(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 800 600**

(51) Int. CI.:

B29D 99/00 (2010.01)
B29C 33/52 (2006.01)
B29C 70/30 (2006.01)
B64C 1/08 (2006.01)
B29L 31/30 (2006.01)
B64C 1/00 (2006.01)
B64C 1/06 (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(86) Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **23.10.2014 PCT/IB2014/065563**

(87) Fecha y número de publicación internacional: **07.05.2015 WO15063657**

(96) Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.10.2014 E 14806431 (4)**

(97) Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.04.2020 EP 3062999**

(54) Título: **Método para fabricar estructuras huecas de refuerzo que se cortan entre sí**

(30) Prioridad:

29.10.2013 IT TO20130871

(45) Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
04.01.2021

(73) Titular/es:

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

(72) Inventor/es:

BOTTERO, LUCA y
GREGORI, MASSIMO

(74) Agente/Representante:

LOZANO GANDIA, José

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 para fabricar estructuras huecas de refuerzo que se cortan entre sí

La presente invención se refiere a un método para fabricar estructuras de refuerzo, por ejemplo, diseñadas para proporcionar rigidez a un panel o una estructura, preferiblemente en el campo aeronáutico. Las estructuras de refuerzo según la presente invención se componen de un material compuesto y son huecas en el interior. Las estructuras de refuerzo según la presente invención son especialmente adecuadas para paneles o aeroestructuras, que también se componen de un material compuesto. El método según la presente invención permite la fabricación de estructuras que se cortan entre sí, para obtener características de rigidez deseadas en dicho panel o aeroestructura.

Los paneles o estructuras en general en el campo aeronáutico requieren una alta eficiencia estructural. La necesidad de reducir pesos y, al mismo tiempo, garantizar características mecánicas de alta calidad de los paneles o aeroestructuras a lo largo del tiempo ha conducido al desarrollo y uso de materiales y configuraciones que cada vez están más optimizados.

Se conocen paneles en sándwich, que comprenden dos láminas de cara laminadas exteriores delgadas, que se componen de un material compuesto y están separadas por un núcleo que se compone de material ligero, tal como por ejemplo estructuras alveolares o materiales de espuma, etc.

Las aeroestructuras pueden representarse normalmente como un conjunto de revestimientos o materiales laminados que se componen de un material compuesto. El uso de materiales compuestos para fabricar paneles permite a los constructores obtener altos rendimientos, especialmente para soportar las cargas a las que se someten los paneles.

Además, se conocen paneles o estructuras, que se componen de un material compuesto y no usan una capa intermedia compuesta por un material ligero. La rigidez necesaria para este tipo de panel o aeroestructura se obtiene por medio de elementos de rigidización locales y discretos. Estos refuerzos se componen de un material compuesto que consiste en revestimientos y elementos de rigidización obtenidos por medio de un procedimiento de polimerización, en particular un procedimiento de polimerización simultánea o cocurado, al que se somete el material compuesto de todos los componentes que forman parte del panel o estructura. Esto ha llamado la atención de los constructores sobre algunos límites estrictos de la tecnología disponible para fabricar estos refuerzos. Los refuerzos se disponen normalmente a lo largo de una única dirección, concretamente longitudinal o transversal, por ejemplo en relación con un plano definido por el panel o la aeroestructura.

Se conocen refuerzos, que se fabrican por medio de estructuras huecas que se componen de un material compuesto.

El documento US 2004/0070108 da a conocer un método de fabricación de fuselaje cocurado de una sola pieza que incorpora una pluralidad de elementos de rigidización. El documento US 2011/0308711 da a conocer un método para formar una parte hueca de material compuesto, compleja y monolítica.

Los procedimientos llevados a cabo para fabricar estas estructuras huecas usan mandriles de laminación. Estos mandriles se disponen sobre el panel o la estructura para cubrirlos con materiales laminados, normalmente compuestos por carbono, que determina la rigidez del panel o la estructura. Después de la etapa de polimerización realizada para proporcionar rigidez a la estructura hueca, el mandril debe retirarse.

Normalmente, los métodos usados para fabricar estructuras huecas de refuerzo comprenden la etapa de fabricar dichas estructuras huecas a lo largo de direcciones que son paralelas entre sí.

Las estructuras de refuerzo o para proporcionar rigidez que se cortan entre sí pueden fabricarse con un método en el que, durante una primera etapa, se fabrican las estructuras huecas dispuestas a lo largo de una dirección particular y después se curan o polimerizan; después de la primera etapa, se fabrican estructuras huecas dispuesta normalmente en una dirección que es perpendicular a la primera y, posteriormente se realiza una segunda etapa de polimerización, durante la cual se curan las estructuras para proporcionar rigidez a las nuevas estructuras huecas.

