

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 746 295**

51 Int. Cl.:

B29C 63/00 (2006.01)
B32B 3/02 (2006.01)
B64D 11/00 (2006.01)
B32B 5/02 (2006.01)
B32B 5/18 (2006.01)
B32B 3/12 (2006.01)
B64C 1/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **01.07.2016** **E 16177406 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **19.06.2019** **EP 3144125**

54 Título: **Panel y método de cierre asociado**

30 Prioridad:

17.09.2015 US 201514856824

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la
traducción de la patente:
05.03.2020

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

LEWIS, MICHAEL S.

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 746 295 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

Panel y método de cierre asociado

Campo

- 5 Esta aplicación se relaciona con paneles y, más particularmente, con paneles en sándwich y, aún más particularmente, con cierre de borde para paneles en sándwich.

Antecedentes

- 10 Los paneles en sándwich se forman típicamente a partir de un núcleo en sándwich entre dos láminas frontales. El núcleo puede ser relativamente grueso, pero ligero, en comparación con las láminas frontales. Las láminas frontales pueden ser relativamente delgadas, pero rígidas. Por lo tanto, los paneles en sándwich poseen típicamente resistencia y rigidez relativamente altas con un peso relativamente bajo.

Debido a su resistencia y rigidez relativamente alta con peso relativamente bajo, los paneles en sándwich se usan ampliamente en diversas aplicaciones aeroespaciales. Por ejemplo, los paneles en sándwich se usan en la construcción de aeronaves, tal como aeronaves comerciales. Específicamente, los paneles en sándwich se usan como el suelo, paredes y mamparos que definen la cabina de pasajeros de una aeronave.

- 15 De este modo, los paneles en sándwich en aeronaves a menudo son fácilmente visibles para los pasajeros y personal de aeronaves. Como tal, los bordes visibles de los paneles en sándwich se cierran típicamente para ocultar la construcción en capas del panel de sándwich.

- 20 Se han desarrollado diversas técnicas de cierre de bordes para paneles en sándwich. Por ejemplo, la técnica de cierre de borde de "zanja y cápsula" involucra extraer el material de núcleo a una cierta profundidad (por ejemplo, 0.5 pulgadas) y luego llenar el rebaje resultante con un material de encapsulación compuesto. El material de encapsulación compuesto debe curarse, lijarse y luego terminarse (por ejemplo, con pintura). El cierre de borde resultante es afilado y sin radio, lo cual es estéticamente deseado por los diseñadores de aeronaves. Sin embargo, la técnica de cierre de borde de "zanja y cápsula" es labor intensa y, por lo tanto, costosa, y también agrega peso significativo de la aeronave.

- 25 Por consiguiente, los experimentados en la técnica continúan con los esfuerzos de investigación y desarrollo en el campo de cierre de borde para paneles en sándwich.

El documento WO 1985/003540 A1 divulga un panel de techo. El documento WO 2010/064916 A1 divulga un panel de sándwich, un miembro de soporte para uso en un panel de sándwich y una aeronave provista con un panel de sándwich tal.

- 30 Resumen

- 35 De acuerdo con un aspecto se divulga un panel para construir un interior de una aeronave que comprende: una estructura en capas que comprende: un núcleo de polímero o de material compuesto que define un primer borde; una primera lámina frontal de polímero o de material compuesto conectada a dicho núcleo, comprendiendo dicha primera lámina frontal una porción sobresaliente que define un segundo borde, en donde dicho segundo borde sobresale hacia afuera una distancia desde dicho primer borde; y una segunda lámina frontal de polímero o de material compuesto conectada a dicho núcleo teniendo dicha segunda lámina frontal un tercer borde; y una pieza de compensación conectada a dicha porción sobresaliente, cubriendo dicha pieza de compensación dicho primer borde; en donde dicha pieza de compensación comprende un miembro de compensación y un miembro de reborde que se extiende desde dicho miembro de compensación, definiendo dicho miembro de compensación una superficie visible y un borde de compensación, y en donde dicho miembro de compensación está posicionado sobre dicho primer borde, dicho borde de compensación está conectado a dicha porción sobresaliente, y dicho miembro de reborde está conectado a dicha estructura en capas; en donde el tercer borde de dicha segunda lámina frontal está a nivel con dicho primer borde de dicho núcleo.

- 45 De acuerdo con otro aspecto se divulga un método de cierre de borde para un panel para construir un interior de una aeronave que comprende: formar una estructura en capas que comprende un núcleo de polímero o de material compuesto, una primera lámina frontal de polímero o de material compuesto conectada a un primer lado principal de dicho núcleo y una segunda lámina frontal de polímero o de material compuesto conectada a un segundo lado principal de dicho núcleo, en donde dicho núcleo comprende un primer borde, dicha primera lámina frontal comprende un segundo borde y dicha segunda lámina frontal comprende un tercer borde, sobresaliendo dicho segundo borde hacia afuera una distancia desde dicho primer borde y estando dicho tercer borde a nivel con dicho primer borde de dicho núcleo; y conectar a dicha estructura en capas una pieza de compensación que comprende un miembro de compensación y un miembro de reborde de tal manera que un borde de compensación de dicho miembro de compensación esté conectado a una superficie interna de dicha primera lámina frontal y dicho miembro de reborde esté conectado a una superficie externa de dicha segunda lámina frontal.

