(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 981 469**

(51) Int. Cl.:

B29D 99/00 (2010.01)
B64C 3/20 (2006.01)
B64C 5/02 (2006.01)
B29D 24/00 (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(86) Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **23.12.2021 PCT/IB2021/062260**

(87) Fecha y número de publicación internacional: **07.07.2022 WO22144723**

(96) Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.12.2021 E 21845109 (4)**

(97) Fecha y número de publicación de la concesión europea: **29.05.2024 EP 4271562**

(54) Título: **Método de fabricación de una estructura monolítica en material compuesto para alas o timones de cola de aviones**

(30) Prioridad:

04.01.2021 IT 202100000044

(45) Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
09.10.2024

(73) Titular/es:

LEONARDO S.P.A. (100.0%)
Piazza Monte Grappa 4
00195 Roma, IT

(72) Inventor/es:

CORVAGLIA, STEFANO GIUSEPPE;
GALLO, NICOLA;
BARONI, ANTONIO y
RICCIARDI, ALFREDO

(74) Agente/Representante:

UNGRÍA LÓPEZ, Javier

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

Método de fabricación de una estructura monolítica en material compuesto para alas o timones de cola de aviones

SECTOR TÉCNICO

La presente invención se refiere a un método de fabricación de una estructura monolítica en material compuesto para alas o timones de cola de un avión, en particular para aeronaves, a los que la siguiente descripción se referirá explícitamente sin perder generalidad.

TÉCNICA ANTERIOR

Como es bien conocido, las aletas o timones de cola son componentes estructurales con superficies fijas, que son parte de un avión y que integran internamente una estructura en material compuesto, que tiene cavidades apropiadas para reducir su peso.

En particular, el término "ala" significa un componente de un avión o de una aeronave, cuya superficie o superficies están dispuestas de acuerdo con una cierta actitud con respecto a la corriente de fluido que circula sobre ella, y que es capaz de generar una serie de acciones de la dinámica de fluidos (resultantes de fuerzas y momentos) causadas por mecanismos físicos complejos vinculados a variaciones locales en velocidad, presión y acciones viscosas, que actúan sobre la(s) propia(s) superficie(s).

Los timones de cola son aquellas partes de una aeronave o de un avión con funciones estabilizadoras y comprenden uno o más planos horizontales y uno o más planos verticales. Los planos horizontales constan a menudo de una parte fija, el estabilizador, y de una parte móvil, el equilibrador, articulado en la parte trasera del estabilizador. En algunos casos, el plano horizontal está formado por una superficie individual, el timón de profundidad (contracción de estabilizador y equilibrador). Los planos verticales constan también de dos superficies, una fija, la aleta de cola, y una móvil, el timón, aunque en algunos casos de aeronaves de alto rendimiento (militares y aeróbicas), éstos son timones de cola verticales totalmente móviles.

También se conoce que las alas y los timones de cola en las aeronaves tienen frecuentemente un perfil cónico desde la raíz, es decir, el área conectada al fuselaje, hasta el extremo libre.

En otras palabras, habiéndose identificado como la dirección longitudinal de la extensión del ala o el timón de cola la dirección que conecta la zona media de la raíz hasta la zona media del extremo libre y como cuerdas los segmentos imaginarios que se extienden transversalmente a dicha dirección longitudinal y que unen el borde de ataque del ala con el borde trasero del ala o del timón de copla propiamente dichos, es posible observar cómo dichas cuerdas van disminuyendo en longitud, a medida que nos alejados desde el fuselaje hacia el extremo libre de dicha ala o timón de cola.

Como se ha especificado anteriormente, tanto las alas como los timones de cola de tipo conocido tienen internamente una estructura fabricada en material compuesto y que comprenden esencialmente:

- una primera pared;
- una pared inferior que mira hacia la primera pared y dispuesta espaciada desde esta último en una cantidad no-cero; y
- una pluralidad de elementos de interconexión que se extienden entre la primera y la segunda pared y que delimitan entre ellos y dichas paredes respectivas prolongadas a través de cavidades.

El uso del material compuesto permite reducir el peso total de las aeronaves y obtener al mismo tiempo estructuras muy robustas.

La primera y la segunda pared de las estructuras de tipo conocido están aproximadamente paralelas y más precisamente convergentes entre sí hacia el extremo libre del ala o del timón de cola.

Los elementos de interconexión se definen por largueros que se extienden transversalmente a las cuerdas del ala o timón de cola y en direcciones respectivas que unen la raíz al extremo libre del ala o del timón de cola propiamente dichos.

Más precisamente, los largueros constan generalmente de particiones que están sustancialmente ortogonales, o más generalmente transversales, a las paredes de la estructura.

La estructura descrita se fabrica utilizando un método conocido que comprenden las etapas indicadas a continuación partiendo de un prepreg con una matriz termoestable (resina) reforzada por fibras de diferente naturales, tales como fibras de carbono, fibras de aramida, fibras de vidrio, etc.

Lo primero de todo, cada larguero, en la condición de prepreg, se realiza en herramientas de preformación adecuadas, formando dos elementos perfilados alargados que tienen secciones en forma de C y que constan de un dorso y de dos pestañas que se proyectan ortogonalmente desde los bordes extremos opuestos del dorso; para formar un larguero, se unen los dos elementos perfilados en forma de C juntos a lo largo de sus dorsos respectivos para presentar las concavidades opuestas.

En particular, cada elemento perfilado en forma de C es laminado sobre tres caras planas de una herramienta de preformación con un perfil sustancialmente en forma de paralelepípedo; una primera cara de la herramienta es revestida completamente por un prepreg, mientras que otras dos caras adyacentes a la primera cara, ortogonales a esta última y paralelas entre sí, están revestidas solamente sobre un tramo.

Después de la necesaria consolidación al vacío y a una temperatura predeterminada, los elementos perfilados en forma de C se unen en dos en dos de la manera descrita anteriormente anterior para formar el número deseados de largueros, que están retenidos posición y a la distancia predeterminada para la etapa siguiente de endurecimiento por medio de herramientas de soporte rígidas respectivas que tienen la forma de pasadores alargados.

La operación de preformación es un proceso de aplicación de vacío y de temperatura, que permite que el material prepreg adquiera una forma consolidada sin someterlo a un proceso de polimerización.

Cada herramienta de soporte está constituida por un cuerpo alargado, rígido y sólido, sustancialmente en forma de paralelepípedo, delimitado por caras planas y que tienen una sección transversal que corresponde a la forma de las cavidades alargadas de la estructura a fabricar.

Antes del posicionamiento de cada larguero, todavía en la forma de un prepreg prefabricado, entre dos herramientas de soporte, estas últimas son sometidas a una operación de rectificado, que consta de las siguientes etapas sucesivas:

- aplicar una capa de agente separador, por ejemplo, en la forma de una película, a cada herramienta de soporte para facilitar la extracción siguiente de la propia herramienta de soporte desde la cavidad alargada respectiva:
- colocar sobre cada herramienta de soporte preparada de esta manera una bolsa tubular que deja un exceso de esta última en cada extremo de la propia herramienta de soporte para una operación de sellado siguiente;
- enrollar sobre cada herramienta de soporte y fuera de la bolsa tubular una tela de ventilación, fijando sus aletas con un sellante;
- colocar sobre cada herramienta de soporte preparada de esta manera una película de separación, dejando también en este caso un exceso de este último en cada extremo de la propia herramienta de soporte para la operación de sellado siguiente;
- sellar los extremos de la bolsa tubular y de la película de separación tubular por medio de un sellante;
- aplicar el vacío y esperar a que la película de separación tubular contraiga todo el rectificado sobre la herramienta de soporte relativa.

En este punto, los largueros preformados, cada uno constituido por dos elementos perfilados en forma de C, unidos juntos a lo largo de los dorsos respectivos, son posicionados entre las herramientas de soporte previamente sometidas a la operación de rectificado descrita anteriormente; en particular, cada larguero preformado está dispuesto de tal manera que:

- los dorsos de la pareja respectiva de elementos perfilados en forma de C que la constituyen están interpuestos entre dos caras planas enfrentadas de dos herramientas de soporte mutuamente adyacentes; y
- las aletas de cada elemento perfilado descansan sobre caras planas respectivas de la herramienta de soporte relativa, paralelas entre sí y sustancialmente ortogonales a la cara plano que soporte el dorso del elemento perfilado propiamente dicho.

El conjunto formado de esta manera, constituido por los largueros preformados y las herramientas de soporte previamente rectificadas, se inserta en un molde de formación, que incluye una placa inferior, una placa superior y dos paredes laterales opuestas que conectan las placas superior e inferior.

En particular, sobre cada una de las dos placas superior e inferior se laminan una o más capas de material prepreg, que están destinadas a definir un primer revestimiento y un segundo revestimiento, que constituirán, después de la etapa de endurecimiento, la primera y la segunda paredes de la estructura a fabricar.

Más precisamente, sobre la placa inferior del molde de formación, que lleva el primer revestimiento, se posicionan los largueros preformados retenidos en posición por las herramientas de soporte respectivas, a continuación, la placa superior del molde de formación que lleva el segundo revestimiento se cierra sobre las paredes laterales del propio molde y sobre el conjunto constituido por los largueros preformados y las herramientas de soporte.

En este punto, se disponen una película de separación, un tejido de ventilación y una bolsa de película en sucesión sobre todo el molde de formación, la bolsa de película se sella por medio de sellante en la base del molde de formación.

Las película de separación tubular dispuestas sobre cada herramienta de soporte está abierta en sus extremos; se corta la parte excesiva de longitud con respecto a la herramienta de soporte respectiva.

Las bolsas tubulares sobre las herramientas de soporte respectivas son desenrolladas en los extremos y son selladas.

La llamada bolsa envolvente se forma de esta manera sellando el borde de la película externa de la bolsa dispuesta sobre el molde de formación con los extremos de las bolsas tubulares de las herramientas de soporte y también sellando los extremos de las bolsas tubulares adyacentes.

En este punto, se aplica el vacío dentro de la bolsa envolvente hasta que el material exterior de la bolsa se retrae hacia la superficie externa del molde de formación.

Los extremos de las bolsas tubulares se abren entonces y, continuando aplicando el vacío, las bolsas tubulares propiamente dichas se separan de las herramientas de soporte respectivas, tendiendo a minimizar el volumen encerrado dentro de la bolsa envolvente.

En este punto, se extraen las herramientas de soporte y se lleva el conjunto formado de esta manera a la autoclave para realizar la operación de endurecimiento a valores de presión y temperatura dados (por ejemplo, para resinas epoxi, la temperatura de endurecimiento es aproximadamente 180° C y la presión de endurecimiento está entre 6 y 7 bares).

El método descrito y las herramientas utilizadas permiten posicionar correctamente las preformas y mantener su posición durante las operaciones de cierre del molde para formar y fabricar la bolsa envolvente.