El método de fabricación implementado por la técnica anterior apenas puede automatizarse debido a la imposibilidad de fabricar simultáneamente estructuras huecas de refuerzo o para proporcionar rigidez a lo largo de direcciones que son diferentes entre sí, en particular que convergen y/o se cortan.

Dichas estructuras huecas tienen una sección transversal que puede tener una forma diferente dependiendo de la forma del mandril.

La forma del propio mandril puede aumentar o reducir la posibilidad de fabricar estructuras huecas de refuerzo o para proporcionar rigidez que se cortan entre sí. Se conoce ampliamente que la intersección de estructuras huecas de refuerzo o para proporcionar rigidez con una sección transversal trapezoidal o en forma de “Ω” resulta muy difícil

de fabricar, puesto que requiere un esfuerzo de fabricación adicional, por ejemplo, para puntos de intersección de material laminado. Este esfuerzo de fabricación conduce a un aumento en los costes de fabricación.

Un problema técnico adicional que surge de las soluciones sugeridas por la técnica anterior se refiere a la posibilidad de retirar, por ejemplo extraer, el mandril después de que se haya fabricado la estructura hueca, en particular después de la etapa de polimerización. La presencia de estructuras huecas de refuerzo o para proporcionar rigidez fabricadas después de se hayan fabricado otras estructuras huecas, por ejemplo estructuras de refuerzo o para proporcionar rigidez, hace difícil que se extraiga el mandril después de la etapa de polimerización.

El objeto de la presente invención es resolver los problemas mencionados anteriormente implementando un nuevo método de fabricación de estructuras huecas de refuerzo o para proporcionar rigidez que no son paralelas entre sí y se cortan entre sí.

Un aspecto de la presente invención se refiere a un método de fabricación de estructuras huecas de refuerzo o para proporcionar rigidez que tienen las características mencionadas en la reivindicación 1 adjunta.

Se mencionan características auxiliares adicionales en las reivindicaciones dependientes adjuntas.

Un aspecto adicional de la presente invención se refiere a un panel según la reivindicación 8, sobre el que se fabrican estructuras huecas de refuerzo.

Las características y ventajas del método para fabricar estructuras huecas de refuerzo o para proporcionar rigidez se entenderán mejor después de la lectura atenta de la siguiente descripción detallada con referencia a los dibujos adjuntos, que muestran lo que sigue:

• las figuras 1A y 1B muestran un panel o aeroestructura sobre el que pueden fabricarse estructuras huecas de refuerzo; en particular, la figura 1A muestra sólo el panel en una realización específica que no es plano, sino curvo, sin estructuras de refuerzo, mientras que la figura 1B muestra el panel de figura 1A con estructuras de refuerzo que, a modo de ejemplo, se disponen para estar en perpendicular entre sí;

• la figura 2 muestra un detalle de un punto de intersección de dos estructuras huecas de refuerzo que se disponen en perpendicular entre sí y mostradas en la figura 1B;

• las figuras 3A y 3B muestran secciones transversales del panel que comprende estructuras huecas de refuerzo; en particular, la figura 3A muestra una estructura hueca de refuerzo y la figura 3B muestra un punto de intersección entre dos estructuras huecas de refuerzo;

• la figura 4 muestra una realización del mandril usado en el método según la presente invención;

• las figuras 5A y 5B muestran una vista desde arriba de diferentes realizaciones de panel, por ejemplo, paneles planos en los que las estructuras de refuerzo se cortan entre sí formando diferentes ángulos.

Con referencia a las figuras mencionadas anteriormente, el método para fabricar una pluralidad de estructuras 3 huecas de refuerzo para paneles “P” o aeroestructuras comprende las siguientes etapas, preferiblemente consecutivas:

a) colocar un mandril 2 sobre la superficie de un panel “P” en correspondencia con cada estructura 3 hueca que va a fabricarse;

b) laminar al menos una capa 4 de material compuesto encima del mandril 2;

c) polimerizar dicho panel “P” sobre el que se aplica dicha al menos una capa 4 de material compuesto;

d) retirar dicho mandril 2 de las estructuras 3 huecas.

La disposición y/o forma de dicho mandril 2 es de modo que al menos dos de dichas estructuras 3 huecas de refuerzo no son paralelas entre sí y se cortan.

Para el fin de la presente invención, el término panel “P” significa una estructura o aeroestructura, por ejemplo el revestimiento, debajo de las estructuras 3 huecas según la presente invención. Dicho panel “P” es un elemento en sí mismo, sobre el que se fabrican las estructuras 3 huecas según la presente invención. La figura 1A muestra una realización explicativa del panel “P”.

La intersección de al menos dos estructuras 3 huecas de refuerzo define un punto 31 de intersección.