Adicionalmente, la divulgación comprende realizaciones de acuerdo con las reivindicaciones dependientes. Se pueden ver detalles adicionales de las realizaciones con referencia a la siguiente descripción y dibujos.

Breve descripción de los dibujos

- 5 La figura 1 es una vista en sección transversal lateral esquemática de una realización del panel divulgado con cierre de borde;
- La figura 2 es un diagrama de flujo de una realización del método de cierre de borde divulgado;
- La figura 3 es un diagrama de flujo de una metodología de fabricación y servicio de aeronaves; y
- La figura 4 es un diagrama de bloques de una aeronave.

Descripción detallada

- 10 Refiriéndose a la figura 1, una realización del panel divulgado, en general designado 10, incluye una estructura 12 en capas y una pieza 14 de compensación. La estructura 12 en capas puede definir un borde 16 de panel y la pieza 14 de compensación está conectada a la estructura 12 en capas para cerrar el borde 16 de panel.
- 15 La estructura 12 en capas incluye un núcleo 20, una primera lámina 22 frontal y una segunda lámina 24 frontal. El núcleo 20 puede incluir un primer lado 26 principal y un segundo lado 28 principal opuesto, y define un primer borde 27 que se extiende entre el primer lado 26 principal y el segundo lado 28 principal. La primera lámina 22 frontal puede incluir una superficie 30 interna y una superficie 32 externa opuesta, y define un segundo borde 31 que se extiende entre la superficie 30 interna y la superficie 32 externa. La superficie 32 externa de la primera lámina 22 frontal puede ser la superficie visible de la estructura 12 en capas. La segunda lámina 24 frontal puede incluir una superficie 34 interna y una superficie 36 externa opuesta, y define un tercer borde 35 que se extiende entre la superficie 34 interna y la superficie 36 externa.
- 20 De este modo, la estructura 12 en capas se forma al formar sándwich el núcleo 20 entre la primera lámina 22 frontal y la segunda lámina 24 frontal. Específicamente, la superficie 30 interna de la primera lámina 22 frontal puede estar conectada (por ejemplo, adherida, soldada, soldada con bronce, sujeta mecánicamente etc.) al primer lado 26 principal del núcleo 20 y la superficie 34 interna de la segunda lámina 24 frontal puede estar conectada (por ejemplo, adherida, soldada, soldada con bronce, sujeta mecánicamente etc.) al segundo lado 28 principal de el núcleo 20.
- 25 Como tal, el primer borde 27 del núcleo 20, el segundo borde 31 de la primera lámina 22 frontal y el tercer borde 35 de la segunda lámina 24 frontal definen el borde 16 de panel de la estructura 12 en capas.
- 30 Mientras que la estructura 12 en capas del panel 10 se muestra con tres capas 20, 22, 24, pueden incluirse capas adicionales, tales como capas de núcleo adicionales, láminas frontales adicionales y/u otras capas adicionales, sin apartarse del alcance de la presente divulgación.
- 35 El grosor T_1 de sección transversal del núcleo 20 de la estructura 12 en capas puede ser relativamente grueso, en comparación con los grosores T_2 , T_3 de sección transversal de la primera lámina 22 frontal y la segunda lámina 24 frontal (por ejemplo, $T_1 > T_2$ y $T_1 > T_3$). Por ejemplo, el grosor T_1 de sección transversal del núcleo 20 puede ser dos o más veces más grande (por ejemplo, cinco veces más grande) que el grosor T_2 de sección transversal de la primera lámina 22 frontal. Sin embargo, el núcleo 18 puede tener una densidad relativamente más baja (peso base dividido por grosor de sección transversal), en comparación con las densidades de la primera lámina 22 frontal y la segunda lámina 24 frontal.
- 40 Estructuralmente, el núcleo 20 de la estructura 12 en capas puede ser sólido. Sin embargo, se pueden lograr densidades más bajas usando una estructura no sólida. Como un ejemplo específico, no limitante, el núcleo 20 puede ser (o puede incluir) una espuma. Como otro ejemplo específico, no limitante, el núcleo 20 puede estar acanalado o puede incluir acanaladura. Como aún otro ejemplo específico, no limitante, el núcleo 20 puede ser (o puede incluir) una estructura de panal.
- 45 De manera composicional, el núcleo 20 puede estar formado de los mismos materiales, similares o diferentes que la primera 22 y segunda 24 láminas frontales. Sin embargo, el núcleo 20 puede ser típicamente una estructura con menos densidad que las láminas 22, 24 frontales. Como un ejemplo específico, no limitante, el núcleo 20 puede estar formado de un polímero (por ejemplo, poliestireno expandido). Como otro ejemplo específico, no limitante, el núcleo 20 puede ser una estructura de panal formada de un material compuesto, tal como un material compuesto reforzado con fibra de carbono, un material compuesto reforzado con fibra de vidrio, un material compuesto reforzado con fibra cerámica o un material compuesto reforzado con fibra de metal.
- 50 La primera lámina 22 frontal, que puede ser de único pliegue o multipliegues, puede ser un material capaz de ser hecho en capas sobre y conectarse al núcleo 20. Como un ejemplo específico, no limitante, la primera lámina 22 frontal puede ser un polímero, tal como una película, lámina o malla de polímero. Como otro ejemplo específico, no limitante, la primera lámina 22 frontal puede ser un material compuesto, tal como un material compuesto reforzado con fibra de carbono, un material compuesto reforzado con fibra de vidrio, un material compuesto reforzado con fibra cerámica o un material compuesto reforzado con fibra de metal.
- 55