La extracción de las herramientas de soporte antes del ciclo de endurecimiento previene que se deformen las herramientas, bajo las condiciones de presión y temperatura necesarias para el endurecimiento, de una manera inadecuada para asegurar la aplicación uniforme de la presión en todas las partes de material compuesto.

En cambio, las bolsas tubulares permiten una aplicación uniforme de la presión sobre las partes compuestas que entran en contacto con ellas.

No obstante, el Solicitante ha observado que la estructura descrita y el método para obtenerla son susceptibles de mejoras.

En particular, en la estructura de largueros múltiples de tipo conocido analizada en detalle en las páginas anteriores, las cargas externas son distribuidas entre los dos revestimientos que definen la primera y la segunda pared y entre los varios largueros; el ala y el timón de cola, que tienen este tipo de estructura, aunque son perfectamente funcionales para el uso final, funcionan técnicamente mejor en términos de flexión que de torsión.

Por lo tanto, existe una necesidad en la industria para la fabricación de alas y de timones de cola que, aunque exhiben el mismo comportamiento que las alas y los timones de cola conocidos con respecto a cargas de flexión, tienen una respuesta mejor a cargas de torsión durante el funcionamiento.

Además, existe una necesidad en la industria de simplificar el método de fabricación de las estructuras para las alas o timones de cola para hacerlo más eficiente y menos costoso; finalmente, la calidad del acabado de las superficies, en particular las dispuestas dentro de la estructura, requiere otras mejoras.

El documento US 2017/074323 A1 describe un método de fabricación de estructuras en material compuesto para alas de avión. El método utiliza dos revestimientos en material compuesto no endurecido enrollados en un anillo alrededor de un conjunto de herramientas de soporte colocadas lado a lado y paralelas entre sí; se interpone material compuesto no endurecido, destinado a definir nervaduras respectivas del ala, entre cada pareja de herramientas de soporte. El método proporciona también el uso de estructuras de refuerzo preformadas insertadas en ciertas posiciones entre los dos revestimientos y que tienen un grado de reticulación suficiente para evitar el uso de elementos de soporte durante la etapa final de endurecimiento. Los componentes de las estructuras de refuerzo preformadas son fabricadas, por lo tanto, en un tiempo diferente de aquél en el que se fabrican los revestimientos y las nervaduras, haciendo de esta manera que el método sea largo y complejo. Deben utilizarse adhesivos u otros sistemas de fijación para unir la estructura de refuerzo preformada y al menos parcialmente reticulada y los revestimientos no endurecidos. Por lo tanto, no se puede decir que la estructura obtenida sea monolítica, es decir, obtenida de una sola vez con material prepreg idéntico en todas sus partes y que tenga la misma condición antes de

la etapa de endurecimiento.

OBJETO Y SUMARIO DE LA INVENCIÓN

El objeto de la presente invención es proporcionar un método de fabricación de una estructura monolítica en material compuesto para alas y timones de cola de un avión, que es altamente fiable y de coste limitado y permite satisfacer al menos uno de los requerimientos especificados anteriormente y conectados con los métodos de fabricación de estructuras monolíticas en material compuesto de tipo conocido.

Acuerdo la invención, este objeto se consigue por un método de fabricación de una estructura monolítica en material compuesto para alas y timones de cola de un avión, como se reivindica en la reivindicación 1.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

Para una mejor comprensión, de la presente invención, se describe a continuación una realización preferida no limitativa, puramente a modo de ejemplo y con la ayuda de los dibujos adjuntos, en donde:

La figura 1 es una vista superior, con partes retiradas para mayor claridad, de un avión que incorpora dentro de su ala una estructura monolítica en material compuesto fabricada de acuerdo con el método de la presente invención.

La figura 2 muestra una vista en perspectiva, a escala ampliada, con partes retiradas para mayor claridad, de la estructura monolítica de la figura 1.

La figura 3 muestra una vista en perspectiva parcialmente en sección, a escala ampliada, de un detalle de la estructura monolítica de la figura 2.

Las figuras 4 y 5 son vistas en perspectiva parcialmente en sección y a una escala más ampliada de detalles respectivos del detalle de la figura 3.

Las figuras 6 a 9 muestran una vista en perspectiva parcialmente en sección de primeras herramientas de soporte en etapas sucesivas durante una operación de formación y de laminación de paredes respectivas de la estructura monolítica de la figura 2 por medio de material compuesto prepreg.

Las figuras 10 a 12 muestran una vista en perspectiva en sección de segundas herramientas de soporte en etapas sucesivas durante una operación de formación y de laminación de elementos de interconexión respectivos de la estructura monolítica de la figura 2 por medio de material compuesto prepreg.

Las figuras 13 a 15 muestran una vista en perspectiva parcialmente en sección de la estructura monolítica de la figura 2 en etapas de fabricación sucesivas por medio de las primera y segunda herramientas de soporte de las figuras 6 a 12; y

La figura 16 es una figura similar a la figura 5, que muestra en una vista en perspectiva parcialmente en sección un detalle de una variante posible de la estructura monolítica en forma de caja en material compuesto; y

La figura 17 muestra en vista en perspectiva dos segundas herramientas de soporte parcialmente en sección durante una operación de formación y de laminación de un elemento de interconexión de la estructura monolítica de acuerdo con la variante de la figura 16 por medio del material compuesto prepreg.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

Con referencia a las figuras 1 y 2, el número 1 denota, como un conjunto, una estructura monolítica en material compuesto para un avión, es decir, para un vehículo capaz de volar al menos sobre distancias cortas.

En el ejemplo mostrado en la figura 1, el avión representado es un aeroplano 2, que comprende de una manera conocida un fuselaje 3, dos alas 4 y una pluralidad de timones de cola 5, entre los cuales son parcialmente visibles una aleta de cola y dos estabilizadores.

El aeroplano 2 tiene un eje A que coincide con el eje del fuselaje 3 y con la dirección delantera del propio aeroplano 2; las alas 4 y los timones de cola 5 se extienden en voladizo partiendo desde el fuselaje 3.

En más detalle, cada ala 4 tiene una porción de raíz 4a, conectada al fuselaje 3, y una porción extrema libre 4b, opuesta a la propia porción de raíz 4a.

Por lo tanto, cada ala 4 se extiende a lo largo de una dirección longitudinal B identificada como la unión que une la zona media de la porción de raíz 4a a la zona media de la porción extrema libre 4b. La dirección B de la extensión

longitudinal de cada ala 4 está dispuesta transversalmente al eje A del aeroplano 2 y, en el caso cónico, forma un ángulo obtuso con el propio eje A hacia la parte delantera del fuselaje 3. Alternativamente, la dirección B podría formar también un ángulo agudo o recto con el eje A.

Cada ala 4 está delimitada, además, transversalmente a la dirección B, por un borde de ataque del ala 4c y por un borde trasero del ala 4d; en cada ala 4, el borde de ataque 4c está dispuesto delante del borde trasero 4d con referencia a la dirección de avance hacia delante del aeroplano 2.

En el caso conocido, cada ala 4 presenta un patrón cónico a lo largo de la dirección B partiendo desde la porción de raíz 4a y avanzando hacia la porción extrema libre 4b; en la práctica, habiendo identificado como cuerdas los segmentos imaginarios que se extienden transversalmente a la dirección B y que unen el borde de ataque 4c con el borde trasero 4d de cada ala 4, es posible indicar que, en el caso mostrado, dichas cuerdas disminuyen en longitud a medida que uno se aleja del fuselaje 3 hacia la porción extrema libre 4b del ala 4 propiamente dicha.

Como se puede ver en el ejemplo mostrado en la figura 1, la estructura 1 constituye la parte interna de cada una de las alas 4.

Debería indicarse que la estructura 1 podría utilizarse para cada uno de los timones de cola 5 de la aeronave 2 o para alas o timones de cola de un avión en general.

Con referencia a las figuras 1 a 5, la estructura 1 comprende:

- una primera pared 6;
- una segunda pared 7 enfrentada, a lo largo de su propia superficie de mayor extensión, a una superficie de mayor extensión de la pared 6 y dispuesta espaciada desde esta última en una cantidad distinta de cero; y
- una pluralidad de elementos de interconexión 8, que se extienden transversalmente entre las paredes 6 y 7, conectados a ellas y que delimitan con las paredes 6 y 7 propiamente dichas unas cavidades alargadas 9 respectivas.

En el caso mostrado, la pared 6 define una pared inferior de la estructura 1 en la posición de uso del ala 4 respectiva, mientras que la pared 7 define la pared superior de la propia estructura 1.

Las paredes 6 y 7 se extienden simétricamente sobre lados opuestos de la dirección longitudinal B y están aproximadamente paralelas a la dirección B propiamente dicha.

Los elementos de interconexión 8 están constituidos por nervaduras 10 que se extienden transversalmente a la dirección longitudinal B.

Cada pared 6, 7 tiene una estructura de "sándwich", que comprende:

- un primer panel 11, enfrentado, a lo largo de su propia superficie de mayor extensión, a la superficie de mayor extensión de la otra pared 7, 6;
- un segundo panel 12, enfrentado, a lo largo de su superficie de mayor extensión, a la superficie de mayor extensión del panel 11; y
- una pluralidad de largueros 13, que se extienden transversalmente entre los paneles 11 y 12, están conectados a ellos, delimitan con los propios paneles 11, 12 unas cavidades alargadas 14 respectivas y se extienden transversalmente a las nervaduras 10.

En la práctica, los paneles 11 de las paredes 6 y 7 están enfrentados entre sí e interpuestos, o dispuestos más internamente, entre los paneles 12 en una dirección transversal a los propios paneles 11, 12.

Los paneles 11, y de la misma manera los paneles 12, se extienden simétricamente sobre lados opuestos de la dirección longitudinal B y están aproximadamente paralelos a la propia dirección B.

De acuerdo con una alternativa posible no mostrada, solamente una de las paredes 6 y 7 podrían tener una estructura de sándwich, mientras que la otra podría estar formada simplemente por un panel individual.

En el caso mostrado, la distancia entre los paneles 11 y 12 de cada pared 6, 7 es menor que la distancia entre los paneles 11 en la dirección transversal a los paneles 11, 12 propiamente dichos.

En el caso de la alternativa, en la que solamente una de las paredes 6 y 7 tiene la estructura de sándwich descrita anteriormente, mientras que la otra está formada por un panel individual, la distancia entre los paneles 11 y 12 de la pared 6, 7 que tiene una estructura de sándwich, es menor que la distancia del panel 11 desde la pared 7, 6 formada por un panel individual.

Los paneles 11 y 12 y, más generalmente, las paredes 6 y 7 están, en el caso mostrado, ligeramente convergentes entre sí hacia la porción extrema libre 4b del ala 4. De acuerdo con una alternativa posible no mostrada, los paneles 11 y 12 y más generalmente las paredes 6 y 7 podrían estar también paralelas entre sí.