En una realización explicativa y no limitativa, al menos dos estructuras 3 huecas se cortan entre sí de manera

perpendicular, tal como se muestra a modo de ejemplo en la figura 1B.

Las figuras 5A y 5B muestran realizaciones equivalentes de estructuras 3 de refuerzo, en las que dos o más estructuras 3 se cortan entre sí en el punto 31 de intersección de manera no perpendicular. En particular, dichas estructuras 3 huecas tienen diferentes ángulos de intersección. La selección del ángulo de intersección entre dos o más estructuras 3 huecas depende de las condiciones de refuerzo y rigidización solicitadas para el panel “P” o la aeroestructura específicos.

El panel “P” o la aeroestructura normalmente comprende una superficie exterior, que es sustancialmente visible cuando se coloca el panel o la aeroestructura, por ejemplo, sobre una aeronave o una parte de la misma; y una superficie interior, que no es visible cuando se coloca dicho panel o aeroestructura, por ejemplo, sobre una aeronave o una parte de la misma. El panel “P” puede asociarse con una pluralidad de estructuras 3 huecas de refuerzo según la presente invención.

El panel “P” o la aeroestructura puede ser plano, tal como se muestra por ejemplo en las figuras 5A y 5B, o curvo, tal como se muestra por ejemplo en las figuras 1A y 1B.

Para fabricar las estructuras 3 huecas que se cortan entre sí en dicho panel “P”, el método según la presente invención comprende una única etapa b) de polimerizar dicho panel “P”, para polimerizar todas las estructuras 3 huecas de refuerzo o para proporcionar rigidez, preferiblemente para todas las estructuras 3 huecas dispuestas sobre cada panel “P” o aeroestructura.

Las estructuras 3 huecas fabricadas sobre un panel “P” se fabrican por medio de un único mandril 2, que está conformado para fabricar más de una estructura 3 hueca que se cortan entre sí. El mandril 2 está conformado para crear más de una estructura 3 hueca, por ejemplo todas las estructuras 3 huecas que tienen que fabricarse sobre dicho único panel “P” o aeroestructura. La figura 1B muestra un panel sobre el que se fabrican estructuras 3 huecas de refuerzo que se cortan entre sí, en particular tres estructuras huecas dispuestas en horizontal y tres estructuras huecas dispuestas en vertical, disponiéndose estas últimas estructuras huecas para ser perpendiculares a las primeras tres estructuras huecas. Las estructuras 3 huecas, mostradas por ejemplo en las figuras 1B, 5A y 5B, se fabrican por medio de un único mandril 2.

Además, el mandril 2 determina la forma de la sección transversal de la estructura 3 hueca.

Las estructuras 3 huecas tienen una sección transversal que define una abertura 30.

La sección transversal del mandril 2 permite que la estructura 3 hueca se fabrique con una abertura 30 que tiene la forma deseada.

En una realización explicativa y no limitativa, la sección transversal de dicha estructura 3 hueca define una abertura con una forma trapezoidal. Con el fin de fabricar estructuras 3 huecas con una abertura 30 trapezoidal, se usa un mandril 2, que también tiene una sección transversal con una forma sustancialmente trapezoidal.

En general, la sección de la estructura 3 hueca que define la abertura 30 tiene una forma que depende de la forma del mandril usado. Pueden usarse mandriles 2 con una sección circular o con una sección poligonal.

Si se examinan más en detalle las etapas que van a realizarse para fabricar la estructura 3 hueca, la etapa a) de colocar un mandril 2 sobre la superficie de un panel “P” consiste precisamente en colocar un mandril 2 sobre la superficie de un panel “P”.

Preferiblemente, dicho mandril 2 se coloca sobre superficie de la cara interior del panel “P” o la aeroestructura.

Dicho mandril 2 se coloca sobre el panel “P” en el punto en el que tienen que fabricarse las estructuras 3 huecas que tienen una abertura 30. En particular, dicho mandril 2 se coloca en los puntos en los que el panel “P” o la aeroestructura necesita un refuerzo estructural.

Después de que se haya colocado dicho mandril 2 en las posiciones en las que tiene que fabricarse la estructura 3 hueca, puede pasarse a la siguiente etapa b) de laminar al menos una capa 4 de material compuesto encima de cada mandril 2.

La capa de material compuesto se dispone encima del mandril 2, también en contacto con el panel “P”, y se lamina para obtener una superficie que es lo más lineal posible.

La laminación continúa hasta que se alcanza el grosor deseado y/o se cubre el mandril 2 usado para fabricar las estructuras 3 huecas.

Para el fin de la presente descripción, el término “superficie lineal” significa una superficie, incluso una curva, que no

tiene arrugas indeseadas.