La primera lámina 22 frontal incluye una porción 33 sobresaliente que se extiende más allá del primer borde 27 del núcleo 20 de tal manera que el segundo borde 31 de la primera lámina 22 frontal sobresale una distancia D del primer borde 27 del núcleo 20. En una expresión, la distancia D puede ser al menos 1 milímetro (0.04 pulgadas). En otra expresión, la distancia D puede ser al menos 2 milímetros (0.08 pulgadas). En otra expresión, la distancia D puede ser al menos 3 milímetros (0.12 pulgadas). En aún otra expresión, la distancia D puede ser como máximo de 5 milímetros (0.2 pulgadas). Por lo tanto, el borde 16 de panel de la estructura 12 en capas puede incluir una transición escalonada desde el núcleo 20 a la primera lámina 22 frontal.

Opcionalmente, la superficie 32 externa de la primera lámina 22 frontal de la estructura 12 en capas puede recubrirse con un material decorativo. Como un ejemplo específico, no limitante, la superficie 32 externa de la primera lámina 22 frontal puede recubrirse con pintura. Como otro ejemplo específico, no limitante, la superficie 32 externa de la primera lámina 22 frontal puede recubrirse con un laminado decorativo.

La segunda lámina 24 frontal, que puede ser de único pliegue o de multipliegues, puede estar formada del mismo material, similar o diferente que la primera lámina 22 frontal. Como un ejemplo específico, no limitante, la segunda lámina 24 frontal puede ser un polímero, tal como una película, lámina o malla de polímero. Como otro ejemplo específico, no limitante, la segunda lámina 24 frontal puede ser un material compuesto, tal como un material compuesto reforzado con fibra de carbono, un material compuesto reforzado con fibra de vidrio, un material compuesto reforzado con fibra cerámica o un material compuesto reforzado con fibra de metal.

La segunda lámina 24 frontal, específicamente el tercer borde 35 de la segunda lámina 24 frontal, está sustancialmente a nivel 62 con el primer borde 27 del núcleo 20. Por lo tanto, el borde 16 de panel de la estructura 12 en capas puede incluir una transición sustancialmente continua desde la segunda lámina 24 frontal al núcleo 20.

En la figura 1, solo se muestra una porción de la estructura 12 en capas del panel 10. Los experimentados en la técnica apreciarán que el tamaño y forma generales de la estructura 12 en capas pueden depender de la aplicación final. Por ejemplo, el panel 10 puede usarse para construir el interior 222 (figura 4) de una aeronave 202 (figura 4) y, por lo tanto, puede dimensionarse y formarse en consecuencia. Adicionalmente, aunque la estructura 12 en capas se muestra en la figura 1 como siendo una estructura sustancialmente plana, también se contemplan paneles no planos (por ejemplo, paneles curvos).

La pieza 14 de compensación del panel 10 está conectada a la estructura 12 en capas para cerrar el borde 16 de panel. Significativamente, el panel 10 está configurado de tal manera que la pieza 14 de compensación efectúa el cierre deseado, pero permanece oculta detrás de la primera lámina 22 de la estructura 12 en capas.

La pieza 14 de compensación del panel 10 incluye un miembro 40 de compensación y un miembro 42 de reborde. El miembro 40 de compensación puede tener un grosor T, que puede ser sustancialmente igual a la distancia D, y puede incluir un primer extremo 44 y un segundo extremo 46 opuesto. El miembro 40 de compensación puede definir una superficie 48 visible que se extiende entre el primer extremo 44 y el segundo extremo 46, y un borde 50 de compensación próximo (a o cerca) al primer extremo 44. El miembro 42 de reborde puede extenderse hacia afuera próximo (a o cerca) al segundo extremo 46 del miembro 40 de compensación. Por lo tanto, la pieza 14 de compensación puede tener un perfil en sección transversal en forma de L, como se muestra en la figura 1.

El miembro 42 de reborde de la pieza 14 de compensación puede ser integral con el miembro 40 de compensación (es decir, el miembro 40 de compensación y el miembro 42 de reborde pueden formarse como un único cuerpo monolítico). Alternativamente, el miembro 42 de reborde puede ser una pieza separada que se ha conectado al miembro 40 de compensación, tal como mediante unión (por ejemplo, con un adhesivo) o soldadura (por ejemplo, soldadura ultrasónica).

