir de múltiples láminas de materiales compuestos, y en 720, reforzar la sección de piel de recepción con una pluralidad de rigidizadores que se extienden longitudinalmente hacia un borde coincidente de la sección de piel de recepción. En 730, los métodos 700 pueden incluir formar una pluralidad de lengüetas de unión que tienen, cada una, una porción de extremo con una anchura dimensionada para ajustarse entre un par adyacente correspondiente de la pluralidad de rigidizadores, y posicionar las lengüetas de unión en una sección de piel insertable fabricada a partir de múltiples láminas de materiales compuestos de modo que porciones de extremo de las lengüetas se extienden longitudinalmente desde un borde coincidente de la sección de piel insertable, en 740. En 750, los métodos 700 pueden incluir enganchar los bordes coincidentes respectivos de la sección de piel de recepción y la sección de piel insertable en alineación por el borde con las porciones de extremo de las lengüetas insertadas entre las porciones de extremo de pares adyacentes correspondientes de la pluralidad de rigidizadores. En 760, los métodos 700 pueden incluir usar un material de unión para unir las porciones de extremo de las lengüetas con la sección de piel de recepción.

En algunos métodos 700, la etapa de enganche 750 puede incluir opcionalmente disponer superficies exteriores de las porciones de extremo de las lengüetas en registro enfrenteado con porciones correspondientes de una superficie interior de la sección de piel de recepción. En tales métodos, la etapa de fabricación 710 puede incluir opcionalmente formar dichas porciones correspondientes de la superficie interior de la sección de piel de recepción para recibir de manera coincidente dichas superficies exteriores de las porciones de extremo de las lengüetas. Además, la etapa de uso 760 puede incluir por consiguiente unir las superficies exteriores de las porciones de extremo de las lengüetas con las porciones correspondientes de la superficie interior de la sección de piel de recepción, tal como mediante el uso de un material de unión. Tal como se indicó anteriormente, el material de unión puede inyectarse a través de orificios de inyección proporcionados en las porciones de extremo de las lengüetas, tal como pueden proporcionarse en la etapa de formación 730 o de otro modo.

La figura 8 es una vista en perspectiva esquemática que muestra elementos estructurales primarios de una aeronave 800 en forma de un avión 810. En la figura 8, el avión 810 incluye diversos elementos estructurales tales como alas 812 principales, fuselaje 814, aleta 816 vertical y estabilizadores 818 horizontales. Se muestra además que el fuselaje 814 incluye una pluralidad de secciones 820 de cilindro compuestas, unidas entre sí en una pluralidad de juntas 822 a lo largo de un eje 824 longitudinal del avión 810, tal como según los métodos 600 y/o 700. Es decir, el fuselaje 814 de aeronave incluye uno o más conjuntos 10 de paneles estructurales (tales como el conjunto 100, 200, 300, etc., de fuselaje de aeronave), que consisten en secciones 820 de cilindro (que pueden incluir a su vez uno o más paneles 12, 14 compuestos, secciones 112, 114, 212, 214, 312, 314, etc., de piel) con bordes coincidentes (no numerados de manera individual) configurados tal como se mostró y se describió anteriormente, tales como que incluyen una pluralidad de lengüetas de unión y/o porciones correspondientes, y enganchados con superficies de unión relativas en registro enfrenteado, con material de unión que une las secciones de cilindro entre sí, en las juntas 822.

En los siguientes párrafos numerados se describen ejemplos ilustrativos, no exclusivos, del objeto inventivo según la presente divulgación:

- 5 A. Un conjunto de paneles estructurales que comprende: un primer panel compuesto que tiene un borde coincidente; un segundo panel compuesto que tiene un borde coincidente correspondiente posicionado en alineación por el borde con el borde coincidente del primer panel compuesto; y al menos una lengüeta dispuesta en y extendiéndose longitudinalmente desde el borde coincidente del primer panel compuesto, incluyendo la lengüeta una superficie exterior en registro enfrentado con una porción correspondiente de una superficie interior del segundo panel compuesto.
- 10 A.1. Conjunto de paneles según el párrafo A, en el que la superficie exterior de la lengüeta y la porción correspondiente de la superficie interior del segundo panel compuesto están separadas para recibir un material de unión entre las mismas para fijar el primer panel compuesto al segundo panel compuesto.
- A.2. Conjunto de paneles según el párrafo A o A.1, en el que la lengüeta incluye un orificio de inyección formado a través de la misma para la inyección de material de unión.
- 15 A.2.1. Conjunto de paneles según el párrafo A.2, en el que la lengüeta incluye un orificio de verificación formado a través de la misma, dispuesto próximo al orificio de inyección, para la verificación de la inyección de material de unión.
- A.2.2. Conjunto de paneles según el párrafo A.2 o A.2.1, en el que la lengüeta incluye una pluralidad de orificios de verificación formados a través de la misma y dispuestos próximos al orificio de inyección, para la verificación de la inyección de material de unión.
- 20 A.3. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.2.1, en el que la lengüeta incluye dos o más orificios de inyección formados a través de la misma y dispuestos a lo largo de la lengüeta, siendo cada orificio de inyección para la inyección de material de unión.
- A.3.1. Conjunto de paneles según el párrafo A.3, en el que la lengüeta incluye, para cada orificio de inyección, al menos un orificio de verificación formado a través de la misma, para la verificación de la inyección de material de unión, dispuesto próximo al orificio de inyección.
- 25 A.4. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.3.1, que comprende además: material de unión configurado para formar una unión entre los paneles compuestos primero y segundo y dispuesto entre los paneles compuestos primero y segundo.
- A.5. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.4, que comprende además: material de unión configurado para formar una unión entre los paneles compuestos primero y segundo y dispuesto entre la superficie exterior de la lengüeta y la porción correspondiente de la superficie interior.
- 30 A.6. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.5, que comprende además: material de unión configurado para formar una unión entre los paneles compuestos primero y segundo e inyectado en uno o más orificios de inyección formados a través de la lengüeta.
- 35 A.7. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.6, que comprende además: material de unión que forma una unión entre los paneles compuestos primero y segundo.
- A.8. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.7, en el que el segundo panel compuesto está configurado para ajustarse mutuamente al menos parcialmente con la lengüeta.
- 40 A.9. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.8, en el que la porción correspondiente de la superficie interior del segundo panel compuesto en registro enfrentado con la superficie exterior de la lengüeta incluye una zona rebajada adaptada para recibir de manera coincidente la superficie exterior de la lengüeta.
- A.10. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.9, en el que la lengüeta incluye un saliente que se extiende de manera sustancialmente ortogonal desde la superficie exterior de la misma.
- 45 A.10.1. Conjunto de paneles según el párrafo A.10, en el que la lengüeta incluye un extremo distal, y en el que el saliente forma un labio dispuesto en el extremo distal de la lengüeta.
- A.10.2. Conjunto de paneles según el párrafo A.10 o A.10.1, en el que la lengüeta incluye un extremo distal, y en el que el saliente forma un labio dispuesto en el borde distal de la lengüeta.
- 50 A.10.3. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A.10 - A.10.2, en el que el segundo panel compuesto incluye un componente estructural montado en la superficie interior del mismo, y en el que el componente estructural incluye una porción que se ajusta mutuamente con el saliente.