En todos los casos, puede considerarse que los paneles 11 y 12 y más generalmente las paredes 6 y 7 están aproximadamente paralelas entre sí

Las nervaduras 10 y los largueros 13 pueden tener secciones transversales abiertas o cerradas.

En la solución mostrada en las figuras 2, 3 y 5, las nervaduras 10 tienen una sección transversal en forma de C. De acuerdo con otras alternativas posibles no mostradas, las nervaduras 10 podrían tener también secciones transversales conformadas como I, T, doble T, doble C, Z o de otra manera.

En el ejemplo mostrado, los largueros 13 de cada pared 6, 7 tienen secciones transversales oblicuas en forma de I, que convergen de dos en dos hacia el panel más exterior 12. Además, en este caso, las secciones transversales de los largueros 13 podrían estar conformadas de forma diferente, por ejemplo, como I vertical, C, Z, T, doble T, etc.

La estructura 1 se fabrica a partir de un prepreg con una matriz polimérica, por ejemplo fabricada de resina termoestable, reforzada por fibras que pueden tener diferente naturaleza, tales como fibras de carbono y/o fibras de aramida y/o fibras de vidrio, etc.

Alternativamente, la estructura 1 podría ser fabricada también a partir de una matriz de prepreg fabricada de resina termoplástica reforzada por fibras del tipo indicado anteriormente.

En ambos casos, los paneles 11, 12 son fabricados a partir de revestimientos 11a, 12a respectivos (figuras 8, 9, 13, 14, 15), cada uno de los cuales está formado por una o más capas del prepreg reforzado con fibras mencionado anteriormente, laminadas sobre superficies planas respectivas, como se describirá en más detalle a continuación.

Con referencia a las figuras 6 a 9, los largueros 13 se obtienen laminando el material de prepreg definido anteriormente sobre herramientas de soporte 25 respectivas, que están alargadas en la dirección de la extensión longitudinal de los largueros 13 propiamente dichos.

En particular, las herramientas de soporte 15 están destinadas a mantener los largueros 13 en las posiciones predefinidas dentro de la estructura 1 que está siendo fabricada y tienen una composición que se basa en material de refuerzo y polímero adecuados para permitir el paso desde un estado rígido hasta un estado elastomérico flexible y vice versa en respuesta al calentamiento y al enfriamiento, respectivamente, es decir, en respuesta a un estímulo de temperatura.

El polímero que constituye las herramientas de soporte 15 es ventajosamente un polímero termoestable o termoplástico con memoria de forma de tipo conocido. El polímero puede ser, por ejemplo, un polímero epoxi con memoria de forma, un polímero de éster de cianato con memoria de forma, un polímero de poliuretano con memoria de forma, un polímero de vinilo con memoria de forma, un polímero de polimida con memoria de forma, un polímero de maleimida con memoria de forma, o combinaciones de ellos, incluyendo copolímeros.

Gracias a las propiedades del polímero con memoria de forma, las herramientas de soporte 15 pueden recuperar su forma rígida original a pesar de un uso extensivo repetido y después de numerosos ciclos de calentamiento y de enfriamiento, posiblemente insertándolos en una herramienta de reforma dedicada. El material de refuerzo de las herramientas de soporte 15 puede incluir una o más fibras elásticas.

En particular, el material de refuerzo puede contener también fibras de nylon, fibras de licra, fibras de poliéster, fibras de carbono, fibras de vidrio, fibras de aramida, fibras de boro, fibras de basalto, fibras de polímero, fibras picadas, mallas, preformas de fibras tridimensionales, tejidos de trama normal, tejidos de sarma, u otros tipos de telas u combinaciones de los mismos. Un ejemplo comercial adecuado de fibras de nylon es el y/o producido por Invista (Wichita, Kans .) .

Las herramientas de soporte 15, en algunas realizaciones, pueden contener dos o más tipos diferentes de materiales de refuerzo.

Cada herramienta de soporte 15 tiene una forma prismática alargada en la dirección de extensión de los largueros 13 que deben formarse y una forma hueca en la misma dirección. En particular, cada herramienta de soporte 15 tiene una sección transversal con un perfil externo poligonal 6, 7 de la estructura 1. En el ejemplo mostrado, cada herramienta de soporte 15 tiene una sección transversal trapezoidal isósceles y está delimitada por cuatro paredes laterales 16 unidas juntas por esquinas cónicas 17. Las paredes 16 delimitan una cavidad pasante longitudinal 18 de

la herramienta de soporte 15 respectiva.

De acuerdo con una alternativa posible no mostrada, las herramientas de soporte 15 podrían tener también una sección en forma de paralelepípedo con bordes cónicos.

En el ejemplo mostrado, el material de prepreg está laminado externamente sobre todas las paredes 16 de la herramienta de soporte 15 relativa en el estado rígido después de aplicar un agente adhesivo basado en resina (conocido como "aglutinante"), si es necesario basado en el grado de adhesividad del material de prepreg.

Dependiendo de la conformación de la sección transversal de los largueros 13 que deben formarse, el revestimiento con el material de prepreg podría estar limitado a algunas de las paredes 16 de la herramienta de soporte 15 relativa. Además, de nuevo, dependiendo de la conformación de la sección transversal de los largueros 13 que deben formarse, las herramientas de soporte 15 podrían tener diferentes secciones transversales, pero en cualquier caso siempre de forma complementaria a la forma de las cavidades 14 que deben fabricarse entre los largueros 13.

Gracias a su estado rígido, es posible aplica runa o más capas de prepreg sobre cada herramienta de soporte 15; además, gracias a su composición, puede no ser necesario revestir las herramientas de soporte 15 antes de laminar el material de prepreg.

Después de que el material ha sido extendido sobre las paredes 16 de cada herramienta de soporte 15, esta última es encerrada y sellada en una bolsa externa (conocido por sí y no mostrada), en la que se aplica entonces vacío de una manera conocida para obtener la compactación de las varias capas del propio material de prepreg.

En este punto, después de haber retirado la bolsa externa mencionada en el apartado anterior, aproximando o colocando juntas lateralmente lado a lado las herramientas de soporte 15 que llevan externamente el material de prepreg laminado compactado (figuras 7 y 8), es posible unir lateralmente juntas de dos en dos las porciones de material de prepreg que revisten las paredes 16, que definen los lados oblicuos de las secciones transversales trapezoidales de las propias herramientas de soporte 15.

Puesto que las paredes planas 16 de cada herramienta de soporte 15 están unidas por bordes cónicos 17, el material de prepreg adopta la misma forma externa que las propias paredes 16, sobre las que se aplica y que el borde cónico 17 que las une.

Por lo tanto, un receso 19 está formado entre cada pareja de herramientas de soporte 15 colocadas lado a lado y revestidas externamente con material de prepreg y que tiene una sección transversal configurada aproximadamente en forma de V. Los recesos 19 son llenados por cordones o fideos de relleno de prepreg 20 respectivos (figura 8), que tiene un perfil complementario al de los recesos 19 propiamente dichos.

El conjunto formado de esta manera, constituido por las herramientas de soporte 15 colocadas lado a lado, por el material de prepreg que las recubre externamente y por los cordones de relleno 20, se extiende y se interpone entre los revestimientos 11a y 12a destinados a formar los paneles 11 y 12 de una pared 6 o 7 relativa.

Debería indicarse que las figuras 8, 9 muestran solamente la formación de la pared 6, en el entendimiento de que la formación de la otra pared 7 tiene lugar de una manera complemente similar.

En el ejemplo mostrado, el revestimiento 12a de la pared 6 es laminado sobre una superficie en formación, conocida por sí y no mostrada. Más precisamente, un agente adhesivo a base de resina (conocido como "aglutinante") es aplicado previamente a la superficie en formación y entonces se laminan las diferentes capas de material de prepreg, reforzadas con fibras que forman el revestimiento 12a.

Preferiblemente, después de la laminación de un número de capas, por ejemplo después de cada cuatro capas, se lleva a cabo una etapa de compactación en vacío.

En este punto, los largueros preformados 13, 12a y los cordones de relleno 20 retenidos en posición por las herramientas de soporte 15 respectivas son colocados sobre el revestimiento.

Posteriormente, el revestimiento 11a (figura 9), laminado y compactado de una manera similar al visto para el revestimiento 12a, se aplica al conjunto formado de esta manera.

Con referencia a las figuras 10 a 12, las nervaduras 10 se obtienen laminando el material de prepreg definido anteriormente sobre otras herramientas de soporte 21 alargadas en la dirección de la extensión principal de las propias nervaduras y que tienen la misma composición y propiedades que las herramientas de soporte 15.

En particular, cada nervadura 10 se obtiene a partir de un elemento perfilado alargado 22 respectivo, que tiene una

sección en forma de C y está constituido por una porción principal 23 que es plana y está sustancialmente ortogonal a los revestimientos 11a y 12a y a los paneles 11, 12 y por dos apéndices extremos 24 que se proyectan transversalmente en una dirección sustancialmente ortogonal desde los bordes extremos opuestos de la propia porción principal 23 y dispuestos sobre el mismo lado de esta última.

Cada herramienta de soporte 21 tiene preferible, pero no necesariamente una forma de paralelepípedo alargado en la dirección longitudinal de extensión de la nervadura 10 respectiva y una forma hueca en la misma dirección. En particular, cada herramienta de soporte 21 tiene una sección transversal con un perfil externo poligonal complementario del perfil de la cavidad 9 respectiva que debe formarse en la estructura 1. En el ejemplo mostrado, cada herramienta de soporte 21 está limitada por cuatro paredes laterales 25, que están paralelas de dos en dos y cada una de ellas ortogonal a las dos paredes 25 adyacentes.

Las paredes 25 delimitan una cavidad pasante longitudinal 25 de la herramienta de soporte 21 respectiva.

Cada elemento perfilado 22 está laminado externamente sobre tres paredes adyacentes 25 de la herramienta de soporte 21 relativa en el estado rígido después de la aplicación de un agente adhesivo basado en resina (conocido como "aglutinante").

En particular, una pared de la herramienta de soporte 21 en el estado rígido está completamente revestida por el prepreg del elemento perfilado 22 relativo, mientras que las otras paredes 25 adyacentes aquí están revestidas solamente sobre un tramo predeterminado.

Cada herramienta de soporte 21 puede soportar, por lo tanto, un elemento de prepreg C respectivo perfilado en forma de C sobre uno de sus lados.

Gracias a su estado rígido, es posible aplicar una o más capas de prepreg sobre cada herramienta de soporte 21; además, gracias a su composición, no es necesario revestir las herramientas de soporte 21 antes de laminar los elementos perfilados 22.

Después de que los elementos perfilados 22 han sido extendidos sobre las paredes 25 respectivas de cada herramienta de soporte 21, esta última es encerrada y sellada en una bolsa externa (conocida por sí y no mostrada), en la que se aplica entonces vacío de una manera conocida para obtener la compactación de los propios elementos perfilados 22.