La pieza 14 de compensación del panel 10 puede estar formada del mismo material, similar o diferente que la primera lámina 22 frontal. Pueden usarse diversas composiciones sin apartarse del alcance de la presente divulgación. Como un ejemplo específico, no limitante, la pieza 14 de compensación puede estar formada de (o puede incluir) un material polimérico, que puede estar reforzado o no reforzado. Como otro ejemplo específico, no limitante, la pieza 14 de compensación puede estar formada de (o puede incluir) un material compuesto, tal como un material compuesto reforzado con fibra de carbono, un material compuesto reforzado con fibra de vidrio, un material compuesto reforzado con fibra de cerámica o un material compuesto reforzado con fibra de metal. Como otro ejemplo específico, no limitante, la pieza 14 de compensación puede estar formada de (o puede incluir) un metal o aleación de metal. Como aún otro ejemplo específico, no limitante, la pieza 14 de compensación puede estar formada de (o puede incluir) un material celulósico, tal como madera.

La pieza 14 de compensación del panel 10 puede estar conectada a la estructura 12 en capas de tal manera que el miembro 40 de compensación esté posicionado sobre el primer borde 27 del núcleo 20, el borde 50 de compensación se apoya en la superficie 30 interna de la primera lámina 22 frontal, y el miembro 42 de reborde (específicamente la superficie 43 de acoplamiento del miembro 42 de reborde) se apoya en la estructura 12 en capas (por ejemplo, la superficie 36 externa de la segunda lámina 24 frontal). Por lo tanto, la superficie 48 visible del miembro 40 de compensación puede estar sustancialmente a nivel 64 con el segundo borde 31 de la primera lámina 22 frontal.

En una construcción particular, la pieza 14 de compensación del panel 10 puede estar conectada a la estructura 12 en capas de tal manera que un primer plano P_1 coincidente con la superficie 48 visible del miembro 40 de compensación sea sustancialmente perpendicular a un segundo plano P_2 coincidente con la superficie 30 interna de la primera lámina 22 frontal. Por lo tanto, una esquina 52 afilada de 90 grados puede definirse mediante la primera lámina 22 frontal y la pieza 14 de compensación.

La conexión entre la pieza 14 de compensación del panel 10 y la estructura 12 en capas puede efectuarse usando diversas técnicas. Como un ejemplo específico, no limitante, se puede usar un adhesivo, tal como un adhesivo basado en epoxi o basado en uretano, para conectar la pieza 14 de compensación a la estructura 12 en capas.

Como se muestra en la figura 1, se puede usar una conexión adhesiva de dos puntos para conectar la pieza 14 de compensación a la estructura 12 en capas. Específicamente, una primera porción 54 adhesiva se puede posicionar entre el borde 50 de compensación de la pieza 14 de compensación y la superficie 30 interna de la primera lámina 22 frontal, y una segunda porción 56 adhesiva se puede posicionar entre el miembro 42 de reborde de la pieza 14 de compensación y la estructura 12 en capas (por ejemplo, la superficie 36 externa de la segunda lámina 24 frontal). Los experimentados en la técnica apreciarán que se pueden usar menos o adicionales porciones adhesivas, tal como entre el miembro 40 de compensación y el núcleo 20, y/o entre el miembro 40 de compensación y el tercer borde 35, sin apartarse del alcance de la presente divulgación.

Refiriéndose a la figura 2, así como a la estructura mostrada en la figura 1, una realización del método de cierre de borde divulgado, en general designado 100, comienza en el Bloque 102 con la etapa de formar una estructura 12 en capas que incluye un núcleo 20 (que tiene un primer borde 27), una primera lámina 22 frontal (que tiene un segundo borde 31) y, opcionalmente, una segunda lámina 24 frontal (que tiene un tercer borde 35), en donde el borde 16 de panel (bordes 27, 31, 35) de la estructura 12 en capas incluye una transición 60 escalonada desde el núcleo 20 a la primera lámina 22 frontal (véase distancia D en la figura 1).

Se pueden usar diversas técnicas durante la etapa de formación (Bloque 102) para lograr la transición 60 escalonada deseada en la estructura 12 en capas. En una implementación específica, como se muestra en el Bloque 103, la etapa de formación (Bloque 102) puede incluir la etapa de cortar la estructura 12 en capas para lograr la transición 60 escalonada. Como un ejemplo no limitante, se puede usar una máquina de control numérico computarizado (CNC) para cortar la estructura 12 en capas y formar la transición 60 escalonada. Como otro ejemplo no limitante, un enrutador, tal como un enrutador de mano, puede usarse para cortar la estructura 12 en capas y formar la transición 60 escalonada. También se contempla que la transición 60 escalonada pueda formarse sin la necesidad de cortar la estructura 12 en capas.

En el Bloque 104, se puede proporcionar una pieza 14 de compensación. La pieza 14 de compensación incluye un miembro 40 de compensación y un miembro 42 de reborde. El miembro 40 de compensación puede incluir una superficie 48 visible y un borde 50 de compensación. El miembro 42 de reborde puede incluir una superficie 43 de acoplamiento.