Al final de la laminación, se obtiene un panel que contiene un mandril ajustado que guía su geometría.

Después de haber colocado una o más capas 4 de material compuesto, para cubrir dicho mandril 2 y el panel “P” donde se necesita un refuerzo del propio panel, puede pasarse a la siguiente etapa c) de polimerizar dicho panel “P”.

La polimerización tiene lugar por medio de un procedimiento de curado, por ejemplo, calentando el panel “P” donde se ha dispuesto dicha al menos una capa 4 de material compuesto.

Más preferiblemente, la etapa de polimerización c) se realiza por medio de un procedimiento de cocurado, preferiblemente en autoclave.

El panel “P” o la aeroestructura se polimeriza preferiblemente por medio de un ciclo termobárico específico de la matriz del material compuesto usado. Dicho ciclo termobárico se lleva a cabo preferiblemente usando un autoclave, de modo que dicha al menos una capa 4 de material compuesto se adhiere correctamente al panel “P” y proporciona rigidez.

Si es necesario, durante dicha etapa c), el mandril 2 puede expandirse antes de que el calentamiento proporcione rigidez a la capa 4 de material compuesto, para ampliar el tamaño de la abertura 30 de la estructura 3 hueca, manteniendo de todos modos las dimensiones indicadas en las hojas de datos de fabricación. La posible expansión del mandril 2 se limita mediante la rigidización de las capas 4 de material compuesto laminadas, determinando así las dimensiones de las aberturas 30 de las estructuras 3 huecas.

Ventajosamente, se proporciona una etapa de enfriamiento intermedio posterior, que tiene lugar después de la etapa de polimerización c) y provoca la contracción de dicho mandril 2.

Al final de la etapa de polimerización c) puede pasarse a la etapa d) de retirar dicho mandril 2 de las estructuras 3 huecas.

El método según la presente invención usa mandriles 2 que son solubles en agua. Estos mandriles solubles en agua son capaces de no experimentar variaciones estructurales durante la etapa de polimerización. Dichos mandriles 2, por ejemplo, se componen de un material inerte, preferiblemente un polvo con un aglutinante soluble en agua. Independientemente de las características técnicas mencionadas anteriormente, el uso de dicho mandril 2 compuesto por un material soluble en agua ayuda a implementar el método para fabricar estructuras huecas que se cortan entre sí, por medio de una única etapa de polimerización b), preferiblemente para todas las estructuras 3 huecas que se cortan entre sí.

Antes de la etapa d) de retirar el mandril 2, hay una etapa d0) adicional de perforar la estructura 3 hueca de refuerzo. Con dicha etapa de perforación d0) puede fabricarse una abertura que es tal como para permitir que el mandril 2 se retire o extraiga en caso de que no haya orifico de salida.

El uso de mandriles 2 solubles en agua permite a los constructores fabricar orificios con un diámetro que es mucho menor que el diámetro inicial del mandril 2. A través de estos orificios en la estructura 3 hueca puede retirarse el mandril disuelto, por ejemplo verterse y/o derramarse en recipientes de almacenamiento adecuados.

Después de la etapa de retirada d), el método comprende una etapa adicional en la que el panel “P” o la aeroestructura se recorta adecuadamente. Después de la etapa de recorte, el panel se dota de juntas de estanqueidad, para permitir que el panel “P” o la aeroestructura se coloque, por ejemplo en una aeronave.

El presente método para fabricar estructuras 3 huecas de refuerzo es estable para al llevarse a cabo y, además, es particularmente sencillo, puesto que no requiere el uso de dispositivos adicionales en comparación con el método implementado en la técnica anterior.

El método para fabricar estructuras 3 huecas que se cortan entre sí puede implementarse con cualquier tipo de panel “P” o aeroestructura dotado de cualquier forma, tanto plana como curva, que comprende por ejemplo puntos de inflexión o puntos de silla.

Además, el método según la presente invención permite a los fabricantes reducir los costes de producción, ya que todas las estructuras huecas se fabrican en una única etapa, reduciendo por tanto las etapas de laminación y polimerización y eliminando la limpieza de la estructura 3 hueca y la retirada del mandril.

En detalle, el método según la presente invención puede fabricar todas las estructuras 3 huecas de refuerzo de un panel “P” realizando una única etapa de laminación b) y una única etapa de polimerización c).

El método según la presente invención puede implementarse de manera automática por medio de sistemas

automáticos. Por ejemplo, por medio de sistemas usados para colocar dicho mandril 2 sobre el panel “P” y por medio de sistemas automáticos para disponer y laminar capas 4 de material compuesto.