- A.10.3.1. Conjunto de paneles según el párrafo A.10.3, en el que el componente estructural está en forma de una viga de refuerzo alargada que se extiende próxima al borde coincidente del segundo panel compuesto, y en el que la porción del componente estructural que se ajusta mutuamente con el saliente está en forma de una pestaña dispuesta en el lado de la viga de refuerzo próximo al borde coincidente del segundo panel compuesto.
- 5 A.10.3.2. Conjunto de paneles según el párrafo A.10.3 o A.10.3.1, en el que la porción del componente estructural está adaptada para ajustarse mutuamente con el saliente en un enganche de ajuste a presión.
- A.10.3.3. Conjunto de paneles según el párrafo A.10.3.1 o A.10.3.2, en el que los paneles compuestos primero y segundo forman porciones colindantes de secciones de fuselaje primera y segunda adyacentes de una aeronave, respectivamente, y en el que la viga de refuerzo alargada está en forma de una cuaderna que se extiende a lo largo de una superficie interior de la segunda sección de fuselaje.
- 10 A.10.4. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A.10 - A.10.3.3, en el que el saliente se ajusta mutuamente con una zona rebajada dispuesta en la superficie interior del segundo panel compuesto en registro enfrentado con la superficie exterior.
- A.11. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.10.4, en el que el segundo panel compuesto incluye dos o más componentes estructurales montados en la superficie interior del mismo, incluyendo cada uno de los componentes estructurales una porción de los mismos que se extiende hacia el borde coincidente del segundo panel compuesto, y en el que la lengüeta tiene una anchura dimensionada para ajustarse entre dichas porciones de los componentes estructurales.
- 15 A.11.1. Conjunto de paneles según el párrafo A.11, en el que los componentes estructurales están en forma de un par de vigas de refuerzo alargadas paralelas, y en el que las porciones de los mismos que se extienden hacia el borde coincidente del segundo panel compuesto son porciones de extremo de las vigas de refuerzo alargadas.
- 20 A.11.2. Conjunto de paneles según el párrafo A.11 o A.11.1, en el que los paneles compuestos primero y segundo forman porciones colindantes de secciones de fuselaje primera y segunda adyacentes de una aeronave, respectivamente, y en el que las vigas de refuerzo alargadas están en forma de rigidizadores que se extienden a lo largo de una superficie interior de la segunda sección de fuselaje.
- 25 A.12. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.11.2, en el que los paneles compuestos primero y segundo comprenden cada uno además una pluralidad de láminas de materiales compuestos.
- A.12.1. Conjunto de paneles según el párrafo A.12, en el que la lengüeta también comprende además una pluralidad de láminas de materiales compuestos y está formada de manera continua con el primer panel compuesto.
- 30 A.12.2. Conjunto de paneles según el párrafo A.12, en el que la lengüeta también comprende además una pluralidad de láminas de materiales compuestos que están separados y diferenciados de las láminas de materiales compuestos del primer panel compuesto.
- A.12.3. Conjunto de paneles según el párrafo A.12, en el que la lengüeta es un componente independiente que está incorporado en la pluralidad de láminas de materiales compuestos que forman el primer panel compuesto.
- 35 A.13. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.12.3, en el que los paneles compuestos primero y segundo forman porciones colindantes de secciones primera y segunda adyacentes de una carrocería de vehículo.
- A.14. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.12.3, en el que los paneles compuestos primero y segundo son secciones primera y segunda adyacentes de una carrocería de vehículo.
- 40 A.15. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.12.3, en el que los paneles compuestos primero y segundo forman porciones colindantes de secciones primera y segunda adyacentes de una aeronave.
- A.16. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.12.3, en el que los paneles compuestos primero y segundo son secciones primera y segunda adyacentes de una aeronave.
- A.17. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.12.3, en el que los paneles compuestos primero y segundo forman porciones colindantes de secciones de piel primera y segunda adyacentes de un fuselaje de aeronave.
- 45 A.18. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.12.3, en el que los paneles compuestos primero y segundo son secciones de piel primera y segunda adyacentes de un fuselaje de aeronave.
- A.19. Conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.12.3 o A.18, en el que los paneles compuestos primero y segundo son secciones de cilindro primera y segunda adyacentes de un fuselaje de aeronave.
- 50 A.20. Carrocería de vehículo que incorpora el conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.19.

- A.20.1. Vehículo que incorpora la carrocería de vehículo según el párrafo A.20.
- A.20.1.1. Vehículo según el párrafo A.20.1, en el que el vehículo es una aeronave.
- A.21. Uso del conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.20.1.1 en un vehículo o parte de porción del mismo.
- 5 A.22. Uso del conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.20.1.1 en una aeronave o parte de porción de la misma.
- A.23. Método de producción del conjunto de paneles según cualquiera de los párrafos A - A.19.
- A.23.1. Método según el párrafo A.23, en el que el método incluye cualquiera de las etapas mencionadas en cualquiera de los párrafos C - C.13.2.1 o D - D.1.2.2.
- 10 B. Conjunto de fuselaje de aeronave que comprende: secciones de piel primera y segunda que comprenden cada una además una pluralidad de láminas de materiales compuestos y que tienen un borde coincidente, estando los bordes coincidentes dispuestos en alineación por el borde entre sí; una pluralidad de lengüetas que se extienden cada una longitudinalmente desde el borde coincidente de la primera sección de piel a lo largo de una superficie interior de la segunda sección de piel, incluyendo cada lengüeta una superficie exterior en registro enfrentado con
- 15 una porción correspondiente de la superficie interior de la segunda sección de piel, incluyendo cada una de dichas lengüetas además al menos un orificio de inyección formado a través de las mismas para la inyección de material de unión entre dicha superficie exterior y dicha porción correspondiente para fijar las secciones de piel primera y segunda.
- B.1. Conjunto según el párrafo B, que comprende además material de unión configurado para formar una unión entre las secciones de piel primera y segunda y dispuesto entre la superficie exterior de al menos una de dichas lengüetas y la porción correspondiente de la superficie interior de la segunda sección de piel.
- 20 B.2. Conjunto según el párrafo B o B.1, en el que cada una de dichas lengüetas incluye además al menos un orificio de verificación formado a través de las mismas y dispuesto próximo al orificio de inyección, para la verificación de la inyección de material de unión.
- 25 B.3. Conjunto según cualquiera de los párrafos B - B.2, en el que cada una de dichas lengüetas incluye una anchura y una pluralidad de orificios de inyección formados cada uno a través de la lengüeta, y en el que los orificios de inyección están dispuestos a lo largo de la anchura de cada lengüeta.
- B.3.1. Conjunto según el párrafo B, en el que los orificios de inyección están dispuestos a lo largo de la anchura de cada lengüeta según una separación correspondiente con el flujo esperado de una cantidad de material de unión
- 30 inyectada a través de cada orificio de inyección.
- B.4. Conjunto según cualquiera de los párrafos B.2 - B.3.1, en el que cada uno de los al menos un orificio de verificación está dispuesto con respecto al orificio de inyección correspondiente según una separación correspondiente con el flujo esperado de una cantidad de material de unión inyectada a través de cada orificio de inyección.
- 35 B.5. Conjunto según cualquiera de los párrafos B - B.4, en el que la superficie interior de la segunda sección de piel está configurada para ajustarse mutuamente al menos parcialmente con la pluralidad de lengüetas.
- B.6. Conjunto según cualquiera de los párrafos B - B.5, en el que al menos una de dichas porciones correspondientes incluye una zona rebajada adaptada para recibir de manera coincidente la superficie exterior de al menos una de la pluralidad de lengüetas.
- 40 B.7. Conjunto según cualquiera de los párrafos B - B.6, en el que al menos una de la pluralidad de lengüetas incluye un saliente que se extiende de manera sustancialmente ortogonal desde la superficie exterior de la misma.
- B.7.1. Conjunto según el párrafo B.7, en el que el saliente forma un labio dispuesto en un extremo distal de la al menos una lengüeta.
- 45 B.7.2. Conjunto según el párrafo B.7 o B.7.1, en el que el saliente forma un labio dispuesto en un borde distal de la al menos una lengüeta.
- B.7.3. Conjunto según cualquiera de los párrafos B.7 - B.7.2, en el que la segunda sección de piel incluye una cuaderna montada en la superficie interior de la misma, teniendo la cuaderna una porción que se ajusta mutuamente con el saliente.
- 50 B.7.3.1. Conjunto según el párrafo B.7.3, en el que la porción de la cuaderna es una pestaña dispuesta en el lado de la cuaderna próximo al borde coincidente de la segunda sección de piel.

