

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 699 721**

21 Número de solicitud: 201730921

51 Int. Cl.:

B64C 1/00 (2006.01)

B29C 70/30 (2006.01)

B64C 1/06 (2006.01)

12

SOLICITUD DE PATENTE

A1

22 Fecha de presentación:

11.07.2017

43 Fecha de publicación de la solicitud:

12.02.2019

56 Se remite a la solicitud internacional:

PCT/ES2017/070820

71 Solicitantes:

TORRES MARTINEZ, Manuel (100.0%)
Alhóndiga, 4-4º izda.
31002 PAMPLONA (Navarra) ES

72 Inventor/es:

TORRES MARTINEZ, Manuel

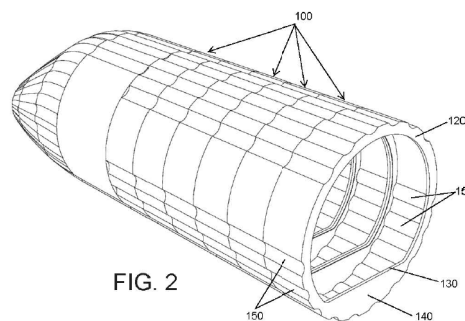
74 Agente/Representante:

VEIGA SERRANO, Mikel

54 Título: **PROCEDIMIENTO DE FABRICACIÓN DE ESTRUCTURAS REFORZADAS MONOCASCO Y ESTRUCTURA OBTENIDA**

57 Resumen:

Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco y estructura obtenida, comprendiendo el procedimiento emplear unos componentes base (100) de un material compuesto parcialmente curado que tienen unas hendiduras (150) en su contorno exterior (110) y unir los componentes base (100) entre sí, aplicar un relleno (3) en las hendiduras (150), aplicar un revestimiento (2) de material compuesto sobre los componentes base (100) y aplicar calor sobre el conjunto formado por los componentes base (100) recubiertos con el revestimiento (2) hasta obtener un curado completo del conjunto, tal que se obtiene una estructura reforzada monocasco de material compuesto formada por el revestimiento (2) y los componentes base (100) cohesionados con el revestimiento (2), en donde los componentes base (100) que forman parte de la propia estructura fabricada hacen la función de molde durante el proceso de fabricación, con lo que se evita la necesidad de emplear moldes sobre los que depositar el material compuesto que deban ser posteriormente retirados de la estructura finalmente obtenida.



ES 2 699 721 A1

DESCRIPCIÓN

PROCEDIMIENTO DE FABRICACIÓN DE ESTRUCTURAS REFORZADAS MONOCASCO Y ESTRUCTURA OBTENIDA

5

Sector de la técnica

La presente invención está relacionada con el sector de los materiales compuestos, proponiendo un procedimiento de fabricación que permite obtener estructuras con refuerzos integrados en una única pieza, de acuerdo a una configuración monocasco, y por tanto sin necesidad de tener que añadir dichos refuerzos posteriormente, permitiendo así incrementar la automatización del proceso, simplificar la estructura y mejorar su comportamiento. La invención es de aplicación preferente a la fabricación de fuselajes aeronáuticos, alas y palas de aerogeneradores, si bien existen otras aplicaciones posibles, especialmente en el campo del transporte, como por ejemplo la fabricación de vagones de ferrocarril, chasis de autobuses, cohetes lanzaderas de satélites, o estructuras similares.

10

15

Estado de la técnica

La fabricación de piezas y componentes en material compuesto es una tecnología cada vez más demandada en una gran cantidad de sectores, manteniéndose el aeronáutico, el automovilístico y el eólico como los más importantes a día de hoy. El uso de este material permite conseguir propiedades mecánicas equiparables a las de los metales, material que se ha utilizado hasta el momento en estos mercados, pero con una importante reducción de peso sobre éstos.

20

25

No obstante, uno de los principales problemas de la fabricación con este tipo de materiales es que el nivel de automatización alcanzado aún no es muy alto, por lo que al fabricar de forma manual la posibilidad de aparición de errores y fallos debido al factor humano aumenta considerablemente. Otro inconveniente asociado a la fabricación con este tipo de material es la necesidad de moldes, generalmente de costes elevados. La necesidad de moldes complejos, grandes y caros viene impuesta en primer lugar por la baja consistencia del material antes del proceso de curado, que impide un posicionamiento correcto del mismo en ausencia de estos, y por la necesidad de que soporten altas temperaturas en el proceso de curado con mínimas deformaciones.

30

35

Por otro lado, sectores como el aeronáutico, que habitualmente se caracterizan por ser bastante conservadores principalmente por razones de seguridad, llevan años empleando la misma tecnología de fabricación para estructuras como las alas o el fuselaje, si bien cada vez están utilizando mayores cantidades de material compuesto para sus componentes, sustituyendo así a los componentes metálicos de peso más elevado. La tecnología que emplean, con un nivel de automatización mínimo para las posibilidades existentes hoy en día, se basa en una fabricación de las alas o el fuselaje por secciones, lo cual implica necesariamente la utilización de una gran cantidad de remaches para las uniones, así como la necesidad de múltiples tareas manuales muy laboriosas.

Más aún, estructuras aeronáuticas de gran tamaño, como puede ser un fuselaje, están habitualmente compuestas de varios componentes independientes como son las pieles, los largueros y las cuadernas, generando al unirse un componente capaz de soportar los esfuerzos estructurales durante las diferentes actuaciones de la aeronave. A día de hoy, todos estos componentes también se fabrican por secciones, de forma muy manual, por separado y externamente al fuselaje, teniendo que ser posteriormente posicionados y colocados en el interior del mismo, lo que implica un proceso de fabricación complejo, así como una gran cantidad de remaches, generalmente mecánicos y colocados de manera manual.