El método puede automatizarse en gran medida gracias a la posibilidad de fabricar las estructuras 3 huecas que se cortan entre sí por medio de una única etapa del procedimiento, en particular por medio de una única etapa de polimerización c). El método según la presente invención permite que todas las estructuras 3 huecas tengan que fabricarse sobre un panel “P” o aeroestructura que va a fabricarse en una única etapa de fabricación, sin la repetición de etapas del método.

La automatización del método, por ejemplo, se implementa por medio de un sistema de colocación de fibras automático, también denominado sistema AFP, para colocar materiales compuestos en un molde de laminación. En dicho molde de laminación se instala un mandril soluble en agua.

Dicho mandril 2 es especializado, ya que tiene geometrías y consistencias que son tales como para permitir que las capas 4 de material compuesto se dispongan sobre el mismo de manera automatizada. La laminación automática de las capas 4 continúa hasta que se alcanza un grosor predeterminado y/o se cubren todos los mandriles disponibles.

Al final de la laminación, se obtiene un panel, que contiene un mandril ajustado que guía su geometría y está listo para el único ciclo en autoclave.

Después de la polimerización simultánea de todas las estructuras 3 huecas disponibles en el panel “P” o la aeroestructura, el panel se perfora por medio de una máquina herramienta y se retira el mandril. La retirada del mandril 2 tiene lugar a través de su disolución.

De nuevo, el panel “P” o la aeroestructura se recorta adecuadamente y se aplican las juntas de estanqueidad, para permitir que el panel “P” o la aeroestructura se coloque, por ejemplo en una aeronave.

Además, el uso de mandriles 2 solubles en agua para fabricar las estructuras 3 huecas permite que los mandriles 2 se fabriquen con las formas deseadas. El uso de mandriles de la técnica anterior para fabricar estructuras 3 huecas que se cortan conduciría a la imposibilidad de los operarios de retirar los mandriles de las estructuras huecas de una manera fácil.

El método según la presente invención es particularmente adecuado para la producción de estructuras huecas de refuerzo para paneles para aeronaves.

Esta geometría de refuerzo integrada también puede usarse en paneles para góndolas o paneles para aeronaves que requieren proporcionar rigidez.

El método según la presente invención permite a los constructores fabricar paneles rígidos de manera particularmente eficiente. En particular, la configuración descrita en este documento se concibió para cumplir las necesidades del campo aeronáutico.

Referencias numéricas:

Panel	P
Mandril	2
Estructura hueca	3
Abertura	30
Punto de intersección	31
Capa de material compuesto	4

REIVINDICACIONES

1. Método para fabricar paneles o aeroestructuras (P) asociados con una pluralidad de estructuras (3) huecas de refuerzo en el que al menos dos de dichas estructuras (3) huecas de refuerzo se cortan entre sí; comprendiendo el método las siguientes etapas consecutivas:

a) colocar un único mandril (2), conformado para fabricar estructuras (3) huecas que se cortan entre sí, sobre la superficie de un panel (P) en correspondencia con las estructuras (3) huecas que van a fabricarse;

b) laminar al menos una capa (4) de material compuesto encima del mandril (2);

c) polimerizar dicho panel (P) sobre el que se aplica dicha al menos una capa (4) de material compuesto, en una única etapa de polimerización para todas las estructuras (3) huecas de refuerzo;

d) retirar dicho mandril (2) de las estructuras (3) huecas a través de disolución, siendo dicho mandril soluble en agua.

2. Método según la reivindicación 1, en el que, antes de la etapa d) de retirar el mandril (2), hay una etapa d0) de perforar la estructura (3) hueca de refuerzo.

3. Método según la reivindicación 1, en el que se proporciona una única etapa de laminación b).

4. Método según la reivindicación 1, en el que el método se implementa de manera automática por medio de sistemas automáticos.

5. Método según la reivindicación 1, en el que la etapa de polimerización se realiza por medio de un procedimiento de cocurado en autoclave.

6. Método según la reivindicación 1, en el que las estructuras (3) huecas tienen una sección transversal que define una abertura (30) con una forma que depende de la forma del mandril (2) usado.

7. Método según la reivindicación 2, en el que se proporciona una etapa de enfriamiento intermedio posterior, que tiene lugar después de la etapa de polimerización c) y provoca la contracción de dicho mandril (2).