En este punto, por medio de la aproximación o colocación juntas lateralmente lado a lado las herramientas de soporte 21, que llevan en el exterior los elementos perfilados de prepreg 22 compactados (figura 12), es posible mantener estos últimos a la distancia deseada entre sí por medio de las propias herramientas de soporte 21. Además, se insertan también cordones 29 o fideos de relleno de prepreg adecuados en el área entre los revestimientos 11a y las áreas de conexión entre la porción principal 22 y los apéndices extremos 24 respectivos.

En particular, cada elemento perfilado de prepreg 22 está dispuesto de tal manera que:

- la porción principal 23 está interpuesta entre dos paredes 25 enfrentadas de dos herramientas de soporte 21 adyacentes entre sí; y
- los apéndices extremos 24 descansan sobre paredes 25 respectivas de la herramienta de soporte 21 relativa, sustancialmente paralelos entre sí y sustancialmente ortogonales a la pared 25 que soporte la porción principal 23.

El conjunto formado de esta manera, constituido por los elementos perfilados de prepreg 22 y las herramientas de soporte 21, que los mantienen en posición, se coloca sobre el revestimiento 11a formado previamente y sobre el conjunto destinado para formar la pared 6.

De manera similar a lo que se ha visto para la formación de la pared 6, sobre el conjunto definido por los elementos perfilados 22 y por las herramientas de soporte 21 se aplican los revestimientos 11a y 12a destinados para formar la pared con interposición entre los propios revestimientos 11a, 12a de los largueros pre-formados 13 y los cordones de relleno 20 retenidos en posición por las herramientas de soporte 15 respectivas (figuras 13 y 14).

El conjunto es insertado en un molde de formación, que se conoce por sí y no se muestra.

Como es visible en las figuras 13 a 15, cuando se montan para definir la estructura que debe formarse, las herramientas de soporte 15 tienen direcciones predominantes de extensión transversal a las direcciones predominantes de extensión de las herramientas de soporte 21

En este punto, un tejido de ventilación (conocido por sí y no mostrado) y una bolsa tubular 27, que se proyecta por

delante y por detrás de la propia herramienta de soporte 15, 21. se insertan dentro de cada herramienta de soporte 15, 21 propiamente dicha (figura 15).

De acuerdo con una alternativa posible no mostrada, el tejido de ventilación y la bolsa tubular 27 podrían estar dispuestos alrededor de cada herramienta de soporte 15, 21.

Otra bolsa externa 28, cuyas dos solapas superior e inferior 28a, 28b son visibles en la figura 15, está dispuesta en uso alrededor de la estructura 1 previamente preparada que se está formando y se suelda a los extremos en proyección de las bolsas tubulares 26.

El conjunto formado de esta manera, que incluye las herramientas de soporte 15, las herramientas de soporte 22, los cordones de relleno 20, el material de prepreg dispuesto alrededor de las herramientas de soporte 15, los elementos perfilados 22 y los revestimientos 11a y 12a, se introduce de una manera conocida y no mostrada en la autoclave para realizar la operación de endurecimiento a los valores predeterminados de presión y de temperatura (por ejemplo, para resinas epoxi, la temperatura de endurecimiento es aproximadamente 180°C y la presión de endurecimiento está entre 6 y 7 bares.

Durante la etapa de endurecimiento, las paredes 16 y 25 de las herramientas de soporte 15, 21, debido al estímulo de la temperatura, pasan desde el estado rígido hasta el estado elastomérico flexible. De hecho, las herramientas de soporte 15, 21 están configuradas para adoptar el estado elastomérico flexible a una temperatura por debajo de la temperatura de endurecimiento y por encima de 50 °C. La presión de endurecimiento actúa tanto sobre el exterior de la estructura 1 que se está formando como también sobre el interior de las herramientas de soporte 15, 21 y, por lo tanto, dentro de las cavidades 9 y 14 de la propia estructura 1 a través de las bolsas tubulares 26, que presionan de esta manera sobre las paredes 16, 25 hechas flexibles por el cambio de estado. Como resultado de la presión de endurecimiento, las paredes 16, 25 presionan de una manara uniforme sobre el material de prepreg que se polimeriza

Una vez que la etapa de endurecimiento ha sido completada, se calientan de nuevo las herramientas de soporte 15, 21 para pasar al estado elastomérico flexible para que puedan ser extraídas desde las cavidades 9, 14 de la estructura 1 que se acaba de formar.

La variante de la figura 16 muestra una estructura 1, en las que las nervaduras 10 tienen una sección transversal en forma de I y se obtienen uniendo dos elementos perfilados 22 para disponer las porciones principales 23 respectivas en contacto frente-a-frente y los apéndices extremos 24 que se proyectan desde paredes opuestas (figura 17).

A partir de un examen de las características de la estructura 1 y del método para fabricarla, son evidentes las ventajas que se pueden obtener.

En particular, las alas 4 y los timones de cola 5 con la estructura 1, que tiene tanto largueros 13 como también nervaduras 10, son de alto rendimiento no sólo en flexión, sino también en torsión.

En otras palabras, la estructura 1 exhibe el mismo comportamiento que las estructuras de tipo conocido con respecto a las cargas de flexión, pero permite una respuesta mejorada a cargas de torsión durante el funcionamiento.

Además, el método descrito es simplificado y es más rápido que los conocidos, puesto que el material de prepreg es laminado directamente sobre las herramientas de soporte 25, 21 y no sobre herramientas de preformación adecuadas y entonces es transferido a las herramientas de soporte.

Finalmente, no es necesario extraer las herramientas de soporte 15, 21 antes de la etapa de endurecimiento, ya que estas herramientas adoptan un estado elastomérico flexible durante la operación de endurecimiento prensando de una manera uniforme sobre el material de prepreg.

Está claro que se pueden realizar modificaciones y variaciones en la estructura 1 y en el método de fabricación relacionado y mostrado aquí, sin apartarse por ello del alcance de protección definido por las reivindicaciones.

En particular, las herramientas de soporte 15, 21 podrían estar fabricadas de poliestireno o de otro material termoplástico de bajo punto de fusión, de manera que a la temperatura de endurecimiento, se funden estas herramientas y "desaparecen"; la presión de endurecimiento podría aplicarse a través de las bolsas tubulares 27.

En este caso, utilizando materiales de fundición del tipo indicado anteriormente para las herramientas de soporte 15, 21, la única operación a realizar después del endurecimiento sería la extracción de las bolsas tubulares 27.

Otra alternativa podría estar representada por herramientas de soporte que son solubles en agua u otros líquidos.

En el último caso, al término de la operación de endurecimiento, la retirada de las herramientas de soporte 15, 21 se conseguiría disolviéndolas con agua o con un disolvente dedicado.

REIVINDICACIONES

1. Método de fabricación de una estructura monolítica (1) en material compuesto para alas (4) o timones de cola (5) de avión (2), estando fabricada dicha estructura (1) a partir de un material de prepreg con una matriz de polímero reforzada con fibras y que comprende:

- una primera pared (6);
- una segunda pared (7) enfrentada, a lo largo de su propia superficie de extensión mayor, a una superficie de extensión mayor de dicha primera pared (6) y dispuesta espaciada de la primera pared (6) propiamente dicha en una cantidad no-cero;
- al menos un elemento de interconexión (8), que se extiende transversalmente entre dichas primera y segunda paredes (6, 7), conectado a ellas y que delimita con dichas primera y segunda paredes (6, 7) primeras cavidades alargadas (9) respectivas;

en donde dichas primera y segunda paredes (6, 7) se extienden simétricamente en lados opuestos de una dirección (B), coincidente en uso con una dirección de extensión de dicha ala (4) o dicho timón de cola (5), desde una porción de raíz (4a), conectada a un fuselaje (3) de dicho avión (1), hasta una porción extrema (4b) del ala (4) o timón de cola (5) propiamente dichos;

en donde dicho elemento de interconexión (8) es una nervadura (10) que se extiende transversalmente a dicha dirección (B), y

en donde al menos una (6, 7) de dichas primera y segunda paredes (6, 7) tiene una configuración de sándwich y comprende:

- un primer panel (11) enfrentado a otra (7, 6) de dichas primera y segunda paredes (6, 7);
- un segundo panel (12) enfrentado a dicho primer panel (11); y
- al menos un larguero (13), que se extiende transversalmente entre dichos primero y segundo paneles (11, 12), está conectado a ellos, delimita con los propios primero y segundo paneles (11, 12) segundas cavidades alargadas (14) respectivas y se extiende transversalmente a dicha nervadura (10);

dicho método que comprende las etapas de:

a) proporcionar al menos dos primeras herramientas de soporte alargadas (21), cada una de las cuales tiene una sección transversal con un perfil externo poligonal complementario del perfil de las primeras cavidades (9) que deben formarse en dicha estructura (1);

b) colocar lateralmente dichas primeras herramientas de soporte (21) lado a lado para interponer entre ellas una o más capas de dicho material de prepreg destinado a formar dicha nervadura (10);

c) proporcionar al menos dos segundas herramientas de soporte alargadas (15), cada una de las cuales tiene una sección transversal con un perfil externo poligonal complementario del perfil de las segundas cavidades (14) que deben formarse en dicha estructura (1);

d) colocar lateralmente dichas segundas herramientas de soporte (15) lado a lado para interponer entre ellas una o más capas de dicho material de prepreg destinado a formar dicho larguero (13);

e) formar al menos tres revestimientos (11a, 12a) distintos por medio de laminación, para cada uno de ellos, una o más capas de dicho material de prepreg;

f) insertar entre un primero y un segundo de dichos revestimientos (11a, 12a) el conjunto formado por dichas segundas herramientas de soporte (15) y por dicho material de prepreg interpuesto entre ellas para formar una (6) de dichas primera y segunda paredes (6, 7);

g) insertar entre dicho segundo revestimiento (11a) y un tercero (11a) de dichos revestimientos (11a, 12a) el conjunto formado por dichas primeras herramientas de soporte (21) y dicho material de prepreg interpuesto entre ellas;

h) colocar el grupo formado en las etapas a) a g) dentro de un autoclave a una temperatura y presión de endurecimiento predefinidas;

en donde

- dichas primera y segunda herramientas de soporte (21, 15) están huecas internamente y tienen una composición tal que adoptan un estado rígido a temperatura ambiente;
- dichas primeras herramientas de soporte (21) tienen direcciones predominantes transversales a las direcciones predominantes de extensión de dichas segundas herramientas de soporte (15); y
- las etapas b) y d) son realizadas laminando directamente dicho material de prepreg sobre la superficie externa de las paredes (25, 16) de dichas primera y segunda herramientas de soporte (21, 15) en el estado rígido.