La utilización y necesidad de tal cantidad de remaches va a afectar tanto al peso de la estructura, que se va a incrementar notablemente, como al proceso de certificación de la aeronave que los contenga. La certificación de estas grandes estructuras así fabricadas suele resultar larga y costosa. La certificación de una fabricación por secciones, de acuerdo a la normativa, implica certificar cada sección, cada unión y, por tanto, cada remache individualmente, con la cantidad de tiempo que esto supone y el sobre coste que conlleva. Por tanto, el uso de múltiples remaches en una estructura ralentiza su proceso de certificación y, por tanto, aumenta el tiempo de entrada al mercado.

A continuación, se describen una serie de documentos que muestran los procedimientos de fabricación de grandes estructuras para distintos sectores tal y como se hacen hoy en día, es decir, por secciones, empleando moldes complejos y gran cantidad de remaches.

El documento US2012/0175807 presenta un método de fabricación de palas de

aerogenerador en material compuesto mediante un sistema partido de moldes de conchas, que comprende un semi-molde superior y otro inferior que disponen de una serie de uniones mecánicas.

5 El documento ES2572027 se describe un método de fabricación de un componente de una pala partida de un aerogenerador que tiene elementos de unión con otros componentes de las palas.

10 El documento US2017/0043542 se presenta un método de fabricación de palas de aerogenerador, en el cual secciones de palas, preferiblemente medias conchas, se fabrican mediante el uso de moldes específicos.

15 El documento ES2322638 sí que presenta un proceso automatizado de fabricación de palas de aerogenerador, pero que sigue siendo dependiente de un mandrino sobre el que se realiza el encintado de la piel y que debe ser retirado al acabar el proceso de fabricación de la pala.

20 El documento US2015/0274326 presenta un método y su sistema asociado para la fabricación de estructuras en fibra de carbono, partiendo en este caso de una serie de componentes previos a integrar en un único componente, a través de uniones entre ellos.

25 El documento US2007/0210211 describe un fuselaje y un método de fabricación del mismo, en el que dicha estructura se fabrica en al menos dos partes que acaban uniéndose por medio de ligantes en sus extremos, obteniendo una estructura con al menos una zona de unión relativamente crítica.

30 El documento US2012/0219764 presenta secciones completas de fuselaje fabricadas en material compuesto, construidas empleando componentes de refuerzo estructural a modo de cuadernas y larguerillos, en la que dichos componentes de refuerzo, sin embargo, se añaden a la piel a través de uniones.

35 El documento US2013/0020009 presenta un método para la fabricación de un fuselaje en material compuesto, en el que sobre un mandrino que hace las veces de molde se realiza tanto un encintado de componentes de refuerzo a modo de larguerillos como un encintado de las pieles del fuselaje. El proceso es semi-manual, requiere uniones, y se realiza en dos

fases: los larguerillos, previamente preformados, se colocan manualmente, y el recubrimiento con la piel se realiza con AFP.

5 El documento US2011/0052845 describe un método para la fabricación de un cuerpo hueco en fibra de carbono, en una única pieza, orientado preferentemente a la fabricación de fuselajes de aviones. Sin embargo, dicha propuesta define una estructura que no incorpora refuerzos estructurales integrados en la estructura y requiere de un molde externo sobre el que posicionar el componente en proceso de fabricación.

10 El documento US2015/0122413 presenta un método de fabricación de tramos de fuselaje en un único componente a través de un sistema rotativo retráctil que permite disponer de ranuras para la introducción de larguerillos y la fabricación conjunta de dicho componente, actuando dicho sistema rotativo retráctil como molde del conjunto sobre el que se lamina la piel de material compuesto, sin introducir cuadernas y sin llegar a fabricar un fuselaje
15 completo.

El documento US2011/0303791 se presenta una sección de fuselaje y su método de producción, a partir del cual se obtiene un componente que no requiere de estructuras rigidizadoras complementarias ya que el laminado interior genera suficiente rigidez a través
20 de una correcta orientación de las fibras, empleando una superficie interior completamente laminada y a continuación la colocación de bloques de fibras de refuerzo en diferentes direcciones, para finalmente emplear un nuevo laminado exterior, necesitando del empleo de un molde sobre el que emplazar el material que forma el componente final.

25 Se hace por tanto necesaria una solución que permita realizar estructuras monocasco de material compuesto mediante procesos totalmente automatizados, sin la necesidad de tener que emplear moldes o un gran número de remaches para obtener la estructura, y sin la necesidad de tener que añadir posteriormente a la estructura refuerzos externos.

30 **Objeto de la invención**

La invención se refiere a un procedimiento de fabricación de una estructura reforzada monocasco de aplicación preferente en el sector aeronáutico y eólico, si bien es aplicable a estructuras con requisitos similares de otros sectores como pueden ser a modo de ejemplo
35 no limitativo, los vagones de ferrocarril, los chasis de autobuses, o los cohetes lanzaderas

de satélites. También es objeto de la invención la estructura directamente obtenida de dicho procedimiento.

5 La invención permite fabricar una estructura de material compuesto sin la necesidad de emplear moldes sobre los que depositar el material compuesto que deban ser posteriormente retirados de la pieza final obtenida, así como permite eliminar o reducir al máximo el empleo de remaches, con la consiguiente reducción de peso de la estructura finalmente obtenida. Con todo ello así se consigue incrementar el nivel de automatización del proceso de fabricación de la estructura, se simplifica la misma y se mejora su
10 comportamiento y resistencia a tracción, compresión y torsión.

El procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco de la invención comprende:

- 15 – emplear unos componentes base de un material compuesto parcialmente curado que tienen unas hendiduras en su contorno exterior y unir los componentes base entre sí,
- aplicar un relleno en las hendiduras,
- aplicar un revestimiento de material compuesto sobre los componentes base que tienen el relleno en las hendiduras, y
- 20 – aplicar calor sobre el conjunto formado por los componentes base recubiertos con el revestimiento hasta obtener un curado completo del conjunto, tal que se obtiene una estructura reforzada monocasco de material compuesto formada por el revestimiento y los componentes base cohesionados con el revestimiento.

25 De esta manera, los componentes base al estar realizados en un material compuesto parcialmente curado tienen una rigidez suficiente como para que sobre ellos se pueda depositar el revestimiento de material compuesto, en base a fibras continuas unidireccionales, con lo que los componentes base hacen la función de molde, pero con la ventaja de que los componentes base no deben ser retirados de la estructura finalmente
30 obtenida, a diferencia de como ocurre con los moldes que se emplean en la fabricación de componentes en material compuesto del estado de la técnica, ya que los componentes base de la invención forman parte de la estructura reforzada monocasco finalmente obtenida. Además, el curado de los componentes base junto con el revestimiento que los rodea crean una estructura cohesionada única de material compuesto que no requiere apenas el empleo
35 de remaches metálicos para su unión estructural, con la consiguiente reducción de peso,

tiempo y costes de fabricación que ello conlleva. Por otro lado, al emplear un componente base con hendiduras se generan unos refuerzos adicionales que también forman parte de la estructura reforzada monocasco finalmente obtenida, con lo que no hay necesidad de añadir posteriormente refuerzos a la estructura.

5

Según un ejemplo de la invención se emplean componentes base fabricados sobre material en formato de fibra seca que se impregnan con resina a través de un proceso de infusión y se curan parcialmente aplicando calor a una temperatura inferior a la temperatura de curado de la resina hasta conseguir un porcentaje de avance de la reacción de curado comprendido entre un 40% y un 80%.

10

Según otro ejemplo de la invención se emplean componentes base fabricados sobre material en formato de fibra preimpregnada que se curan parcialmente aplicando calor a una temperatura inferior a la temperatura de curado de la resina hasta conseguir un porcentaje de avance de la reacción de curado comprendido entre un 40% y un 80%.

15

El conjunto formado por los componentes base recubiertos con el revestimiento se curan completamente aplicando calor a la temperatura de curado de la resina hasta conseguir un porcentaje de avance de la reacción de curado del 100%.

20

Adicionalmente, y previamente a aplicar el relleno en las hendiduras, es preferible aplicar de acuerdo a una realización preferente un material de relleno sobre los componentes base unidos para obtener una superficie exterior uniforme de los componentes base.

25

Adicionalmente, y previamente a aplicar el relleno en las hendiduras, también es preferible disponer unos haces de fibra, o "rovings", en los extremos de las hendiduras.

Opcionalmente, el relleno se puede retirar de las hendiduras tras obtener el curado completo de la estructura monocasco reforzada, con lo que se optimiza el peso de la misma.

30

La estructura reforzada monocasco obtenida mediante el procedimiento de la invención comprende los componentes base de material compuesto que están unidos entre si y recubiertos del revestimiento de material compuesto, donde los componentes base tienen un contorno exterior con dos extremos abiertos y cada extremo abierto tiene un ala que proyecta transversalmente hacia el interior del componente base, y en donde el contorno

35

exterior de los componentes base tiene unas hendiduras en donde es disponible el relleno.

Adicionalmente, para obtener mayor rigidez, cada ala tiene un pliegue que proyecta longitudinalmente hacia el interior del componente base según un plano paralelo al contorno exterior. También adicionalmente cada ala tiene una zona ensanchada en la parte inferior del componente base.

Adicionalmente, sobre los pliegues de cada dos componentes base consecutivamente unidos se dispone un anillo de refuerzo.

Preferentemente las hendiduras tienen una configuración ondulada y se extienden en dirección axial a lo largo de todo el ancho del contorno exterior del componente base.

Preferentemente las hendiduras de los componentes base tienen un radio de curvatura comprendido entre 50 y 500 mm.

De acuerdo al proceso descrito, la unión de dos componentes base genera en su zona de unión una geometría equivalente a la de una cuaderna estructural, que quedará integrada en la estructura generada, mientras que las hendiduras de los componentes base axialmente unidos genera una geometría equivalente a la de un larguero estructural.

Con todo ello así la invención resulta en una estructura monocasco fabricada como una única pieza, con componentes de refuerzo integrados en la fabricación lo que lleva a evitar prácticamente la totalidad de remaches y sistemas de unión adicionales entre los diferentes componentes, de peso muy reducido y bajos costes de fabricación gracias a la gran automatización del proceso y la reducción de mano de obra directa necesaria, reduciendo a su vez los problemas derivados del trabajo manual y aumentando la productividad con respecto al actual estado de la técnica.

Descripción de las figuras

La figura 1 muestra una vista en perspectiva de un componente base con hendiduras que forma parte de la estructura reforzada monocasco de la invención.

La figura 1b muestra una en perspectiva de dos componentes base con hendiduras antes de

unirse.

La figura 2 muestra una vista en perspectiva parcial de un conjunto de componentes base con hendiduras unidos entre sí.