En el Bloque 106, se puede aplicar un adhesivo, tal como antes de la etapa de conexión de Bloque 108. Como un ejemplo, el adhesivo se puede aplicar a la pieza 14 de compensación, tal como al borde 50 de compensación del miembro 40 de compensación y/o a la superficie 43 de acoplamiento del miembro 42 de reborde. Como otro ejemplo, el adhesivo se puede aplicar a la estructura 12 en capas, tal como a la porción de la superficie 30 interna de la primera lámina 22 frontal próxima al segundo borde 31 y/o a la porción de la superficie 36 externa de la segunda lámina 24 frontal próxima al tercer borde 35. Como aún otro ejemplo, el adhesivo se puede aplicar tanto a la pieza 14 de compensación como a la estructura 12 en capas.

En el Bloque 108, la pieza 14 de compensación está conectada a la estructura 12 en capas de tal manera que el borde 50 de compensación del miembro 40 de compensación esté conectado a una superficie 30 interna de la primera lámina 22 frontal y el miembro 42 de reborde esté conectado a una superficie 36 externa de la segunda lámina 24 frontal.

Ejemplos de la divulgación pueden describirse en el contexto de un método 200 de fabricación y servicio de aeronaves, como se muestra en la figura 3, y una aeronave 202, como se muestra en la figura 4. Durante la preproducción, el método 200 de fabricación y servicio de aeronaves puede incluir especificación y diseño 204 de la aeronave 202 y adquisición 206 de material. Durante la producción, tiene lugar la fabricación 208 de componentes/subensamblajes e integración 210 de sistema de la aeronave 202. A partir de ahí, la aeronave 202 puede ir a través de certificación y entrega 212 con el fin de ser puesta en servicio 214. Mientras está en servicio por un cliente, la aeronave 202 está programada para mantenimiento y servicio 216 de rutina, que también puede incluir modificación, reconfiguración, restauración y similares.

Cada uno de los procesos de método 200 puede ser realizado o llevado a cabo mediante un integrador de sistema, un tercero, y/o un operador (por ejemplo, un cliente). Para los propósitos de esta descripción, un integrador de sistema puede incluir, sin limitación cualquier número de fabricantes de aeronaves y subcontratistas de sistemas principales; un tercero puede incluir sin limitación cualquier número de vendedores, subcontratistas y proveedores; y un operador puede ser una aerolínea, empresa de arrendamiento, entidad militar, organización de servicios, y así sucesivamente.

Como se muestra en la figura 4, la aeronave 202 producida por el método 200 de ejemplo puede incluir un armazón 218 con una pluralidad de sistemas 220 y un interior 222. Ejemplos de la pluralidad de sistemas 220 pueden incluir uno o más de un sistema 224 de propulsión, un sistema 226 eléctrico, un sistema 228 hidráulico, y un sistema 230 ambiental. Se puede incluir cualquier número de otros sistemas.

- 5 El panel 10 y método 100 de cierre divulgados pueden emplearse durante una cualquiera o más de las etapas del método 200 de fabricación y servicio de aeronaves. Como un ejemplo, el panel 10 y método 100 de cierre divulgados pueden emplearse durante la adquisición 206 de material. Como otro por ejemplo, los componentes o subensamblajes que corresponden a la fabricación 208 de componentes/subensamblajes, integración 210 de sistema, y o mantenimiento y servicio 216 pueden elaborarse o fabricarse usando el panel 10 y método 100 de cierre divulgados.
- 10 Como otro ejemplo, el armazón 218 y el interior 222 pueden construirse usando el panel 10 y método 100 de cierre divulgados. También, uno o más ejemplos de aparato, ejemplos de método, o una combinación de los mismos pueden utilizarse durante la fabricación 208 de componentes/subensamblajes y/o integración 210 de sistema, por ejemplo, al acelerar sustancialmente el ensamblaje de o reducir el coste de una aeronave 202, tal como el armazón 218 y/o el interior 222. De manera similar, uno o más de ejemplos de sistema, ejemplos de método, o una combinación de los
- 15 mismos pueden utilizarse mientras la aeronave 202 está en servicio, por ejemplo y sin limitación, para mantenimiento y servicio 216.

- El panel 10 y método 100 de cierre divulgados se describen en el contexto de una aeronave; sin embargo, un experimentado normal en la técnica reconocerá fácilmente que el panel 10 y método 100 de cierre divulgados pueden utilizarse para una variedad de vehículos. Por ejemplo, implementaciones de las realizaciones descritas aquí pueden
- 20 implementarse en cualquier tipo de vehículo incluyendo, por ejemplo, helicópteros, barcos de pasajeros, automóviles y similares.