8. Panel o aeroestructura (P) que comprende:

- una superficie exterior, que es visible cuando el panel o la aeroestructura se coloca, por ejemplo, en una aeronave; y

- una superficie interior, que no es visible cuando dicho panel o aeroestructura se coloca, por ejemplo, en una aeronave; estando asociado dicho panel (P) con una pluralidad de estructuras (3) huecas de refuerzo en las que al menos dos de dichas estructuras (3) huecas de refuerzo se cortan entre sí; fabricándose dichas estructuras (3) huecas de refuerzo según un método que comprende las siguientes etapas consecutivas:

a) colocar un único mandril (2), conformado para fabricar estructuras (3) huecas que se cortan entre sí, sobre la superficie del panel (P) en correspondencia con las estructuras (3) huecas que van a fabricarse;

b) laminar al menos una capa (4) de material compuesto encima del mandril (2);

c) polimerizar dicho panel (P) sobre el que se aplica dicha al menos una capa (4) de material compuesto, en una única etapa de polimerización para todas las estructuras (3) huecas de refuerzo;

d) retirar dicho mandril (2) de las estructuras (3) huecas a través de disolución, siendo el mandril soluble en agua; en el que:

• antes de la etapa de retirar el mandril (2), hay una etapa d0) adicional de perforar la estructura (3) hueca de refuerzo, en la que se fabrican orificios con un diámetro que es menor que el diámetro inicial del mandril (2).