5

La figura 3 muestra una vista en sección parcial de dos componentes base con hendiduras unidos entre sí.

La figura 4 muestra una vista en sección parcial de la estructura reforzada monocasco de la invención.

10

La figura 5 muestra una vista en sección parcial como la de la figura anterior con un anillo de refuerzo interior.

La figura 6 muestra la estructura reforzada monocasco formada por componentes base con hendiduras.

15

La figura 7 muestra una vista en sección de las capas que forman la estructura reforzada monocasco según un ejemplo de realización preferente de la invención.

20

La figura 8 muestra un fuselaje aeronáutico obtenido mediante el procedimiento de la invención.

La figura 9 muestra una vista en perspectiva de un componente base con hendiduras que forma parte de la estructura reforzada monocasco de la invención para una versión anfibia de fuselaje.

25

La figura 10 muestra la estructura reforzada monocasco formada por componentes base con hendiduras para la versión anfibia de fuselaje.

30

Descripción detallada de la invención

La invención se refiere a una estructura reforzada monocasco de un material compuesto, preferentemente fibras de vidrio o fibras de carbono, que está fabricada sin emplear moldes sobre los que depositar el material compuesto que deban ser posteriormente retirados de la

35

pieza finalmente obtenida, ya que una parte de la propia estructura fabricada se emplea para hacer la función de molde durante el proceso de fabricación.

5 La estructura reforzada monocasco de material compuesto finalmente obtenida es preferentemente empleada para la fabricación del fuselaje de una aeronave, tal y como se muestra en los ejemplos de las figuras 8 y 10, no obstante se puede emplear para fabricar otro tipo de estructuras como por ejemplo estructuras monocasco del sector eólico, naval o de automoción (palas de aerogeneradores, chasis de un vehículo, casco de un navío, submarino, etc.).

10

En la figura 1 se muestra un componente base (100) empleado en la fabricación de la estructura y que hace la función de molde para la deposición de un revestimiento (2) de material compuesto, resultando que el componente base (100) forma parte indivisible de la estructura reforzada monocasco finalmente obtenida mediante el proceso de fabricación de la invención, con lo que el procedimiento no requiere emplear un molde específico ni retirarlo tras el proceso de curado del material compuesto.

15

El componente base (100) comprende un contorno exterior (110) que está configurado para recibir el revestimiento (2) de material compuesto, definiendo dicho contorno exterior (110) la geometría de la estructura reforzada monocasco finalmente obtenida. El contorno exterior (110) tiene dos extremos abiertos en cada uno de los cuales se ubica un ala (120) que proyecta transversalmente hacia el interior del componente base (100), estando el ala (120) destinada a establecer una unión con otros componentes base (100). Preferentemente el contorno exterior (110) del componente base (100) tiene una geometría cilíndrica, cónica o prismática hueca, de acuerdo a la geometría de la estructura monocasco a fabricar.

20

25

Adicionalmente, cada ala (120) tiene un pliegue (130) que proyecta longitudinalmente hacia el interior del componente base (100) según un plano paralelo al contorno exterior (110), aportando dicho pliegue (130) de una rigidez adicional al ala (120) del componente base (100). Asimismo, las alas (120) adicionalmente tienen una zona ensanchada (140) en la parte inferior del componente base (100), que en el caso de emplearse la estructura como fuselaje de una aeronave, se correspondería con la zona en donde se ubica el suelo de la aeronave.

30

El componente base (100) tiene unas hendiduras (150) en su contorno exterior (110) que

35

actúan como refuerzo estructural.

Las hendiduras (150) definen una distribución alternada de valles y crestas en el contorno exterior (110), lo cual aporta al componente base (100) una elevada resistencia. Los valles se corresponden con las hendiduras (150), las cuales proyectan hacia el interior del componente base (100), y las crestas se corresponden con las zonas establecidas entre hendiduras (150), las cuales proyectan hacia el exterior del componente base (100) con respecto a los valles.

Como se observa en las figuras, preferentemente las hendiduras (150) tienen una configuración ondulada y se extienden en dirección axial a lo largo de todo el ancho del contorno exterior (110) del componente base (100), es decir, las hendiduras (150) se extienden entre los extremos abiertos del contorno exterior (110), lo cual permite que el componente base (100) tenga una elevada resistencia en la dirección axial.

En cualquier caso, esta configuración ondulada y la disposición de las hendiduras (150) a lo largo de todo el ancho del contorno exterior (110) no es limitativa, pudiendo tener las hendiduras (150) otras formas o extenderse en otras direcciones diferente a la axial, así como no ocupar todo el ancho del contorno exterior (110), sino porciones de dicho ancho.

Las hendiduras (150) tienen un radio de curvatura que se selecciona en función de los requerimientos estructurales de la estructura a fabricar, habiéndose seleccionado preferentemente un radio de curvatura comprendido entre 50 y 500mm.

Preferentemente los componentes base (100) están realizados en fibra de vidrio o fibra de carbono, empleándose fibra unidireccional que se aplica en las direcciones optimas definidas por el diseño estructural del componente base (100). Según un ejemplo de la invención, los componentes base (100) están realizados en fibra seca que posteriormente requiere de la adición de resina para su curado. Según otro ejemplo de la invención, los componentes base (100) están realizados en fibra preimpregnada con resina y por tanto no requieren de una adición posterior de resina.