- B.7.3.2. Conjunto según el párrafo B.7.3 o B.7.3.1, en el que la pestaña se ajusta mutuamente con el saliente en un enganche de ajuste a presión.
- 5 B.7.4. Conjunto según cualquiera de los párrafos B.7 - B.7.2, en el que el saliente se ajusta mutuamente con una zona rebajada dispuesta en la superficie interior de la segunda sección de piel en registro enfrentado con la superficie exterior.
- 10 B.8. Conjunto según cualquiera de los párrafos B - B.7.4, en el que la segunda sección de piel incluye al menos dos rigidizadores montados longitudinalmente en la superficie interior de la misma, teniendo cada rigidizador una porción de extremo que se extiende hasta, o hacia, el borde coincidente de la segunda sección de piel, y en el que al menos una de la pluralidad de lengüetas tiene una anchura dimensionada para ajustarse entre las porciones de extremo de dos rigidizadores adyacentes de los al menos dos rigidizadores.
- 15 B.9. Conjunto según cualquiera de los párrafos B - B.8, en el que la segunda sección de piel incluye una pluralidad de rigidizadores montados cada uno longitudinalmente en la superficie interior de la misma, teniendo cada uno de la pluralidad de rigidizadores una porción de extremo que se extiende hasta, o hacia, el borde coincidente de la segunda sección de piel, y en el que la primera sección de piel incluye una pluralidad correspondiente de lengüetas que tienen, cada una, una anchura y dispuestas con respecto a las porciones de extremo de rigidizadores adyacentes de modo que cada una de la pluralidad de lengüetas está adaptada para ajustarse entre las porciones de extremo de rigidizadores adyacentes correspondientes.
- 20 B.10. Conjunto según cualquiera de los párrafos B - B.9, en el que al menos algunas de la pluralidad de lengüetas también comprenden además una pluralidad de láminas de materiales compuestos.
- B.11. Conjunto según cualquiera de los párrafos B - B.10, en el que al menos algunas de la pluralidad de lengüetas están formadas de manera continua con la primera sección de piel.
- B.12. Conjunto según cualquiera de los párrafos B - B.9, en el que al menos algunas de la pluralidad de lengüetas son componentes independientes incorporados en la pluralidad de láminas de materiales compuestos que forman la primera sección de piel.
- 25 B.13. Conjunto según cualquiera de los párrafos B - B.12, en el que al menos una de las secciones de piel es una sección de cilindro, y en el que el borde coincidente de la al menos una sección de cilindro es un borde coincidente circunferencial.
- B.14. Fuselaje de aeronave que incorpora el conjunto de paneles estructurales según cualquiera de los párrafos A - A.18 y/o el conjunto de fuselaje de aeronave según cualquiera de los párrafos B - B.13.
- 30 B.15. Aeronave que incorpora el fuselaje según el párrafo B.14.
- B.16. Uso de conjunto de fuselaje de aeronave según cualquiera de los párrafos B - B.13 en una aeronave.
- B.17. Método de producción del conjunto de fuselaje de aeronave según cualquiera de los párrafos B - B.13.
- B.17.1. Método según el párrafo B.17, en el que el método incluye cualquiera de las etapas mencionadas en cualquiera de los párrafos C - C.13.2.1 o D - D.1.2.2.
- 35 C. Método de unión de secciones de fuselaje de aeronave fabricadas a partir de materiales compuestos, comprendiendo el método: ajustar una primera sección de fuselaje con lengüetas que se extienden longitudinalmente desde un borde coincidente de la misma; configurar una segunda sección de fuselaje con un borde coincidente correspondiente adaptado para recibir de manera coincidente las lengüetas y el borde coincidente de la primera sección de fuselaje; enganchar los bordes coincidentes de las secciones de fuselaje primera y
- 40 segunda en alineación por el borde; y usar un material de unión para unir la primera sección de fuselaje a la segunda sección de fuselaje.
- C.1. Método según el párrafo C, en el que el ajuste incluye además formar las lengüetas.
- C.2. Método según el párrafo C o C.1, en el que el ajuste incluye además formar las lengüetas de manera continua con la primera sección de fuselaje.
- 45 C.3. Método según cualquiera de los párrafos C - C.2, en el que el ajuste incluye además: fabricar la primera sección de fuselaje, y conformar las lengüetas a partir de la primera sección de fuselaje fabricada.
- C.3.1. Método según el párrafo C.3, en el que la fabricación incluye fabricar la primera sección de fuselaje para tener una longitud inicial que es al menos tan grande como una primera longitud final de la primera sección de fuselaje combinada con una segunda longitud final de las lengüetas, y en el que la conformación incluye formar las lengüetas para tener dicha primera longitud final, acortando así la primera sección de fuselaje para tener dicha segunda longitud final.
- 50