2. Método de acuerdo con la reivindicación 1, en donde dichas primera y segunda herramientas de soporte (21, 15) tienen una composición basada en material de refuerzo y polímero adecuados para permitir el paso desde dicho estado rígido hasta un estado elastomérico flexible y vice versa en respuesta a calentamiento y enfriamiento, respectivamente; en donde dichas primera y segunda herramientas de soporte (21, 15) están configuradas para adoptar dicho estado elastomérico flexible a una temperatura por debajo de la temperatura de endurecimiento y por encima de 50 ºC; en donde durante la etapa h), se aplica la presión de endurecimiento dentro del autoclave y dentro de dichas primera y segunda herramientas de soporte (21, 15), cuyas paredes (25, 16) están realizadas flexibles por

el paso desde el estado rígido hasta el estado elastomérico flexible y son empujadas, por lo tanto, por la propia presión de endurecimiento para adherirse a dicho material de prepreg adyacente.

3. Método de acuerdo con la reivindicación 2, en donde el polímero de dichas primera y segunda herramientas (21, 15) es un polímero termoestable o termoplástico de memoria de forma, y en donde el material de refuerzo de dichas primera y segunda herramientas de soporte (21, 15) incluye una o más fibras elásticas.

4. Método de acuerdo con la reivindicación 1, en donde dichas primera y/o segunda herramientas de soporte (21, 15) están fabricadas de un material termoplástico de bajo punto de fusión, en particular poliestireno, y se revisten externamente con bolsas tubulares (27), de tal manera que durante la etapa h), dichas primera y/o segunda herramientas de soporte (21, 15) se disuelven y se aplica la presión de endurecimiento a través de dichas bolsas tubulares (27).

5. Método de acuerdo con la reivindicación 1, en donde dichas primera y/o segunda herramientas de soporte (21, 15) están fabricadas de un material soluble en un disolvente dado, por ejemplo agua.

6. Método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde también dicha otra (7, 6) de dichas primera y segunda paredes (6, 7) de dicha estructura (1) comprende la misma configuración de sándwich que dicha una de dichas primera y segunda paredes (6, 7), dicho método que comprende la otra etapa de:

i) formar un cuarto revestimiento (12a) laminando una o más capas de dicho material de prepreg; y

l) insertar entre dichos tercero y cuarto revestimientos (11a, 12a) otro conjunto formado por dichas segundas herramientas de soporte (15) y por dicho material de prepreg interpuestos entre ellos para formar en una configuración de sándwich también dicha otra (7, 6) de dichas primera y segunda paredes (6, 7).

7. Método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en donde la distancia entre dichos primero y segundo panales (11, 12) de dicha una (6, 7) de dichas primera y segunda paredes (6, 7) es menor que la distancia de dicho primer panel (11) desde dicha otra (7, 6) de dichas primera y segunda paredes (6, 7).

8. Método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde la distancia desde dichos primero y segundo paneles (11, 12) de cada una de dichas primera y segunda paredes (6, 7) es menor que la distancia entre dichos primeros paneles (11) enfrentados entre sí.

9. Método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde dicha nervadura (10) es un elemento perfilado con una sección transversal abierta o cerrada.

10. Método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde dicho larguero (13) tiene una sección transversal abierta o cerrada.

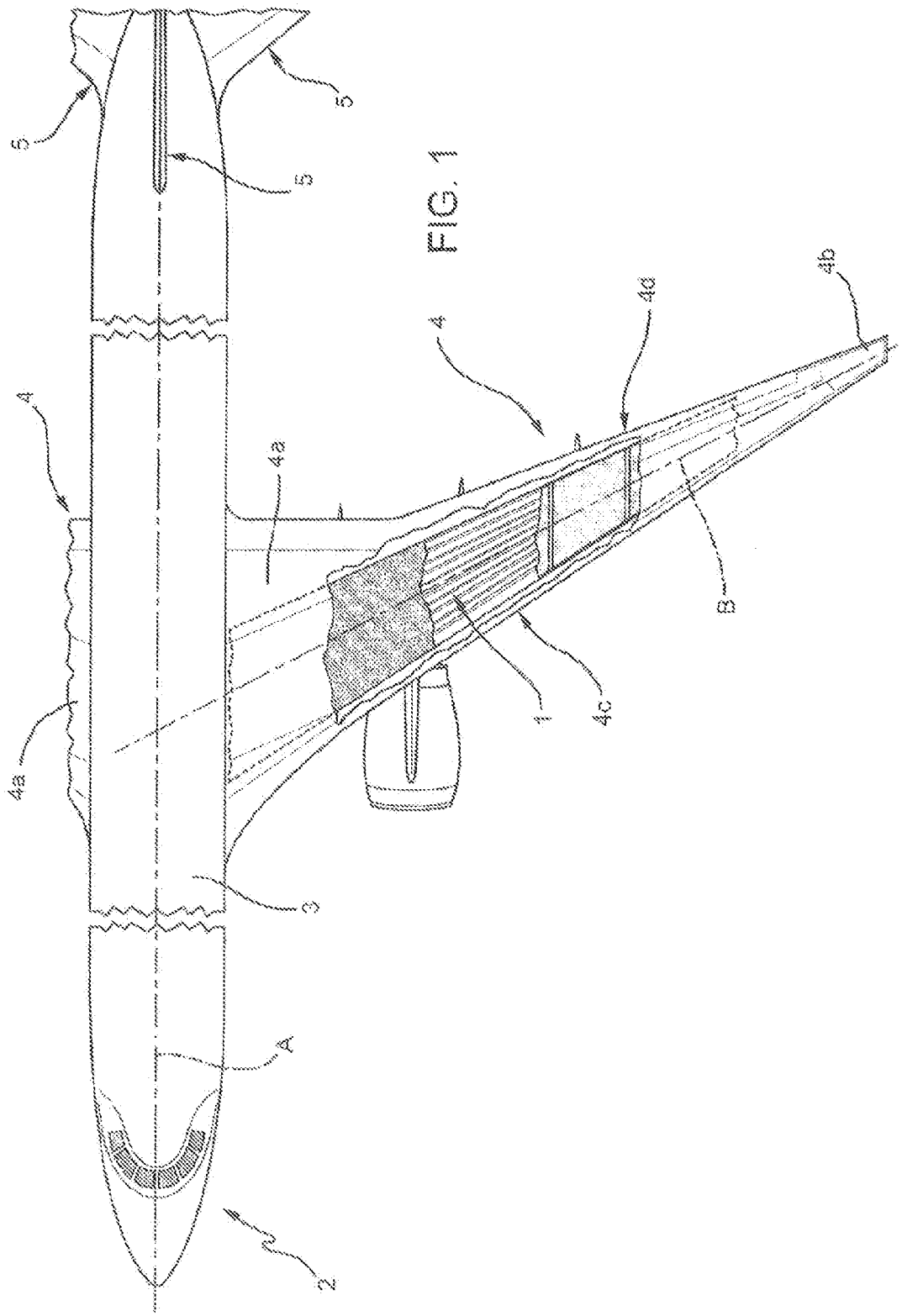


FIG. 1

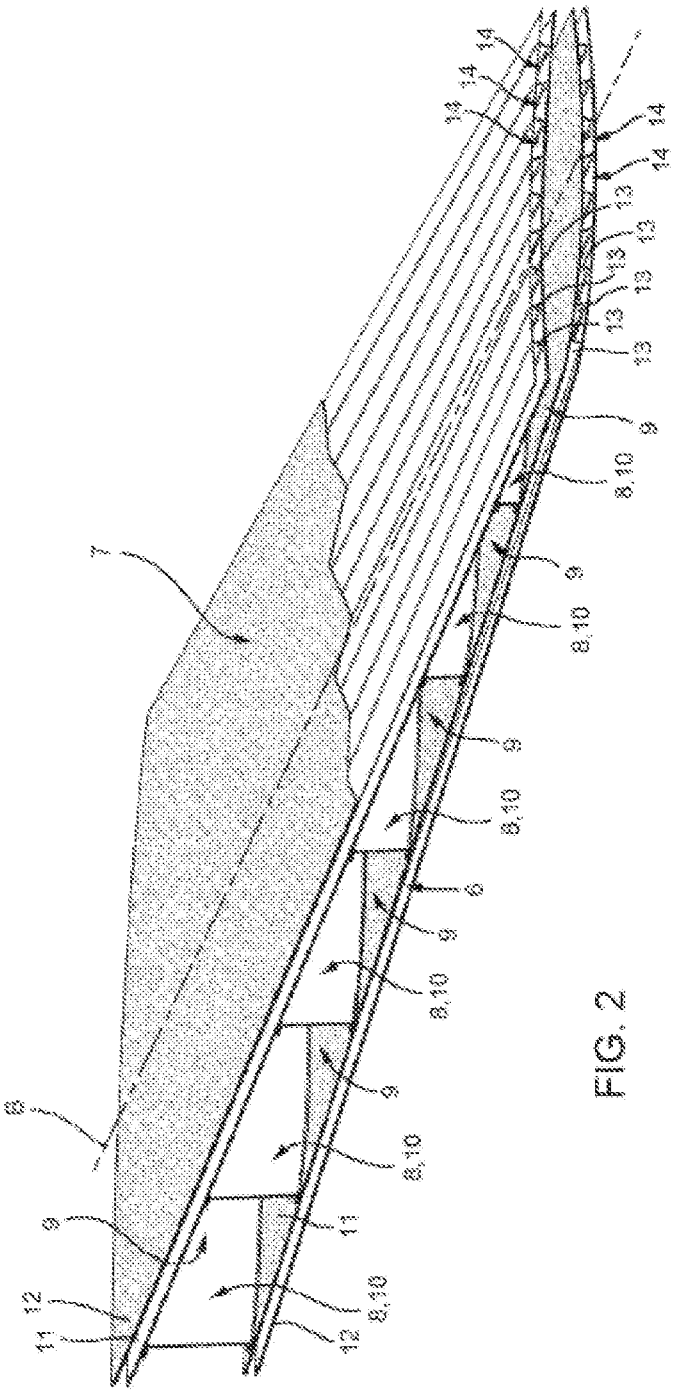

14
14
14
14
13
13
13
13
13
9
8,10
9
8,10
9
8,10
9
9
8,10
9
8,10
11
8,10
12
11
12
7
6