Con todo ello así, para la fabricación de la estructura reforzada monocasco de la invención se emplean un conjunto de componentes base (100) de un material compuesto parcialmente curado. El curado parcial permite que el material compuesto de los componentes base (100)

adquiera una rigidez suficiente para su manejo en fases posteriores del procedimiento, de manera que las propias fibras de material compuesto adquieren una rigidez suficiente como para cumplir la función de molde sobre la que poder depositar el revestimiento (2), pero mantiene a la resina del material compuesto aplicado en un estado "vivo", capaz de generar una unión con una nueva capa de material compuesto con una pérdida mínima de propiedades mecánicas en la interfaz entre capas.

Según un ejemplo de realización de la invención se emplean componentes base (100) de fibra seca que se impregnan con resina por medio de un proceso de infusión y que se calientan aplicando una temperatura inferior a la temperatura de curado de la resina hasta conseguir un porcentaje de avance de la reacción de curado comprendido entre un 40% y un 80% en el material compuesto de los componentes base (100).

Según otro ejemplo de realización de la invención se emplean componentes base (100) de fibra preimpregnada que se calientan aplicando una temperatura inferior a la temperatura de curado de la resina hasta conseguir un porcentaje de avance de la reacción de curado comprendido entre un 40% y un 80% en el material compuesto de los componentes base (100).

Posteriormente, una vez que los componentes base (100) están parcialmente curados y han adquirido la rigidez suficiente para su manipulación se unen entre sí para definir una superficie sobre la que se debe aplicar el revestimiento (2), correspondiente con la geometría de la estructura a obtener.

Para ello, los componentes base (100) se unen axialmente entre sí quedando enfrentados por sus alas (120). Preferentemente la unión se realiza empleando medios químicos, no obstante se podrían emplear medios mecánicos o una combinación de medios químicos y mecánicos para establecer la unión.

Antes de aplicar el revestimiento (2) sobre el contorno exterior (110) de los componentes base (100) se aplica un relleno (3) en las hendiduras (150), de manera que se garantiza un contorno exterior (110) de una superficie lisa y continua sobre el que aplicar el revestimiento (2).

Preferentemente el relleno (3) que se aplica en las hendiduras (150) es de un material que

tiene una densidad menor que la densidad del material compuesto del que está fabricado el componente base (100), de manera que se optimiza el peso del componente base (100), lo cual es un factor crítico en las aplicaciones a las que está destinada la invención. Por ejemplo, el relleno (3) puede ser una espuma de baja densidad o un material similar.

5

El conjunto de componentes base (100) axialmente unidos con el relleno (3) en las hendiduras (150) genera la superficie sobre la que se aplica el revestimiento (2) de material compuesto, tal como fibra de vidrio o fibra de carbono. Preferentemente el revestimiento (2) de material compuesto se aplica empleando técnicas de encintado automático. Por ejemplo,
10 se emplea un cabezal de encintado que aplica cintas o fibras de material compuesto sobre el contorno exterior (110) de los componentes base (100) según unas orientaciones definidas para lograr un laminado que cumpla con los requisitos finales de la estructura a obtener. Alternativamente, el revestimiento (2) se puede aplicar empleando técnicas manuales sin que ello altere el concepto de la invención.

15

Adicionalmente, previo a la aplicación del relleno (3) en las hendiduras (150) y del revestimiento (2), es preferible recubrir el contorno exterior (110) de los componentes base (100) ya unidos con un material de relleno (4) que permite garantizar una geometría continua y sin cavidades o rebajes que dificulten el proceso posterior de aplicación del
20 relleno (3) y de aplicación del revestimiento (2), o que puedan empeorar las propiedades finales de la estructura finalmente obtenida.

El material de relleno (4) aplicado preferentemente actúa como refuerzo estructural para la unión de los componentes base (100). Este material de relleno (4) se aplica sobre todo el
25 contorno exterior (110) de los componentes base (100), esto es cubriendo así las crestas y los valles, de manera que se obtiene una continuidad en la estructura obtenida.

Finalmente, los componentes base (100) axialmente unidos y recubiertos con el revestimiento (2) se curan completamente aplicando calor de manera que los componentes
30 base (100) y el revestimiento (2) quedan cohesionados conjuntamente formando una única estructura, en donde no es necesaria la retirada de ningún molde puesto que los componentes base (1) que cumplían dicha función forman parte de la estructura obtenida.

Opcionalmente, tras el curado se retira el relleno (3) de las hendiduras (150), con lo que se
35 optimiza aún más el peso de la estructura monocasco obtenida. Para ello, el relleno (3)

puede ser un material soluble, de forma que su eliminación se obtiene haciendo circular un disolvente por las hendiduras (150).

5 La retirada del relleno (3), o su mantenimiento en las hendiduras (150), dependerá de los requerimientos de peso de la estructura a obtener y de su comportamiento a pandeo local, así por ejemplo, el relleno (3) se puede mantener cuando se emplea una espuma de baja densidad o un material similar, ya que no compromete el peso de la estructura.

10 El revestimiento (2) aplicado sobre los componentes base (100) unidos también actúa como refuerzo estructural. Dicho revestimiento (2) se aplica sobre el contorno exterior (110) de los componentes base (100) haciendo contacto con el relleno (3) de las hendiduras (150) y con las zonas del contorno exterior (110) establecidas entre hendiduras (150), esto es las crestas del contorno exterior (110). De esta manera, la cohesión de los componentes base (100) y el revestimiento (2) se establece por las crestas.

15 En el caso preferente de aplicar el material de relleno (4), la cohesión de los componentes base (100) y el revestimiento (2) también se establece por las zonas en donde las crestas quedan cubiertas por el material de relleno (4).