- C.4. Método según el párrafo C, en el que el ajuste incluye además formar las lengüetas de manera independiente de la primera sección de fuselaje.
- C.4.1. Método según el párrafo C.4, en el que la formación incluye fabricar las lengüetas a partir de un material diferente de los materiales compuestos a partir de los cuales se fabrica la primera sección de fuselaje.
- 5 C.4.2. Método según el párrafo C, en el que la formación incluye fabricar las lengüetas a partir de uno o más de los mismos materiales compuestos a partir de los cuales se fabrica la primera sección de fuselaje.
- C.4.3. Método según cualquiera de los párrafos C - C.4.2, en el que el ajuste incluye además unir las lengüetas a la primera sección de fuselaje.
- 10 C.4.4. Método según cualquiera de los párrafos C - C.4.3, en el que el ajuste incluye además unir las lengüetas a la primera sección de fuselaje durante la fabricación de la primera sección de fuselaje.
- C.4.4.1. Método según el párrafo C.4.4, en el que la unión incluye incorporar al menos una porción de las lengüetas dentro de los materiales compuestos a partir de los cuales se fabrica la primera sección de fuselaje.
- 15 C.5. Método según cualquiera de los párrafos C - C.4.4.1, en el que la configuración incluye configurar al menos una porción de una superficie interior de la segunda sección de fuselaje para recibir de manera coincidente una superficie exterior de al menos una lengüeta.
- C.6. Método según cualquiera de los párrafos C - C.5, en el que la configuración incluye ajustar al menos una zona rebajada en una porción de una superficie interior de la segunda sección de fuselaje que está adaptada para recibir de manera coincidente una superficie exterior de al menos una lengüeta.
- 20 C.7. Método según cualquiera de los párrafos C - C.6, en el que el ajuste incluye formar al menos una lengüeta con un saliente que se extiende de manera sustancialmente ortogonal desde una superficie exterior de la misma, y en el que la configuración incluye además configurar al menos una porción de la superficie interior de la segunda sección de fuselaje para recibir de manera coincidente el saliente de al menos una lengüeta.
- C.7.1. Método según el párrafo C.7, en el que el saliente forma un labio dispuesto en un extremo distal de la lengüeta.
- 25 C.7.2. Método según el párrafo C.7 o C.7.1, en el que el saliente forma un labio dispuesto en un borde distal de la lengüeta.
- C.7.3. Método según cualquiera de los párrafos C.7 - C.7.2, en el que el enganche incluye ajustar mutuamente la al menos una porción de la superficie interior de la segunda sección de fuselaje con el saliente de la al menos una lengüeta en un enganche de ajuste a presión.
- 30 C.8. Método según cualquiera de los párrafos C - C.7.3, en el que el enganche incluye disponer una superficie exterior de al menos una lengüeta en registro enfrenteado con una porción correspondiente de una superficie interior de la segunda sección de fuselaje.
- C.9. Método según cualquiera de los párrafos C - C.8, en el que la segunda sección de fuselaje incluye al menos un componente estructural montado en la superficie interior de la misma, y en el que el ajuste incluye formar al menos una lengüeta para que esté adaptada para engancharse al componente estructural cuando los bordes coincidentes de las secciones de fuselaje primera y segunda se enganchan en alineación por el borde.
- 35 C.10. Método según cualquiera de los párrafos C - C.9, en el que la segunda sección de fuselaje incluye al menos un componente estructural montado en la superficie interior de la misma, en el que el ajuste incluye formar al menos una lengüeta con un saliente que se extiende de manera sustancialmente ortogonal desde una superficie exterior de la misma y adaptado para ajustarse mutuamente con al menos una porción del componente estructural, y en el que el enganche incluye además ajustar mutuamente el saliente de la al menos una lengüeta con la porción del componente estructural.
- 40 C.10.1. Método según el párrafo C.10, en el que el ajuste mutuo incluye enganchar en un enganche de ajuste a presión.
- 45 C.10.2. Método según cualquiera de los párrafos C.9 - C.10.1, en el que el componente estructural es una cuaderna que se extiende a lo largo de una superficie interior de la segunda sección de fuselaje, y en el que la porción del componente estructural con la que está adaptada para ajustarse mutuamente la lengüeta es una pestaña dispuesta en el lado de la cuaderna próximo al borde coincidente de la segunda sección de fuselaje.
- 50 C.11. Método según cualquiera de los párrafos C - C.10.2, en el que la segunda sección de fuselaje incluye dos o más componentes estructurales montados en la superficie interior de la misma, teniendo cada componente estructural una porción de extremo que se extiende hasta, o hacia, el borde coincidente de la segunda sección de

fuselaje, y en el que el ajuste incluye formar al menos una lengüeta para tener una anchura dimensionada para ajustarse entre las porciones de extremo de dos componentes estructurales adyacentes.

C.12. Método según cualquiera de los párrafos C - C.11, en el que el uso incluye aplicar material de unión a una o más porciones de las lengüetas y una o más porciones del borde coincidente de la segunda sección de fuselaje.

5 C.13. Método según cualquiera de los párrafos C - C.12, en el que el enganche incluye disponer una superficie exterior de al menos una lengüeta en registro enfrentado con una porción correspondiente de la superficie interior de la segunda sección de fuselaje, y en el que el uso incluye aplicar material de unión a la superficie exterior de la al menos una lengüeta y/o a las una o más porciones correspondientes de la superficie interior de la segunda sección de fuselaje.

10 C.13.1. Método según el párrafo C.13, en el que el ajuste incluye formar uno o más orificios de inyección a través de cada lengüeta para la inyección del material de unión, y en el que el uso incluye inyectar material de unión a través de los uno o más orificios de inyección.

C.13.2. Método según el párrafo C.13 o C.13.1, en el que el uso incluye además verificar la aplicación de material de unión.

15 C.13.2.1. Método según el párrafo C.13.2, en el que el ajuste incluye formar uno o más orificios de verificación a través de cada lengüeta, dispuestos próximos a los uno o más orificios de inyección, para la verificación de la inyección de material de unión.

20 D. Método de formación de un fuselaje de aeronave, comprendiendo el método: fabricar una sección de piel de recepción a partir de múltiples láminas de materiales compuestos, reforzar la sección de piel de recepción con una pluralidad de rigidizadores que se extienden longitudinalmente hacia un borde coincidente de la sección de piel de recepción, formar una pluralidad de lengüetas de unión que tienen, cada una, una porción de extremo con una anchura dimensionada para ajustarse entre un par adyacente correspondiente de la pluralidad de rigidizadores, posicionar las lengüetas de unión en una sección de piel insertable fabricada a partir de múltiples láminas de materiales compuestos de modo que porciones de extremo de las lengüetas se extienden longitudinalmente desde un borde coincidente de la sección de piel insertable, enganchar los bordes coincidentes respectivos de la sección de piel de recepción y la sección de piel insertable en alineación por el borde con las porciones de extremo de las lengüetas insertadas entre las porciones de extremo de pares adyacentes correspondientes de la pluralidad de rigidizadores, y usar un material de unión para unir las porciones de extremo de las lengüetas con la sección de piel de recepción.

30 D.1. Método según el párrafo D, en el que el enganche incluye disponer superficies exteriores de las porciones de extremo de las lengüetas en registro enfrentado con porciones correspondientes de una superficie interior de la sección de piel de recepción.