FIG. 2

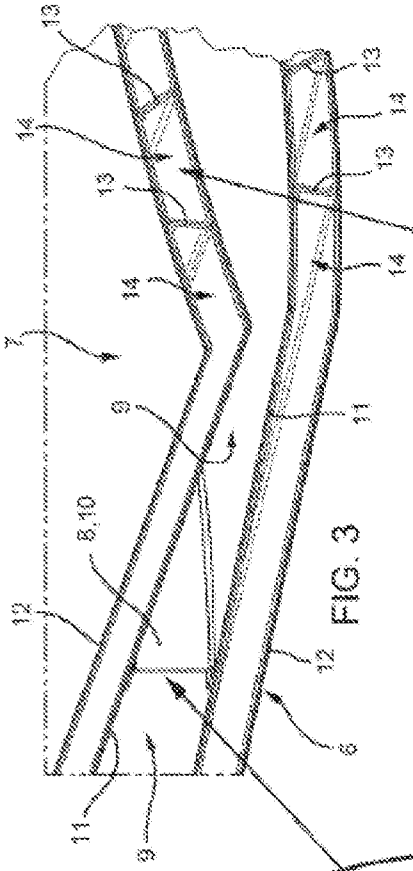


FIG. 3

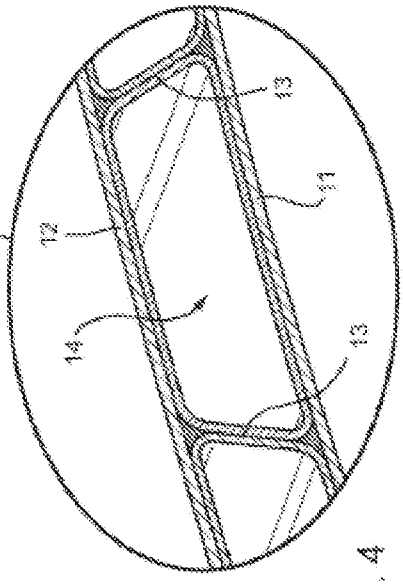


FIG. 4

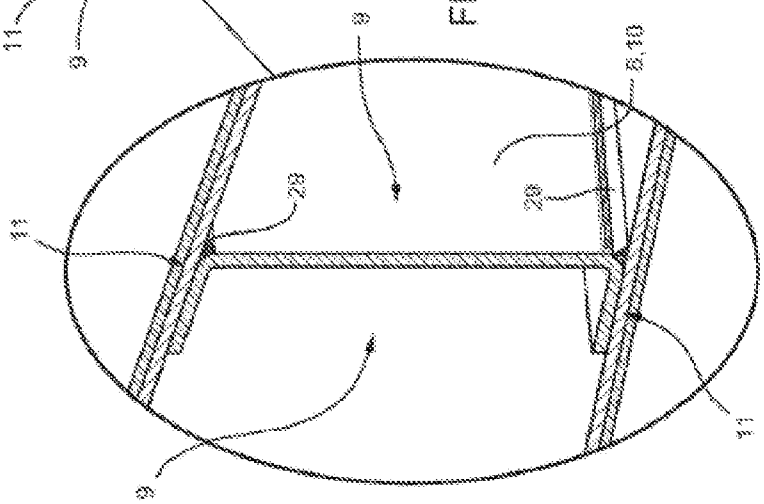


FIG. 5

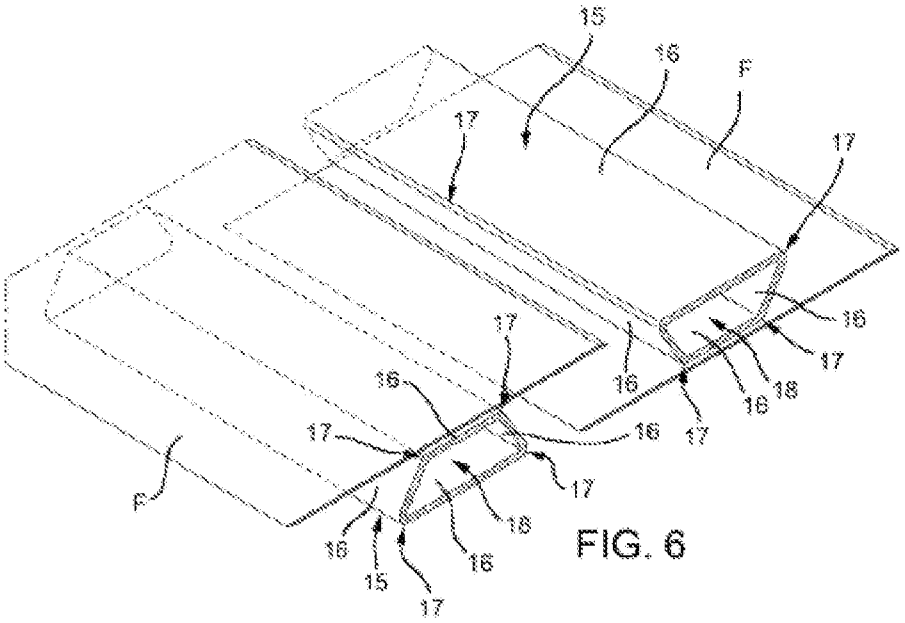

15
16
F
17
17
16
17
16
18
16
17
16
17
16
17
F
16
15
17
16
18

FIG. 6

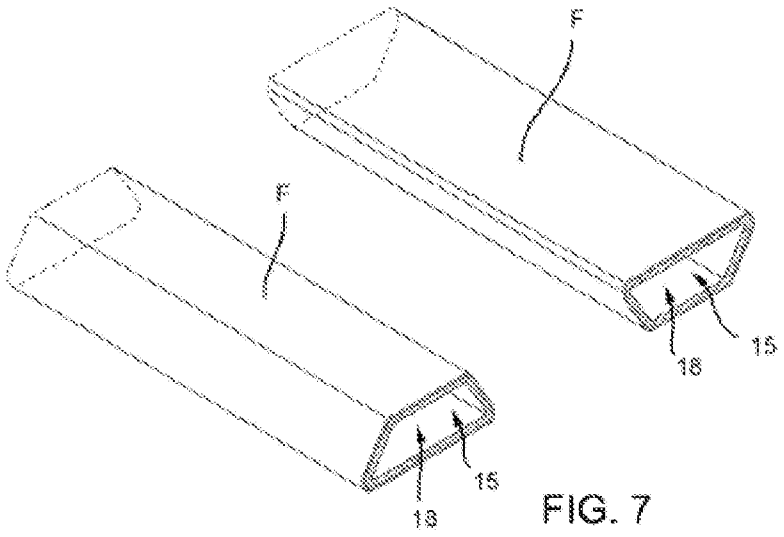

F
F
18
15
15
18

FIG. 7