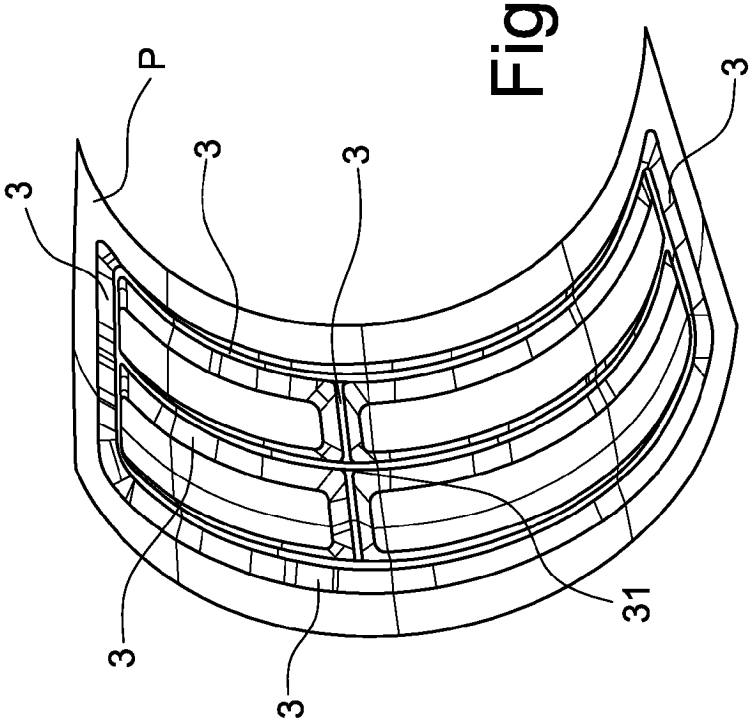

Fig. 1B

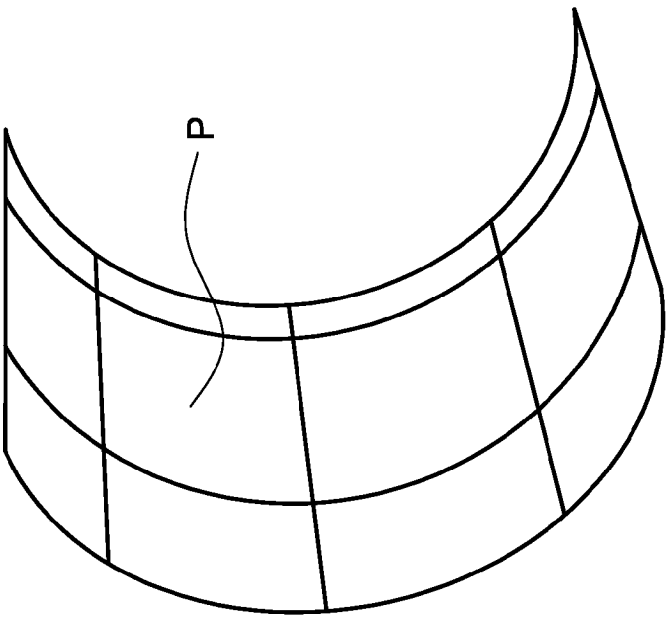

Fig. 1A

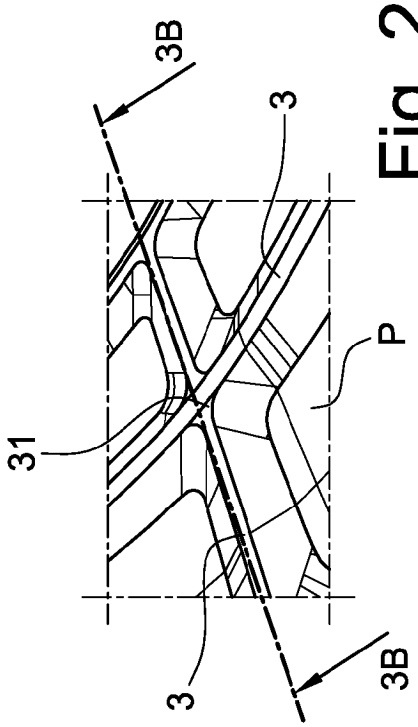

Fig. 2

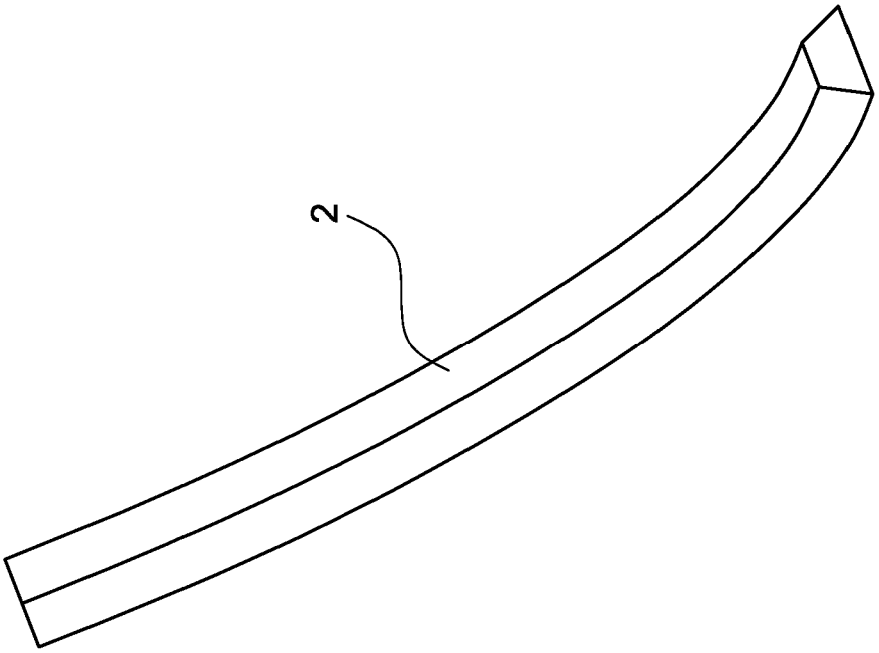

Fig. 4