35 D.1.1. Método según el párrafo D.1, en el que la fabricación incluye formar dichas porciones correspondientes de la superficie interior de la superficie interior de la sección de piel de recepción para recibir de manera coincidente dichas superficies exteriores de las porciones de extremo de las lengüetas.

D.1.2. Método según el párrafo D.1 o D.1.1, en el que el uso incluye unir las superficies exteriores de las porciones de extremo de las lengüetas con las porciones correspondientes de la superficie interior de la sección de piel de recepción.

40 D.1.2.1. Método según el párrafo D.1.2, en el que la formación incluye formar uno o más orificios de inyección para la inyección de material de unión, y/u orificios de verificación para verificar la inyección de material de unión, en las porciones de extremo de las lengüetas.

D.1.2.2. Método según el párrafo D.1.2, en el que el uso incluye inyectar material de unión a través de un orificio de inyección formado a través de la porción de extremo de cada lengüeta.

45 Tal como se usan en el presente documento, los términos "adaptado" y "configurado" indican que el elemento, componente u otro objeto está diseñado y/o destinado para realizar una función dada. Por tanto, no debe interpretarse que el uso de los términos "adaptado" y "configurado" signifique que un elemento, componente u otro objeto dado simplemente "pueda" realizar una función dada sino que el elemento, componente y/u otro objeto se selecciona, crea, implementa, usa, programa y/o diseña específicamente con el fin de realizar la función. También se encuentra dentro del alcance de la presente divulgación que elementos, componentes y/u otro objeto mencionado que se menciona que está adaptado para realizar una función particular pueda describirse adicional o

50 alternativamente que está configurado para realizar esa función, y viceversa.

55 Los diversos elementos de aparatos dados a conocer y etapas de métodos dadas a conocer en el presente documento no se requieren para todos los aparatos y métodos según la presente divulgación, y la presente divulgación incluye todas las combinaciones y combinaciones secundarias novedosas y no evidentes de los diversos elementos y etapas dados a conocer en el presente documento. Además, uno o más de los diversos elementos y

etapas dados a conocer en el presente documento pueden definir objeto inventivo independiente que está separado e independiente del conjunto de un aparato o método dado a conocer. Por consiguiente, no se requiere que tal objeto inventivo esté asociado con los aparatos y métodos específicos que se dan a conocer de manera expresa en el presente documento, y tal objeto inventivo puede encontrar utilidad en aparatos y/o métodos que no se dan a conocer de manera expresa en el presente documento.

5

**REIVINDICACIONES**

1. Conjunto (100) de fuselaje de aeronave que comprende:  
 secciones (112) y (114) de piel primera y segunda que comprenden cada una además una pluralidad de láminas de materiales compuestos y que tienen un borde coincidente, estando los bordes (116, 118) coincidentes dispuestos en alineación por el borde entre sí; y  
 una pluralidad de lengüetas (120) que se extienden cada una longitudinalmente desde el borde (116) coincidente de la primera sección (112) de piel a lo largo de una superficie interior de la segunda sección (114) de piel, incluyendo cada lengüeta (120) una superficie (124) exterior en registro enfrentado con una porción correspondiente de la superficie (132) interior de la segunda sección (114) de piel, incluyendo cada una de dichas lengüetas (120) además al menos un orificio (142) de inyección formado a través de las mismas para la inyección de material (140) de unión entre dicha superficie (124) exterior y dicha porción correspondiente para fijar las secciones (112) y (114) de piel primera y segunda.
2. Conjunto (100) de fuselaje según la reivindicación 1, que comprende además material (140) de unión configurado para formar una unión entre las secciones (112) y (114) de piel primera y segunda y dispuesto entre la superficie (124) exterior de al menos una de dichas lengüetas (120) y la porción correspondiente de la superficie (132) interior de la segunda sección (114) de piel.
3. Conjunto (100) de fuselaje según cualquier reivindicación anterior, en el que cada una de dichas lengüetas (120) incluye además al menos un orificio (144) de verificación formado a través de las mismas y dispuesto próximo al orificio (142) de inyección, para la verificación de la inyección de material (140) de unión.
4. Conjunto (100) de fuselaje según cualquier reivindicación anterior, en el que la superficie (132) interior de la segunda sección (114) de piel está configurada para ajustarse mutuamente al menos parcialmente con la pluralidad de lengüetas (120).
5. Conjunto (100) de fuselaje según cualquier reivindicación anterior, en el que al menos una de dichas porciones correspondientes incluye una zona (136) rebajada adaptada para recibir de manera coincidente la superficie (124) exterior de al menos una de la pluralidad de lengüetas (120); en el que al menos una de la pluralidad de lengüetas (120) incluye un saliente (160) que se extiende de manera sustancialmente ortogonal desde la superficie (124) exterior de las mismas; y, en el que el saliente (160) forma un labio (162) dispuesto en un extremo distal de la al menos una lengüeta (120).
6. Conjunto (100) de fuselaje según la reivindicación 5, en el que la segunda sección (114) de piel incluye una cuaderna montada en la superficie (132) interior de la misma, teniendo la cuaderna una porción que se ajusta mutuamente con el saliente (160); en el que la porción de la cuaderna es una pestaña (174) dispuesta en un lado de la cuaderna próximo al borde coincidente de la segunda sección (114) de piel; y, en el que la pestaña (174) se ajusta mutuamente con el saliente (160) en un enganche de ajuste a presión.
7. Conjunto (100) de fuselaje según la reivindicación 5, en el que el saliente (160) se ajusta mutuamente con una zona (136) rebajada dispuesta en la superficie (132) interior de la segunda sección (114) de piel en registro enfrentado con la superficie (124) exterior.
8. Conjunto (100) de fuselaje según cualquier reivindicación anterior, en el que al menos algunas de la pluralidad de lengüetas (120) son componentes independientes incorporados en la pluralidad de láminas de materiales compuestos que forman la primera sección (112) de piel.
9. Conjunto (100) de fuselaje según cualquier reivindicación anterior, en el que al menos algunas de la pluralidad de lengüetas (120) también comprenden además una pluralidad de láminas de materiales compuestos.
10. Conjunto (100) de fuselaje según cualquier reivindicación anterior, en el que la segunda sección (114) de piel incluye al menos dos rigidizadores (170) montados longitudinalmente en la superficie interior de la misma, teniendo cada rigidizador (170) una porción de extremo que se extiende hasta, o hacia, el borde coincidente de la segunda sección (114) de piel, y  
 en el que al menos una de la pluralidad de lengüetas (120) tiene una anchura dimensionada para ajustarse entre las porciones de extremo de dos rigidizadores (170) adyacentes de los al menos dos rigidizadores (170).
11. Método de unión de secciones (820) de fuselaje de aeronave fabricadas a partir de materiales compuestos, comprendiendo el método:  
 ajustar una primera sección de fuselaje con lengüetas (120) que se extienden longitudinalmente desde un borde coincidente de la misma en el que el ajuste incluye formar uno o más orificios de inyección a través de cada lengüeta para la inyección de material de unión;