20 Así, cuando se fabrica el fuselaje de una aeronave, la unión del revestimiento (2) y el contorno exterior (110) de los componentes base (100) se corresponde con la piel del fuselaje, la unión de las alas (120) de dos componentes base (100) consecutivos se corresponde con las cuadernas del fuselaje. El fuselaje generado no requiere de remaches para la unión de diferentes tramos de fuselaje, ya que el fuselaje no se fabrica en tramos
25 sino en una única pieza, en donde la retención de los componentes base (100) se obtiene aplicando el revestimiento (2) que los rodea. Ni tan siquiera se requieren remaches para la unión de cuadernas a la piel, ya que los componentes base (100) se cohesionan con el revestimiento (2) en el proceso de curado, con lo que todo ello resulta en un fuselaje de un peso reducido.

30 Además, las hendiduras (150) de varios componentes base (100) unidos axialmente entre sí hacen la función de largueros de refuerzo del fuselaje, de manera que no es preciso añadir en un proceso posterior dichos largueros de refuerzo a la estructura finalmente obtenida, con el consiguiente ahorro de tiempo que ello conlleva, además de no requerirse de
35 remaches para unir los largueros a la estructura, ya que los componentes base (100) llevan

intrínsecamente definidos los largueros en sí mismos.

De acuerdo al proceso descrito, la unión de dos componentes base (100) genera en su zona de unión una geometría equivalente a la de una cuaderna estructural. La unión de las alas (120) provenientes de cada uno de los dos componentes base (100) a unir genera el equivalente a un alma de perfil estructural, la unión de las hendiduras (150) genera el equivalente a un larguero estructural, mientras que los pliegues (130) de cada una de los dos componentes base (100) generan un ala de perfil estructural. En el ejemplo de la invención de la figura 5, se añade un refuerzo adicional a la unión por la parte interior de la misma, sobre la superficie generada interiormente por los pliegues (130) de los componentes base (1), sobre los que se añade un anillo de refuerzo (5) que ofrece mayor consistencia a las uniones entre componentes base (1) y refuerza la cuaderna estructural generada en dicha unión.

Según un ejemplo de realización preferente de la invención, antes de aplicar el relleno (3) en las hendiduras (150) de los componentes base (100) unidos, se disponen unos haces de fibra (6), comúnmente denominados "rovings", en los extremos de las hendiduras (150). Concretamente se dispone un haz de fibras (6) en cada transición entre un valle y una cresta del contorno exterior (110) de un componente base (100).

Los haces de fibra (6) o "rovings" actúan como un refuerzo adicional y evitan fisuras en la transición entre valles y crestas que son puntos críticos de concentración de esfuerzos, quedando finalmente integrados en la estructura monocasco resultante del proceso de fabricación. Se ha previsto que los haces de fibra (6) o "rovings" sean fibra de carbono con las fibras orientadas en unas direcciones determinadas.

En la figura 7 se muestra una vista en sección de una realización preferente no limitativa de la estructura reforzada monocasco obtenida según el procedimiento de la invención. En dicha sección se observa un componente base (100) sobre cuyo contorno exterior (110) se ha depositado el material de relleno (4), posteriormente en las hendiduras (150) se han aplicado los haces de fibra (6) y el relleno (3), y posteriormente se ha aplicado el revestimiento (2).

En La figura 9 se muestra un componente base (100) que forma parte de una estructura reforzada monocasco para una versión anfibia de fuselaje, mientras que en la figura 10 se muestra la versión anfibia de fuselaje.

REIVINDICACIONES

1.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, caracterizado por que comprende:

5

– emplear unos componentes base (100) de un material compuesto parcialmente curado que tienen unas hendiduras (150) en su contorno exterior (110) y unir los componentes base (100) entre sí,

– aplicar un relleno (3) en las hendiduras (150),

10 – aplicar un revestimiento (2) de material compuesto sobre los componentes base (100) que tienen el relleno (3) en las hendiduras (150), y

– aplicar calor sobre el conjunto formado por los componentes base (100) recubiertos con el revestimiento (2) hasta obtener un curado completo del conjunto, tal que se obtiene una estructura reforzada monocasco de material compuesto formada por el
15 revestimiento (2) y los componentes base (100) cohesionados con el revestimiento (2).

2.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según la reivindicación 1, caracterizado por que se emplean componentes base (100) fabricados sobre material en formato de fibra seca que se impregnan con resina a través de un proceso
20 de infusión y se curan parcialmente aplicando calor a una temperatura inferior a la temperatura de curado de la resina hasta conseguir un porcentaje de avance de la reacción de curado comprendido entre un 40% y un 80%.

3.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según la
25 reivindicación 1, caracterizado por que se emplean componentes base (100) fabricados sobre material en formato de fibra preimpregnada que se curan parcialmente aplicando calor a una temperatura inferior a la temperatura de curado de la resina hasta conseguir un porcentaje de avance de la reacción de curado comprendido entre un 40% y un 80%.

30 4.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que el conjunto formado por los componentes base (100) recubiertos con el revestimiento (2) se curan completamente aplicando calor.

35 5.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según una

cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que el revestimiento (2) de material compuesto se aplica empleando técnicas de encintado automático.

5 6.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que previamente a aplicar el relleno (3) en las hendiduras (150) se aplica un material de relleno (4) sobre los componentes base (100) unidos para obtener una superficie exterior uniforme de los componentes base (100).

10 7.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que antes de aplicar el relleno (3) en las hendiduras (150) se disponen unos haces de fibra (6) en los extremos de las hendiduras (150).