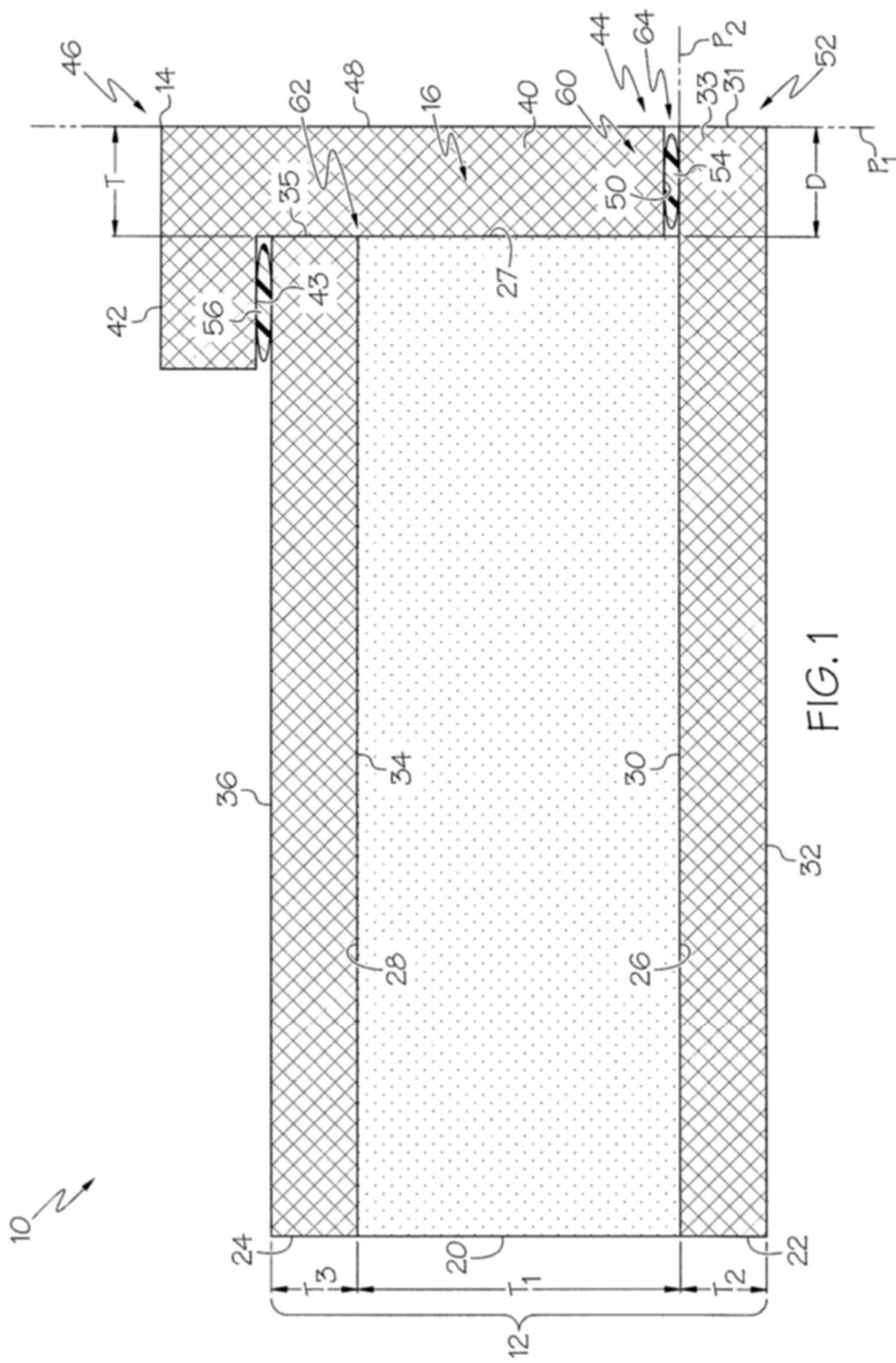
Aunque se han mostrado y descrito diversas realizaciones del panel divulgado y método de cierre asociado, a los experimentados en la técnica se les pueden ocurrir modificaciones tras leer la especificación. La presente solicitud incluye tales modificaciones y está limitada solo por el alcance de las reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un panel (10) para construir un interior (222) de una aeronave (202) que comprende:
una estructura (12) en capas que comprende:
un núcleo (20) de polímero o de material compuesto que define un primer borde (27);
5 una primera lámina (22) frontal de polímero o de material compuesto conectada a dicho núcleo (20), comprendiendo dicha primera lámina (22) frontal una porción (33) sobresaliente que define un segundo borde (31), en donde dicho segundo borde (31) sobresale hacia afuera una distancia (D) desde dicho primer borde (27); y
una segunda lámina (24) frontal de polímero o de material compuesto conectada a dicho núcleo (20) teniendo dicha segunda lámina (24) frontal un tercer borde (35); y
10 una pieza (14) de compensación conectada a dicha porción (33) sobresaliente, cubriendo dicha pieza (14) de compensación dicho primer borde (27);
en donde dicha pieza (14) de compensación comprende un miembro (40) de compensación y un miembro (42) de reborde que se extiende desde dicho miembro (40) de compensación, definiendo dicho miembro (40) de compensación una superficie (48) visible y un borde (50) de compensación, y en donde dicho miembro (40) de compensación está
15 posicionado sobre dicho primer borde (27), dicho borde (50) de compensación está conectado a dicha porción (33) sobresaliente, y dicho miembro (42) de reborde está conectado a dicha estructura (12) en capas; en donde el tercer borde (35) de dicha segunda lámina (24) frontal está a nivel (62) con dicho primer borde (27) de dicho núcleo (20).
2. El panel de la reivindicación 1 en donde dicha superficie (48) visible está a nivel (64) con dicho segundo borde (31).
3. El panel de la reivindicación 1 en donde dicha primera lámina (22) frontal comprende una superficie (30) interna y una superficie (32) externa, y en donde dicho borde (50) de compensación está conectado a dicha superficie (30) interna.
4. El panel de la reivindicación 3 en donde un primer plano coincidente con dicha superficie (48) visible es sustancialmente perpendicular a un segundo plano coincidente con dicha superficie (30) interna.
5. El panel de cualquiera de las reivindicaciones 1-4 que comprende además una primera porción (54) adhesiva que