- configurar una segunda sección de fuselaje con un borde coincidente correspondiente adaptado para recibir de manera coincidente las lengüetas (120) y el borde coincidente de la primera sección de fuselaje;
- enganchar los bordes coincidentes de las secciones de fuselaje primera y segunda en alineación por el borde en el que el enganche incluye disponer una superficie exterior de al menos una lengüeta en registro enfrentado con una porción correspondiente de la superficie interior de la segunda sección de fuselaje; y
- 5 usar un material (140) de unión para unir la primera sección de fuselaje a la segunda sección de fuselaje en el que el uso incluye: aplicar material de unión a la superficie exterior de la al menos una lengüeta y/o las una o más porciones correspondientes de la superficie interior de la segunda sección de fuselaje, e inyectar el material de unión a través de los o más orificios de inyección.
- 10 12. Método según la reivindicación 11, en el que el ajuste incluye además:
- formar las lengüetas (120) de manera independiente de la primera sección de fuselaje; y
- unir las lengüetas (120) a la primera sección de fuselaje.
13. Método según la reivindicación 12 en el que:
- 15 el ajuste incluye además unir las lengüetas (120) a la primera sección de fuselaje durante la fabricación de la primera sección de fuselaje; y
- la unión incluye incorporar al menos una porción de las lengüetas dentro de los materiales compuestos a partir de los cuales se fabrica la primera sección de fuselaje.
14. Método según cualquiera de las reivindicaciones 11 a 13, en el que el uso incluye además verificar inyección de material de unión.
- 20 15. Método según la reivindicación 14, en el que el ajuste incluye: formar uno o más orificios de verificación a través de cada lengüeta, dispuestos próximos a los uno o más orificios de inyección, para la verificación de la inyección de material de unión.