15 8.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que el relleno (3) se retira de las hendiduras (150) tras obtener el curado completo.

20 9.- Estructura reforzada monocasco obtenida mediante el procedimiento de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que comprende unos componentes base (100) de un material compuesto que están unidos entre si y recubiertos de un revestimiento (2) de material compuesto, donde los componentes base (1) tienen un contorno exterior (110) con dos extremos abiertos y cada extremo abierto tiene un ala (120) que proyecta transversalmente hacia el interior del componente base (100), y en donde el
25 contorno exterior (110) de los componentes base (100) tiene unas hendiduras (150) en donde es disponible un relleno (3).

30 10.- Estructura reforzada monocasco según la reivindicación anterior, caracterizada por que cada ala (120) tiene un pliegue (130) que proyecta longitudinalmente hacia el interior del componente base (100) según un plano paralelo al contorno exterior (110).

11.- Estructura reforzada monocasco según la reivindicación 9 ó 10, caracterizada por que cada ala (120) tiene una zona ensanchada (140) en la parte inferior del componente base (100).

35

- 12.- Estructura reforzada monocasco según la reivindicación 10 ó 11, caracterizada por que sobre los pliegues (130) de cada dos componentes base (100) consecutivamente unidos se dispone un anillo de refuerzo (5).
- 5 13.- Estructura reforzada monocasco según una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 12, caracterizada por que las hendiduras (150) tienen una configuración ondulada y se extienden en dirección axial a lo largo de todo el ancho del contorno exterior (110) del componente base (100).
- 10 14.- Estructura reforzada monocasco según una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 13, caracterizada por que las hendiduras (150) de los componentes base (100) tienen un radio de curvatura comprendido entre 50 y 500 mm.
- 15 15.- Estructura reforzada monocasco según una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 14, caracterizada por que en los extremos de las hendiduras (150) se disponen unos haces de fibra (6).