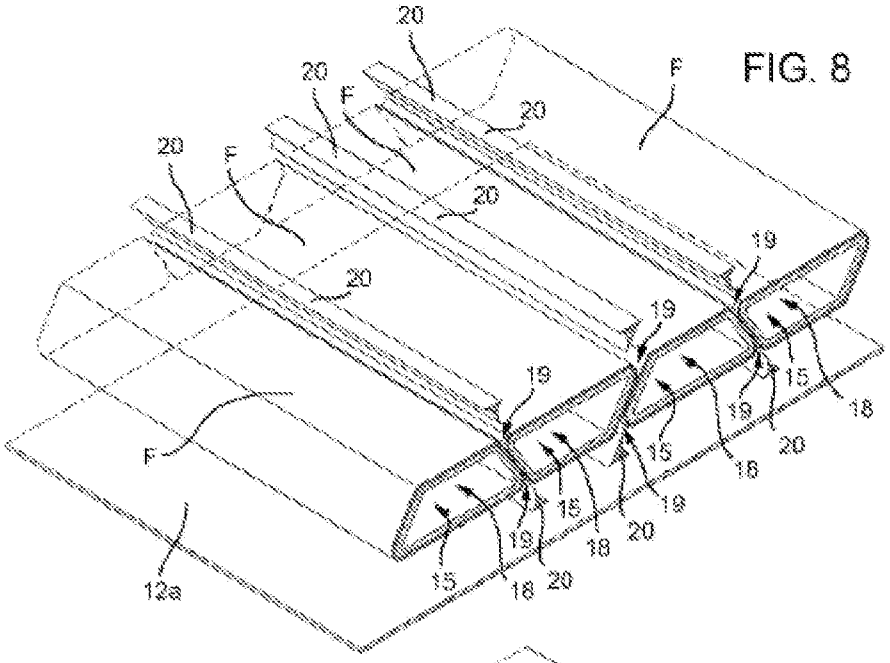


FIG. 8

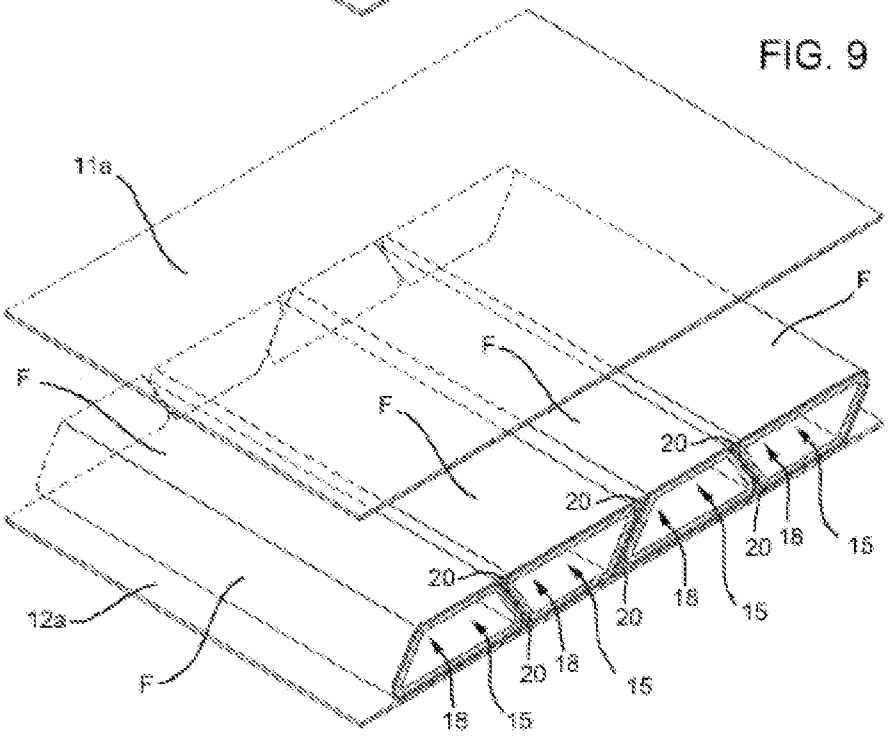


FIG. 9

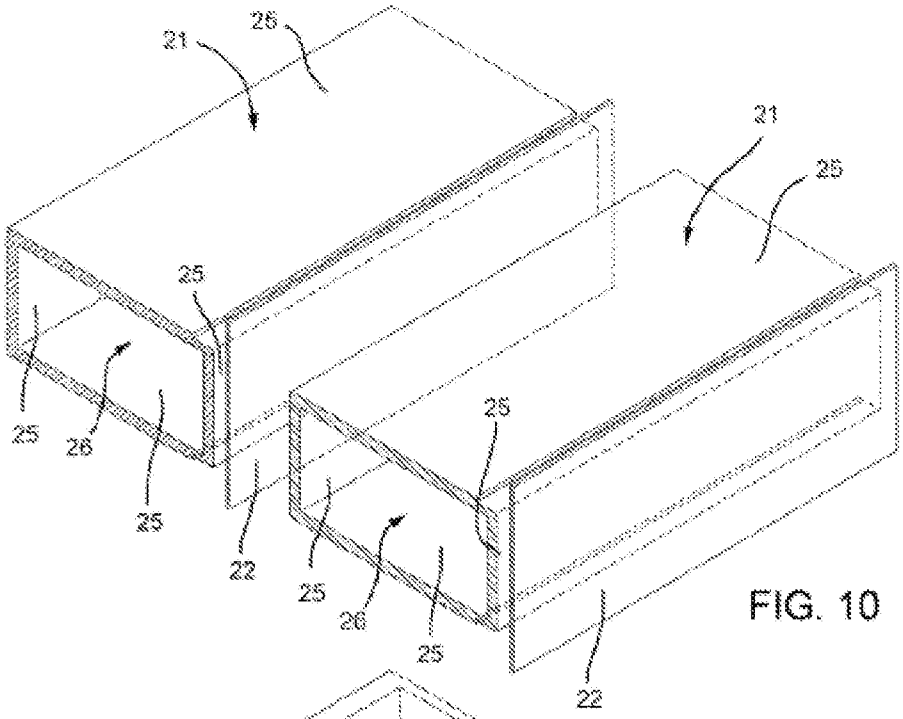

21
26
21
26
25
25
26
25
22
25
26
25
26
22

FIG. 10

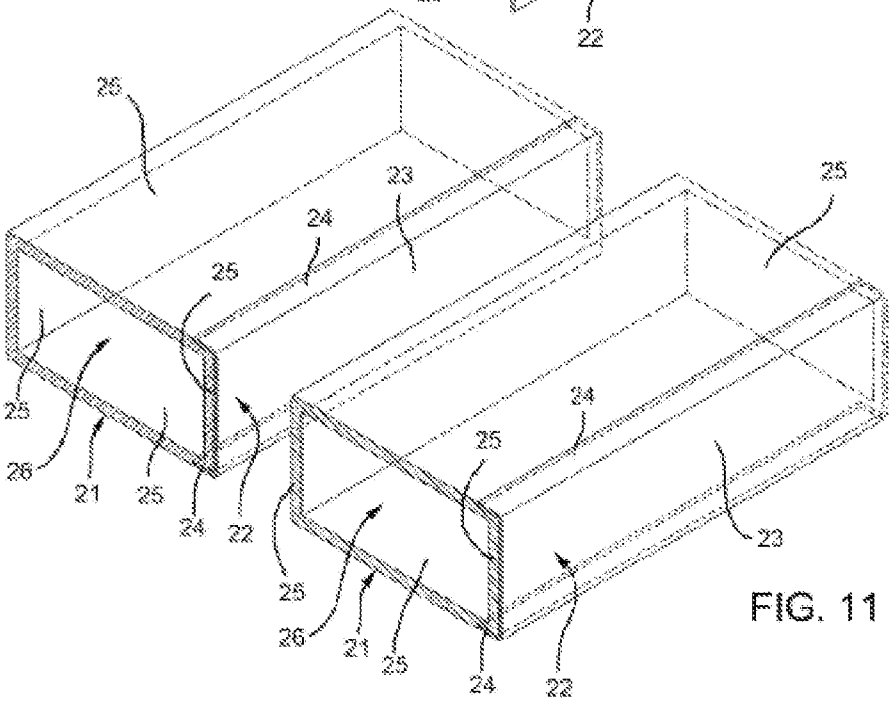

26
23
25
24
25
25
26
21
25
24
22
25
34
25
26
21
25
24
22
23

FIG. 11

FIG. 12

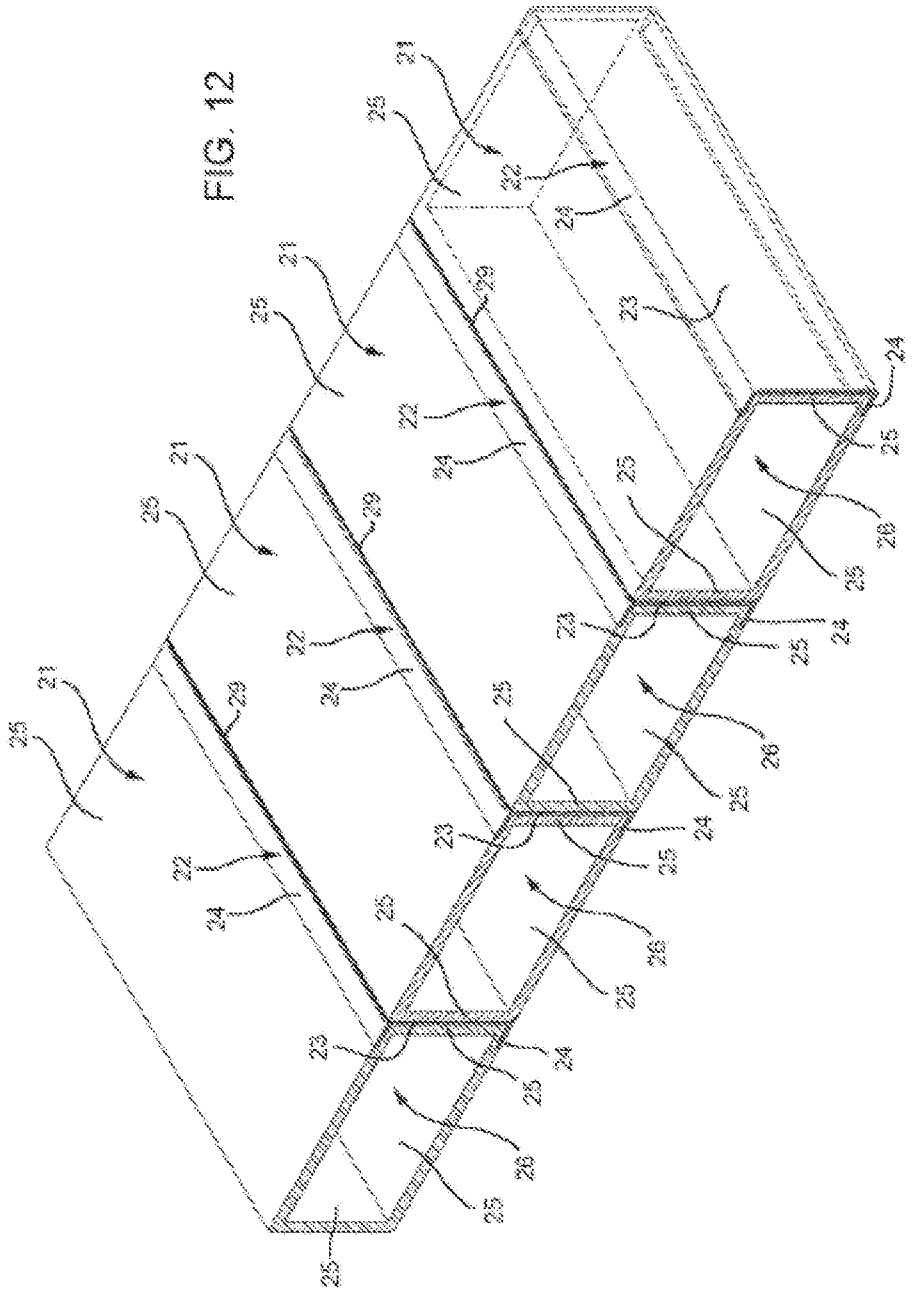