25 conecta dicho borde (50) de compensación a dicha porción (33) sobresaliente.
6. El panel de la reivindicación 5 que comprende además una segunda porción (56) adhesiva que conecta dicho miembro (42) de reborde a dicha estructura (12) en capas.
7. El panel de cualquiera de las reivindicaciones 1-6, en donde dicha segunda lámina (24) frontal comprende una superficie (34) interna y una superficie (36) externa.
8. El panel de la reivindicación 7 en donde dicho miembro (42) de reborde está conectado a dicha superficie (36) externa de dicha segunda lámina (24) frontal.
9. Un método de cierre de borde para un panel (10) para construir un interior (222) de una aeronave (202) que comprende:
35 formar una estructura (12) en capas que comprende un núcleo (20) de polímero o de material compuesto, una primera lámina (22) frontal de polímero o de material compuesto conectada a un primer lado (26) principal de dicho núcleo (20) y una segunda lámina (24) frontal de polímero o de material compuesto conectada a un segundo lado (28) principal de dicho núcleo (20), en donde dicho núcleo (20) comprende un primer borde (27), dicha primera lámina (22) frontal comprende un segundo borde (31) y dicha segunda lámina (24) frontal comprende un tercer borde (35), sobresaliendo dicho segundo borde (31) hacia afuera una distancia (D) desde dicho primer borde (27) y estando dicho tercer borde (35) a nivel (62) con dicho primer borde (27) de dicho núcleo (20); y
40 conectar a dicha estructura (12) en capas una pieza (14) de compensación que comprende un miembro (40) de compensación y un miembro (42) de reborde de tal manera que un borde (50) de compensación de dicho miembro (40) de compensación está conectado a una superficie (30) interna de dicha primera lámina (22) frontal y dicho miembro (42) de reborde está conectado a una superficie (36) externa de dicha segunda lámina (24) frontal.
10. El método de la reivindicación 9 en donde dicha etapa de formación comprende cortar dicha estructura (12) en capas de tal manera que dicho segundo borde (31) sobresalga hacia afuera desde dicho primer borde (27).
11. El método de la reivindicación 9 o 10 en donde dicha pieza (40) de compensación comprende una superficie (48) visible, y en donde dicha superficie (48) visible está sustancialmente a nivel (64) con dicho segundo borde (31).
12. El método de cualquiera de las reivindicaciones 9-11 que comprende además aplicar un adhesivo a al menos una
50 de dicha pieza (40) de compensación y dicha estructura (12) en capas antes de dicha etapa de conexión.