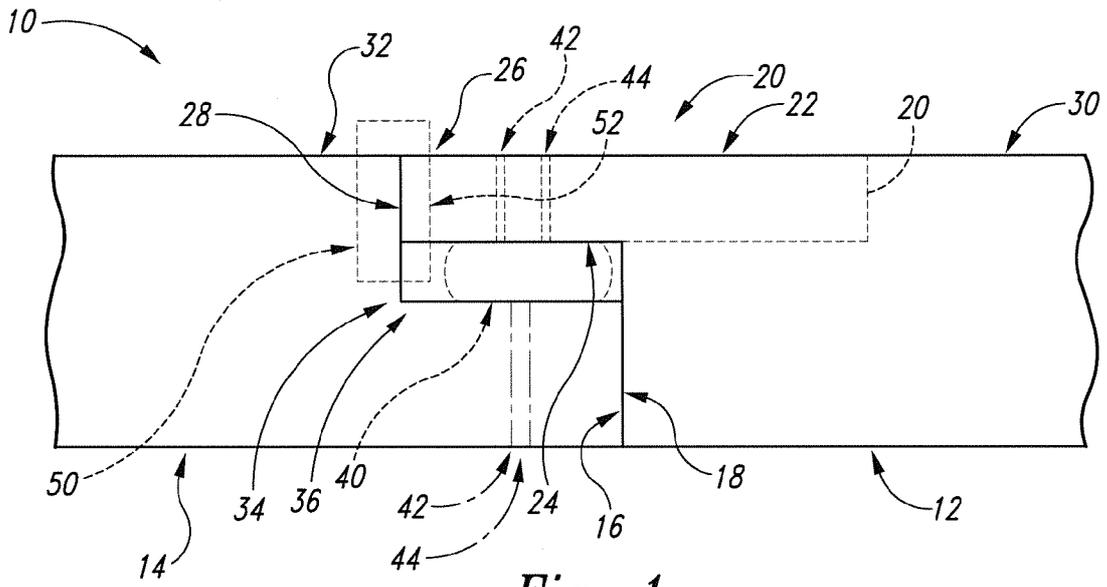


Fig. 1

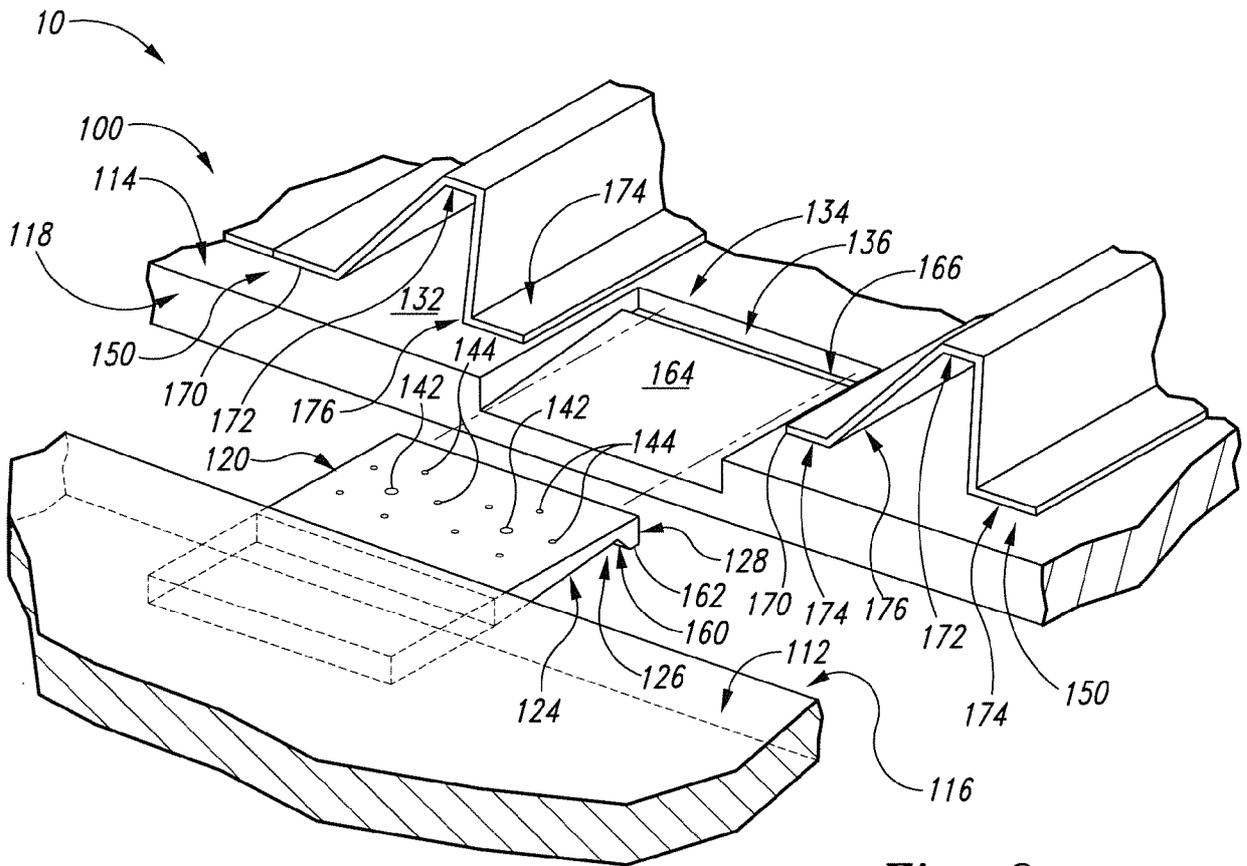
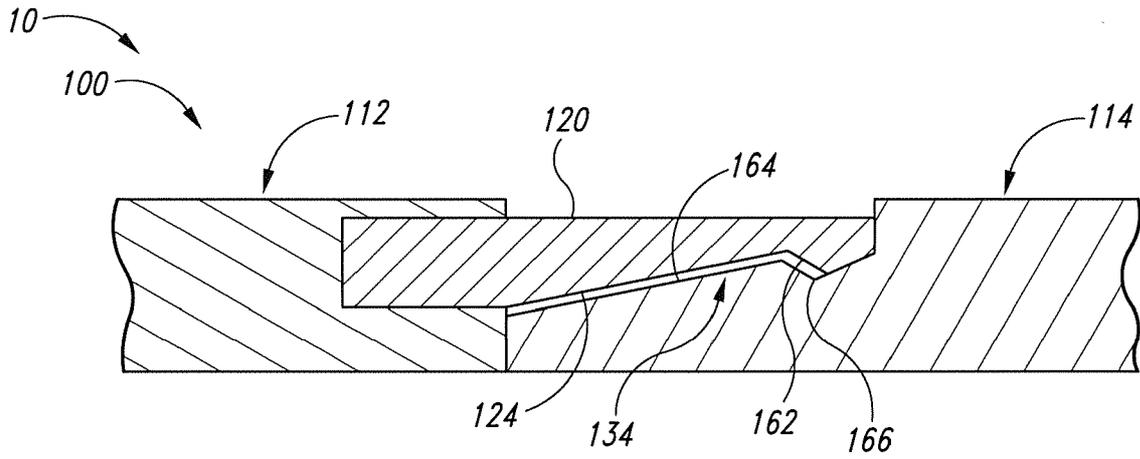
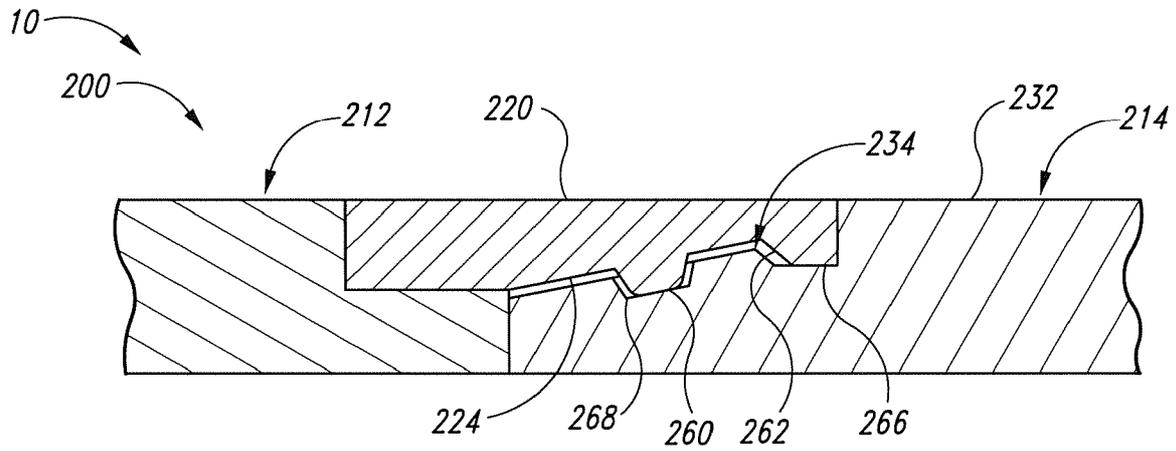