FIG. 13

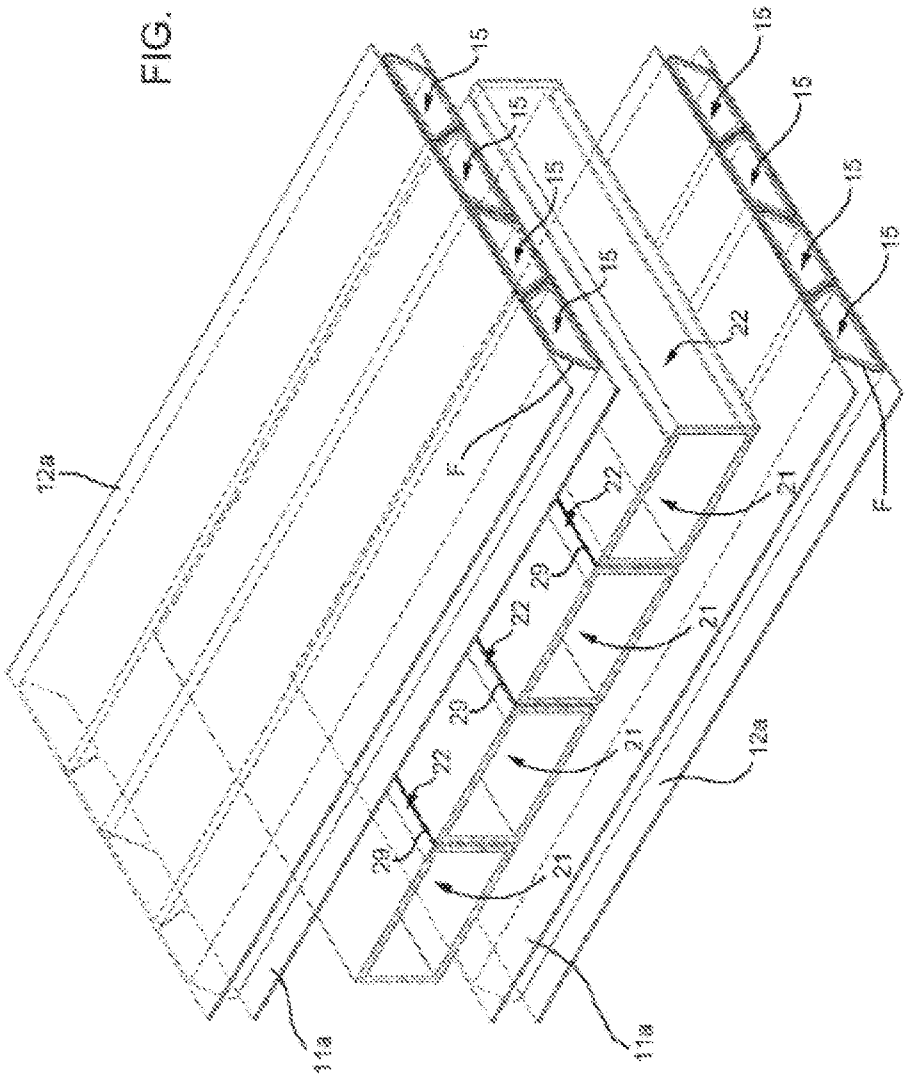

15
15
15
15
15
15
15
15
22
22
22
22
21
21
21
21
29
29
29
12a
12a
11a
11a

FIG. 14

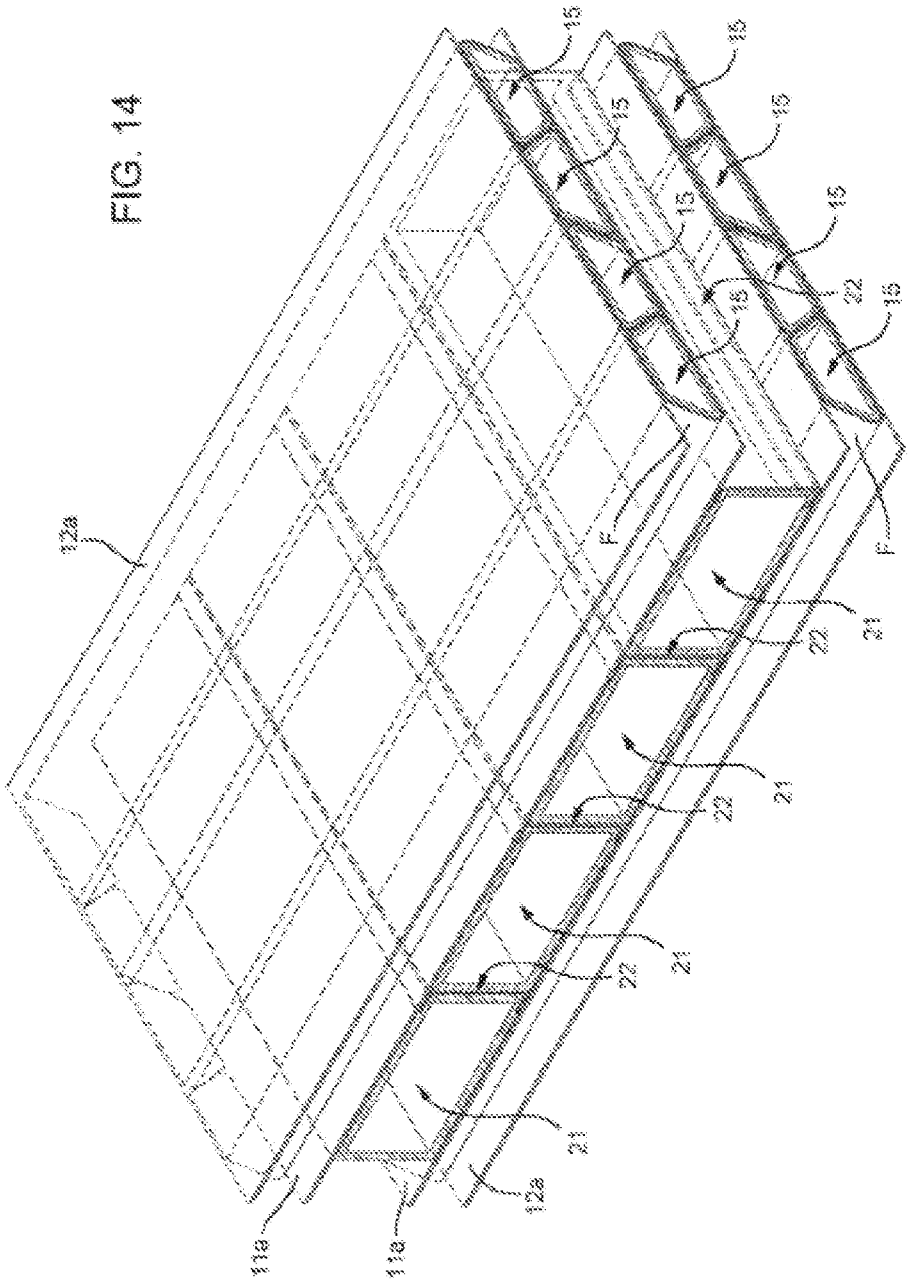
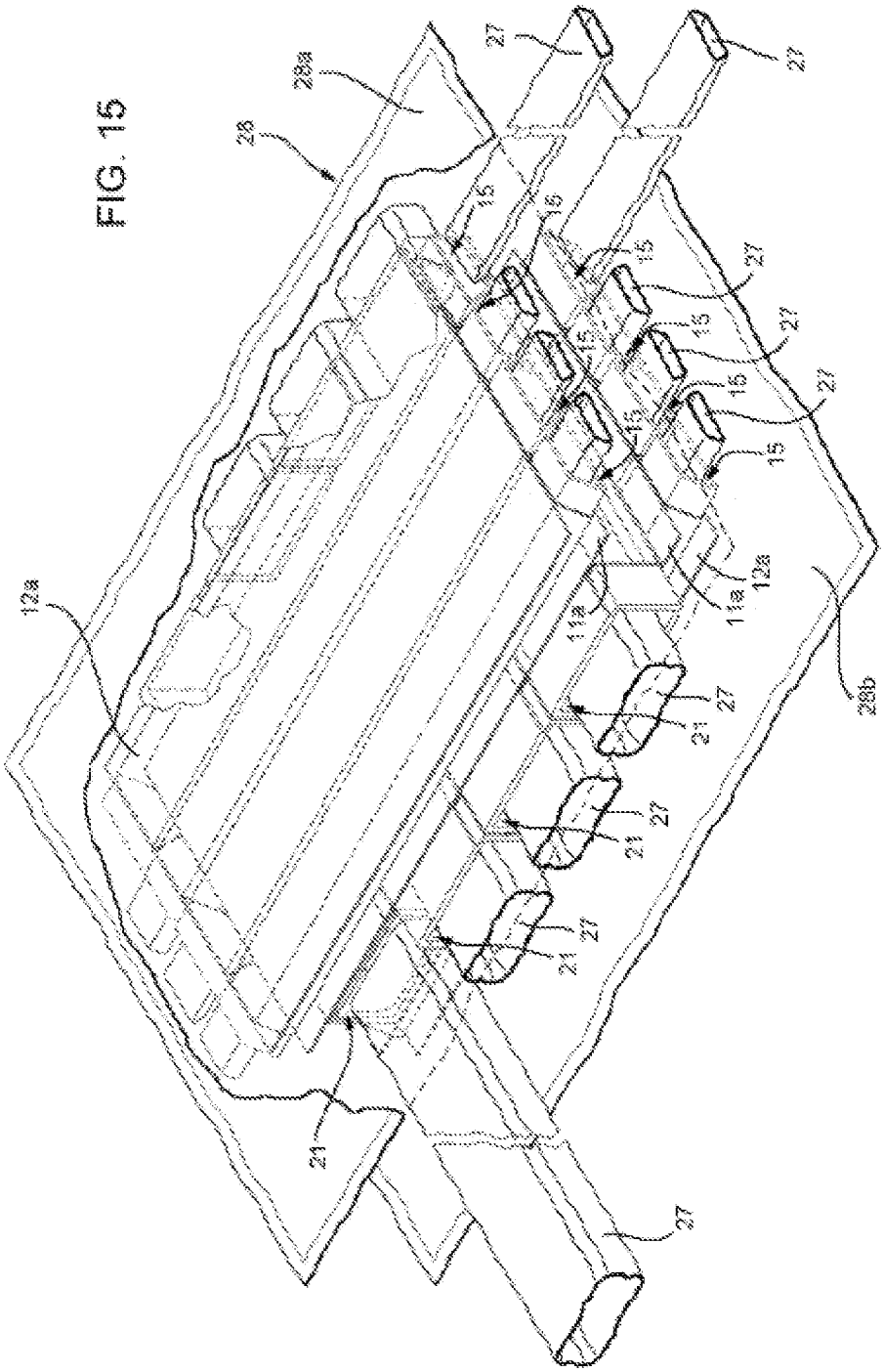

15
15
15

FIG. 15



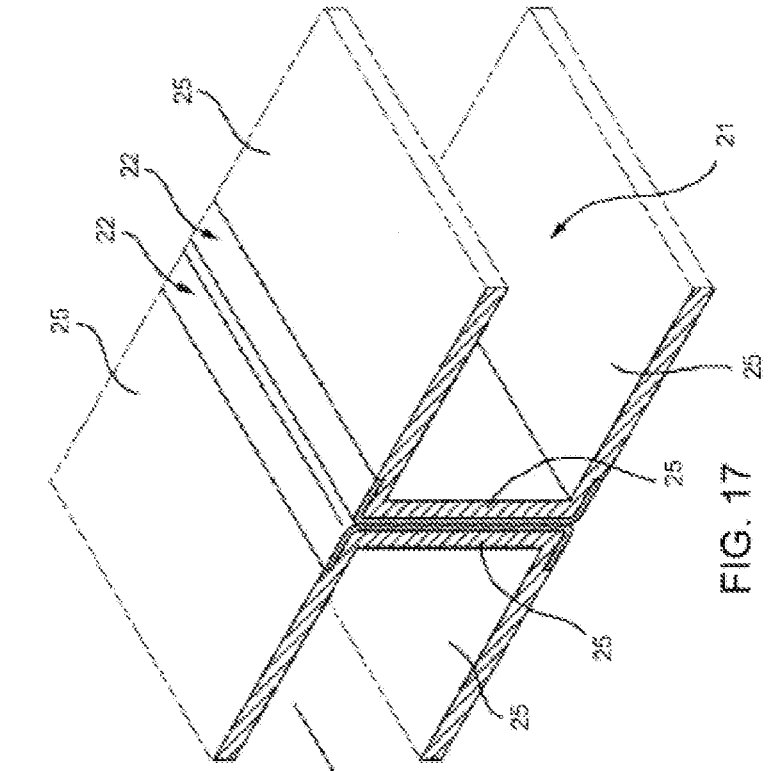


FIG. 17

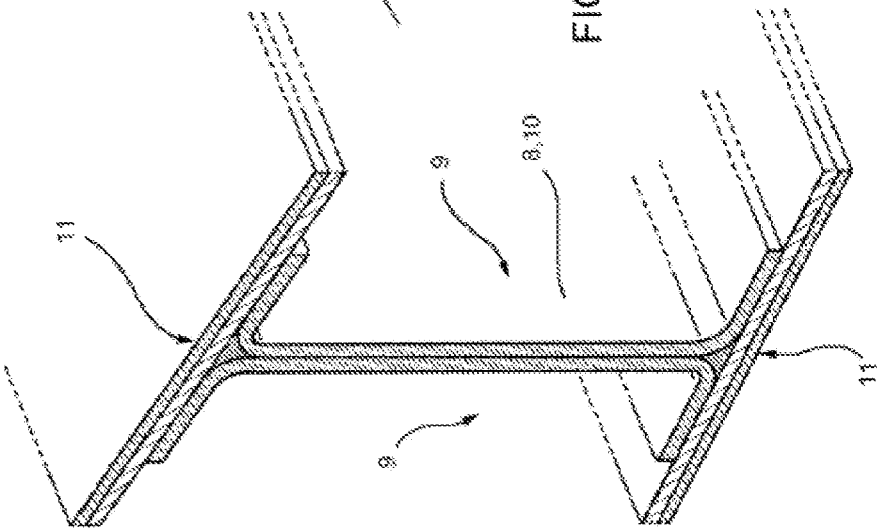


FIG. 16