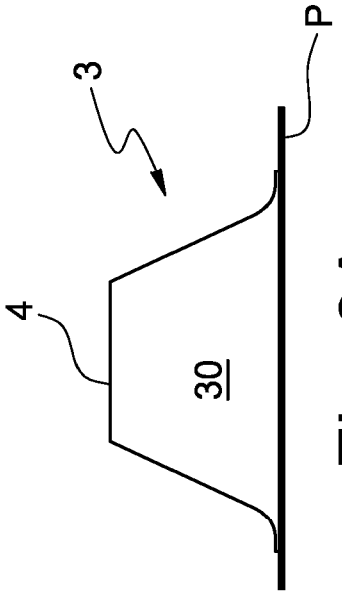

Fig. 3A

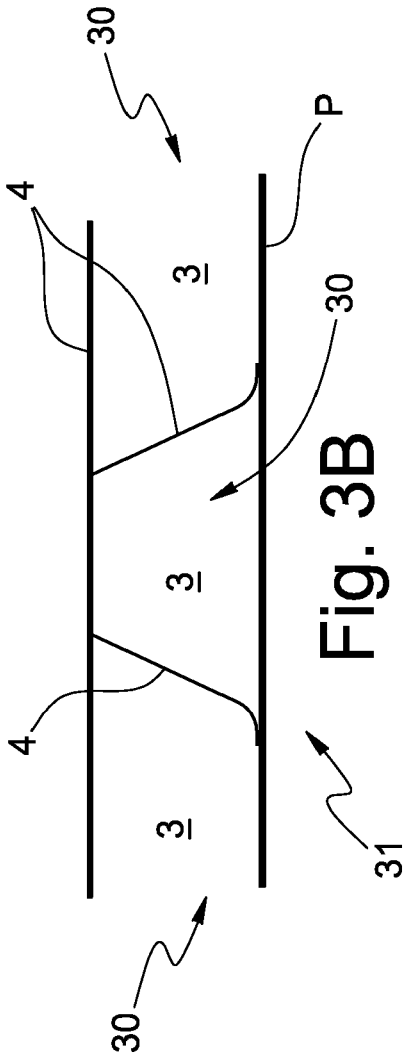

Fig. 3B

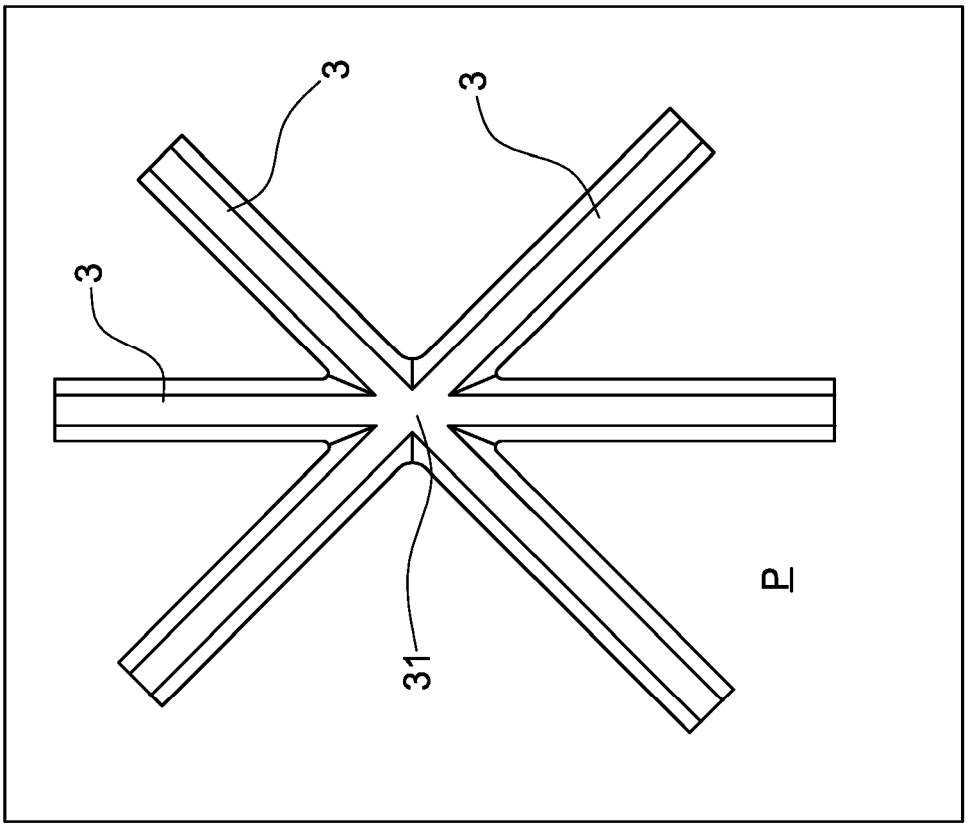

Fig. 5B

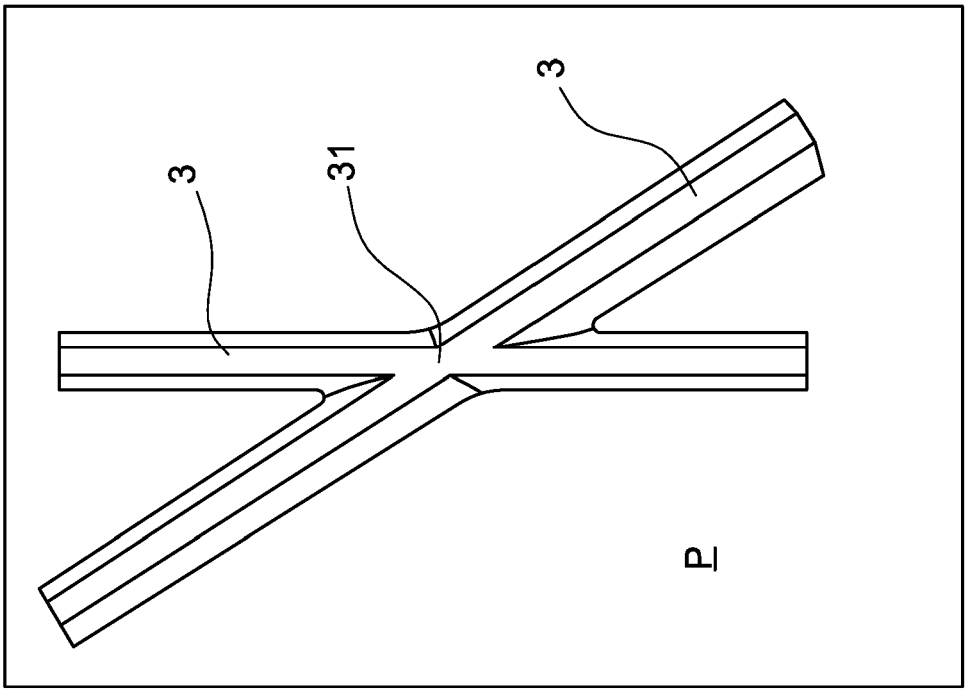

Fig. 5A