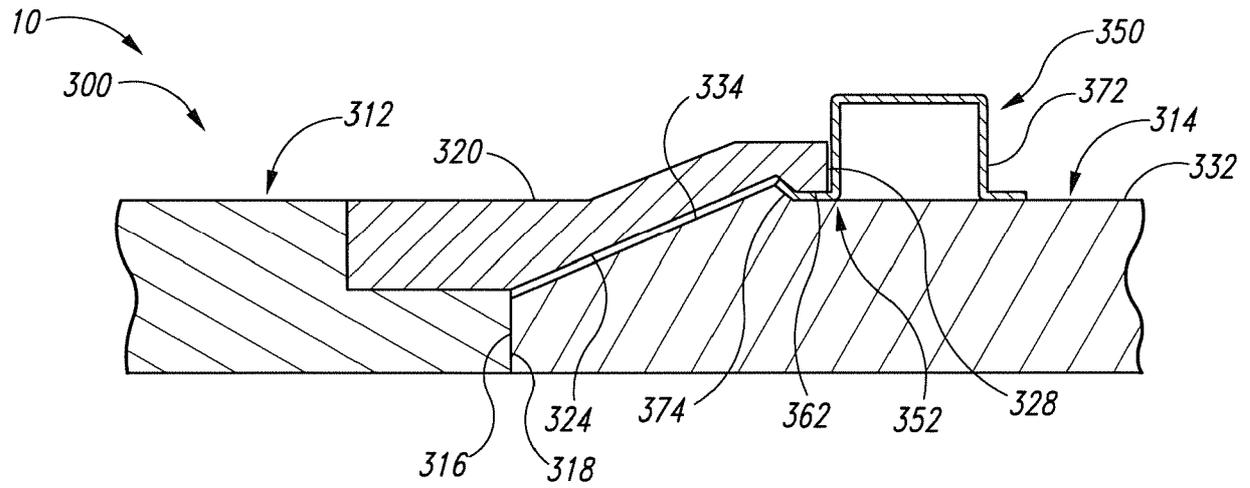
Fig. 2



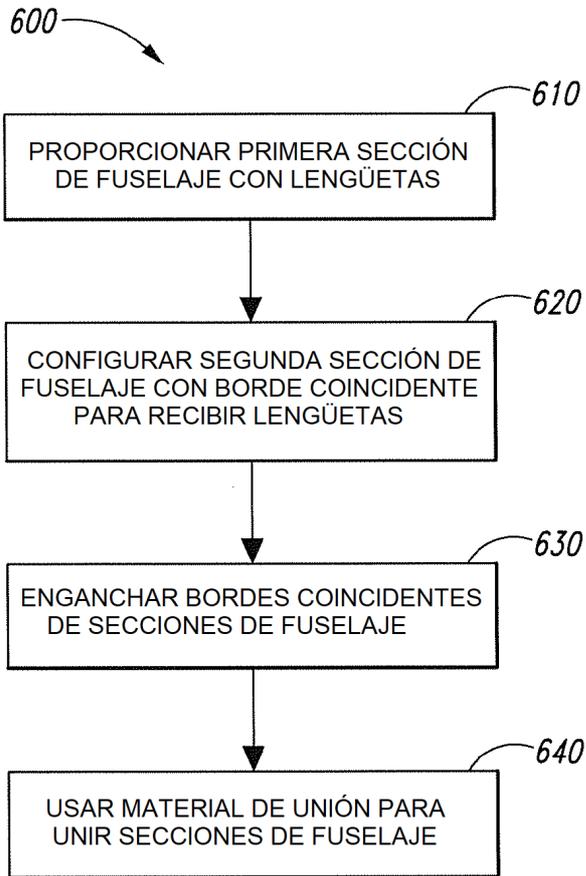
*Fig. 3*



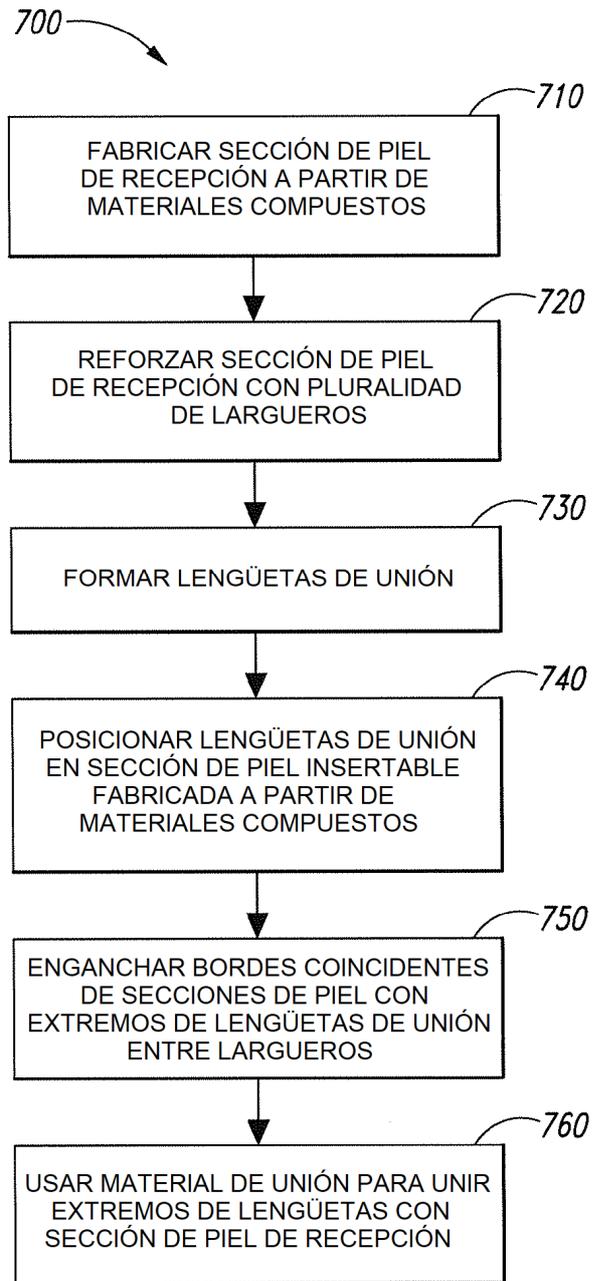
*Fig. 4*



*Fig. 5*



*Fig. 6*



*Fig. 7*

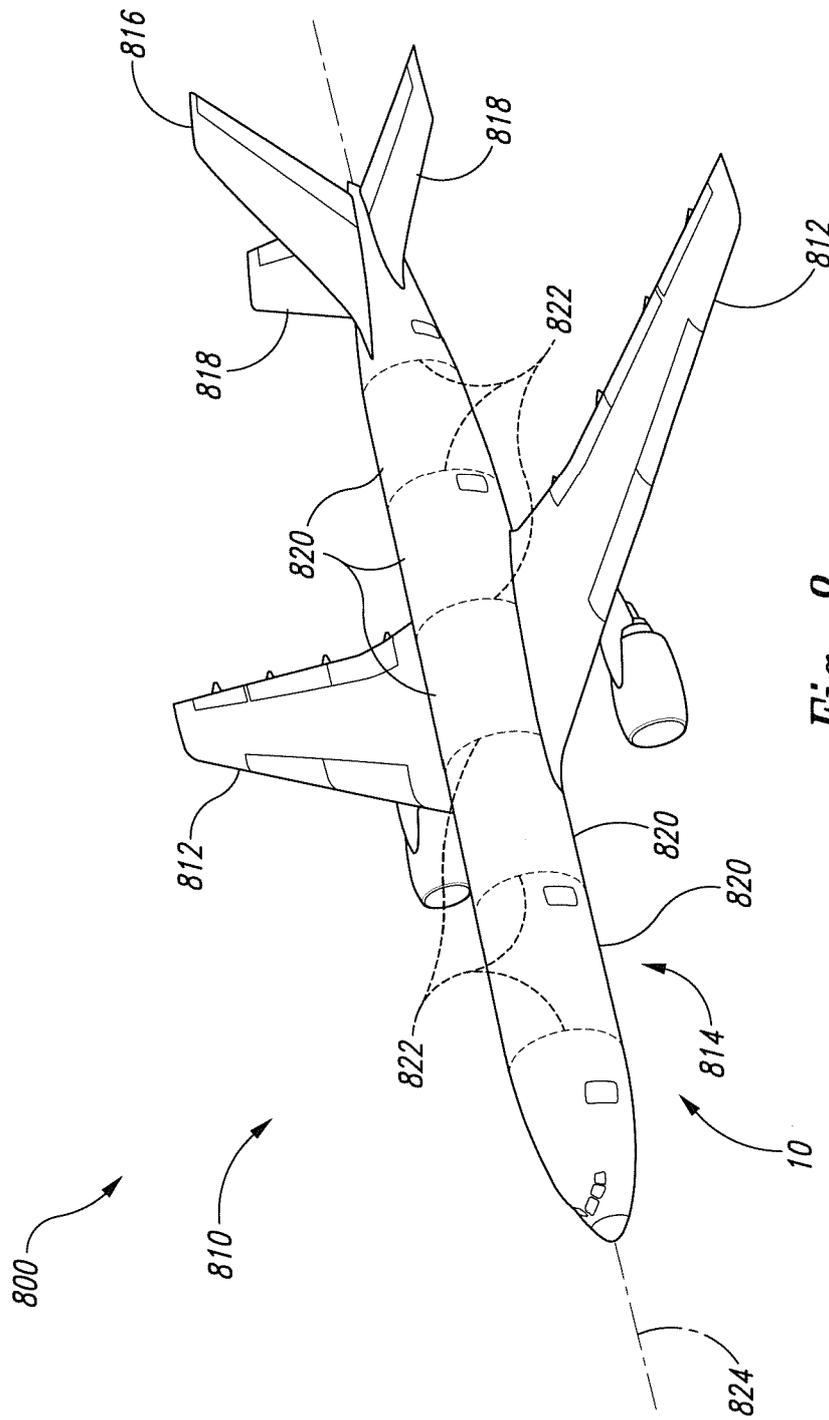


Fig. 8