13. El método de la reivindicación 12 en donde, después de dicha etapa de conexión, dicho adhesivo se posiciona entre dicha primera lámina (22) frontal y dicho borde (50) de compensación.

14. El método de la reivindicación 13 en donde, después de dicha etapa de conexión, dicho adhesivo se posiciona entre dicha segunda lámina (24) frontal y dicho miembro (42) de reborde.



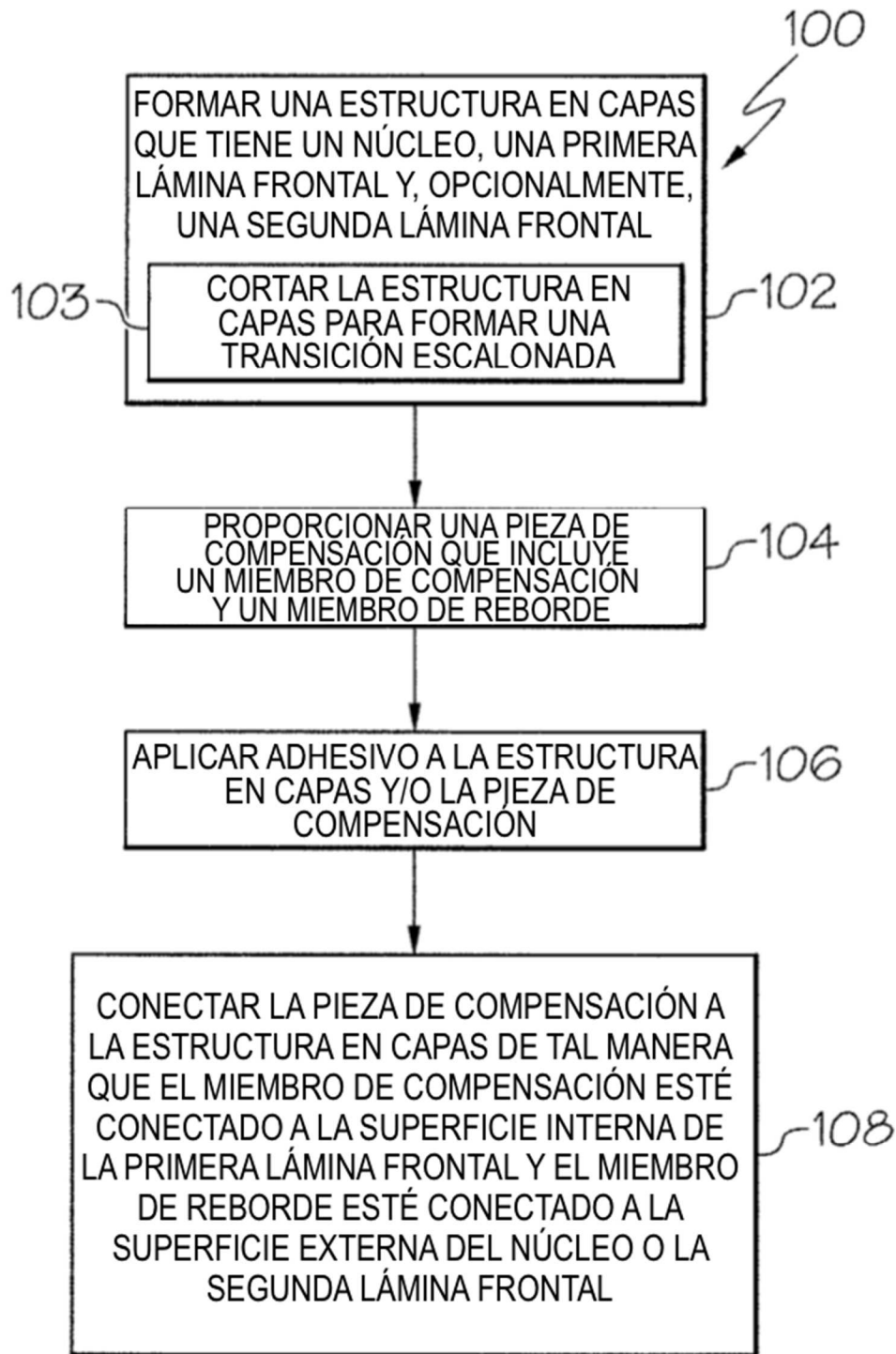


FIG. 2

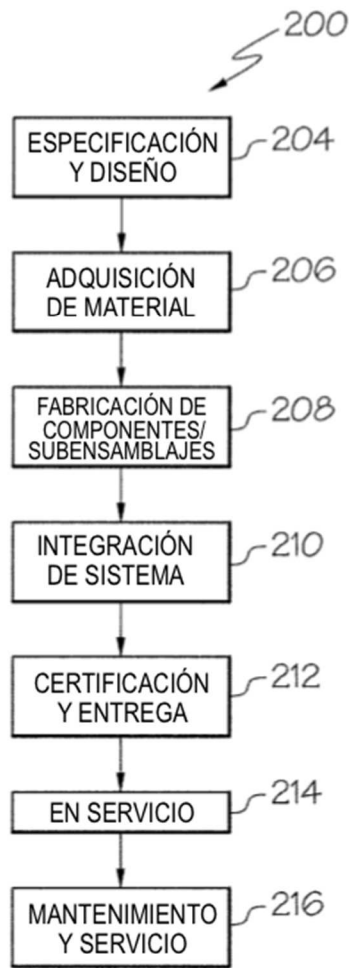


FIG. 3

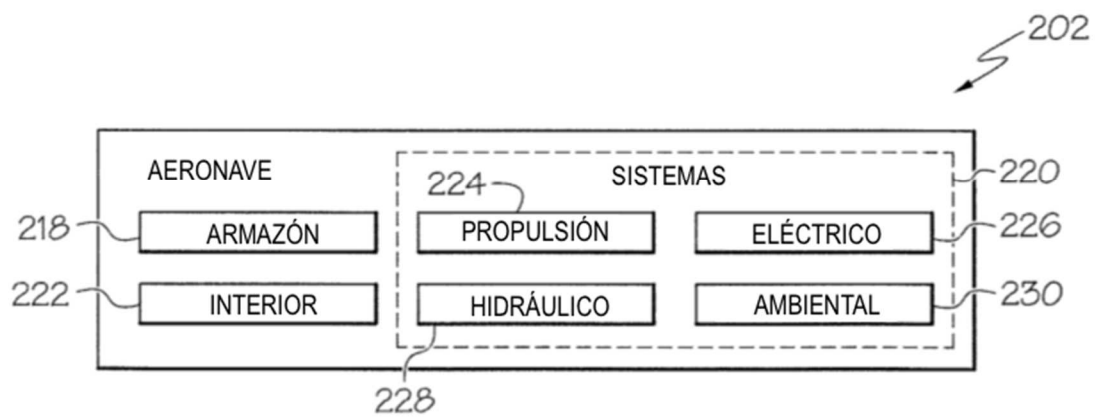


FIG. 4