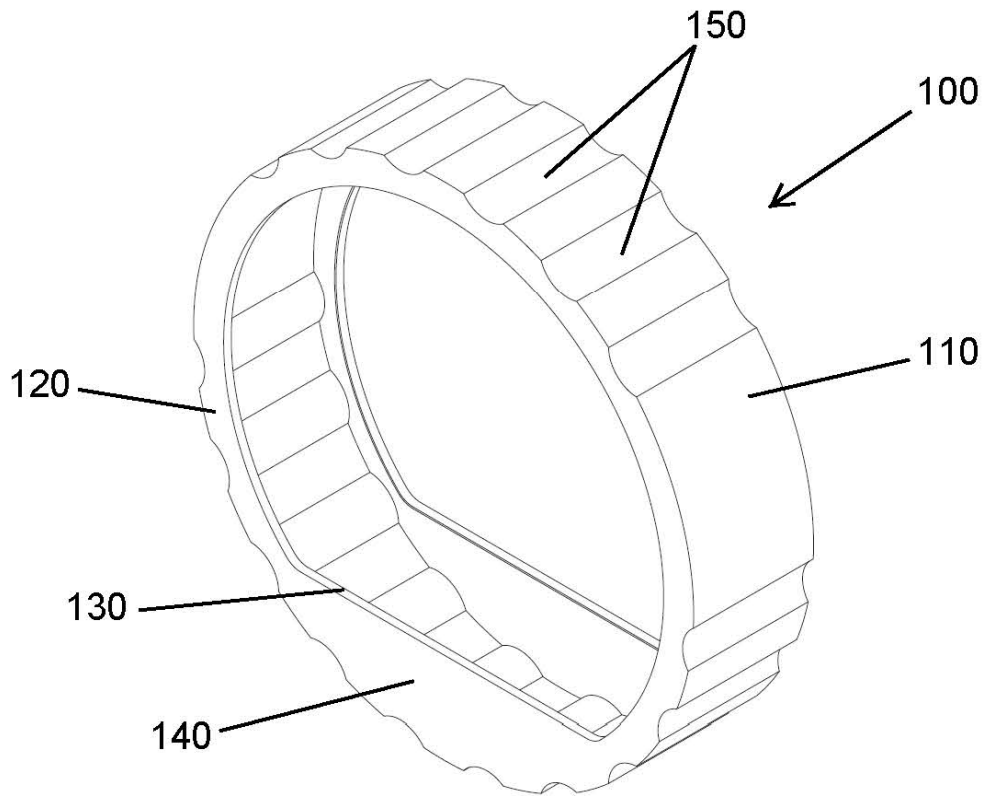


FIG. 1

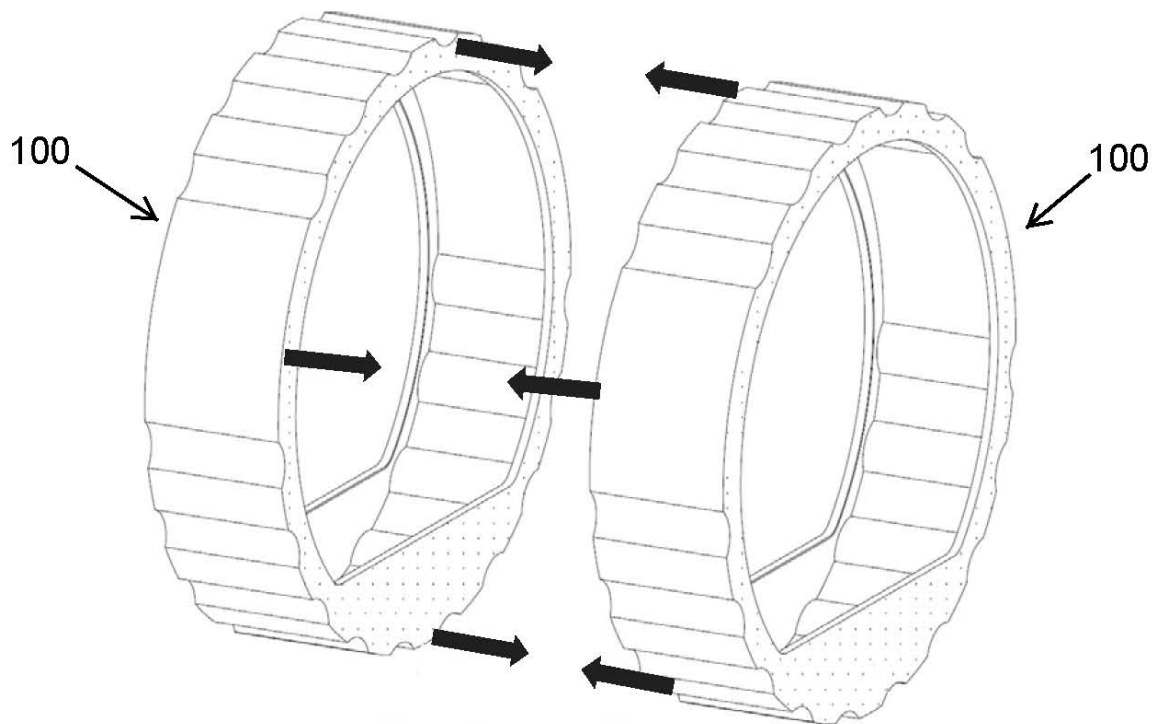


FIG. 1B

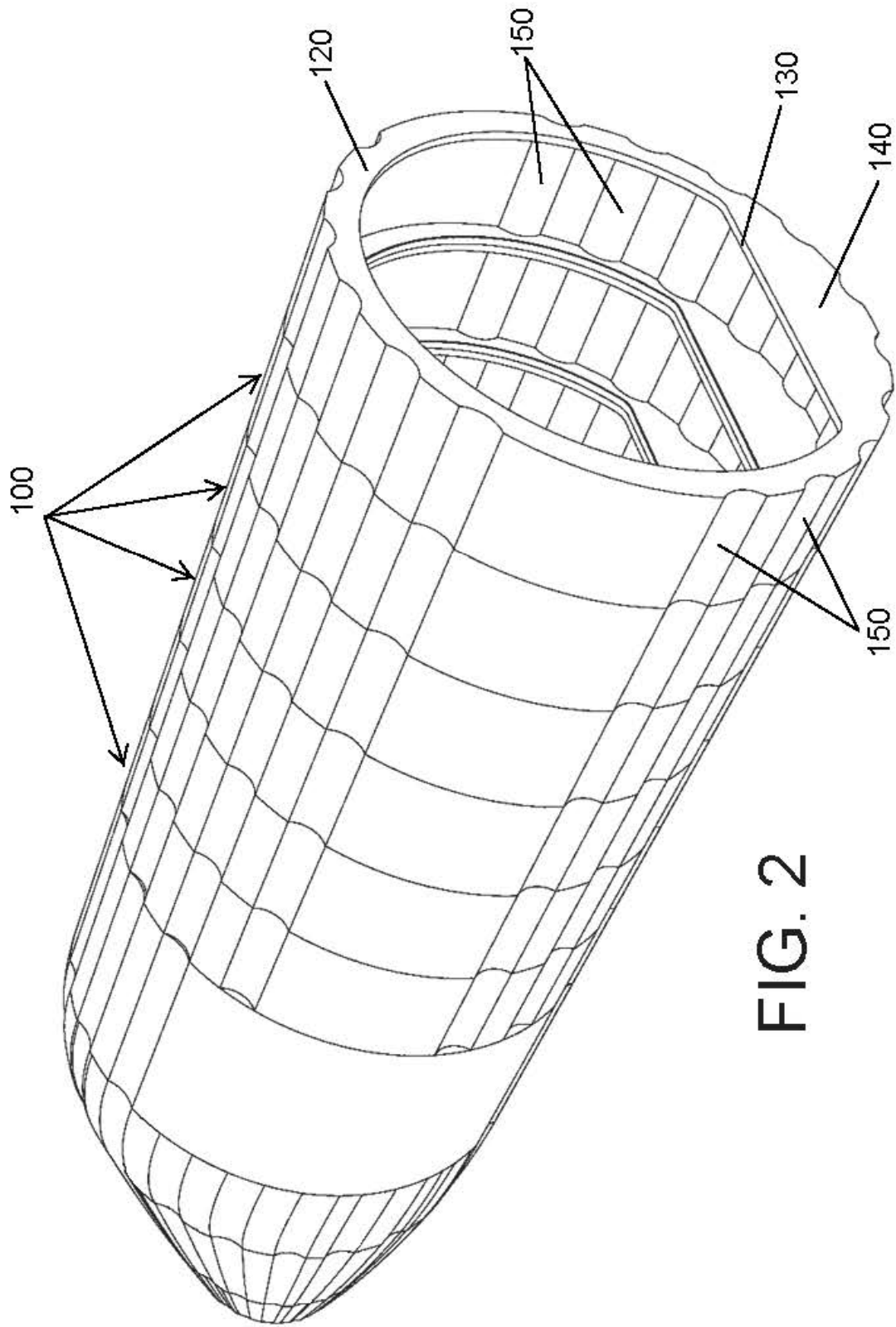


FIG. 2

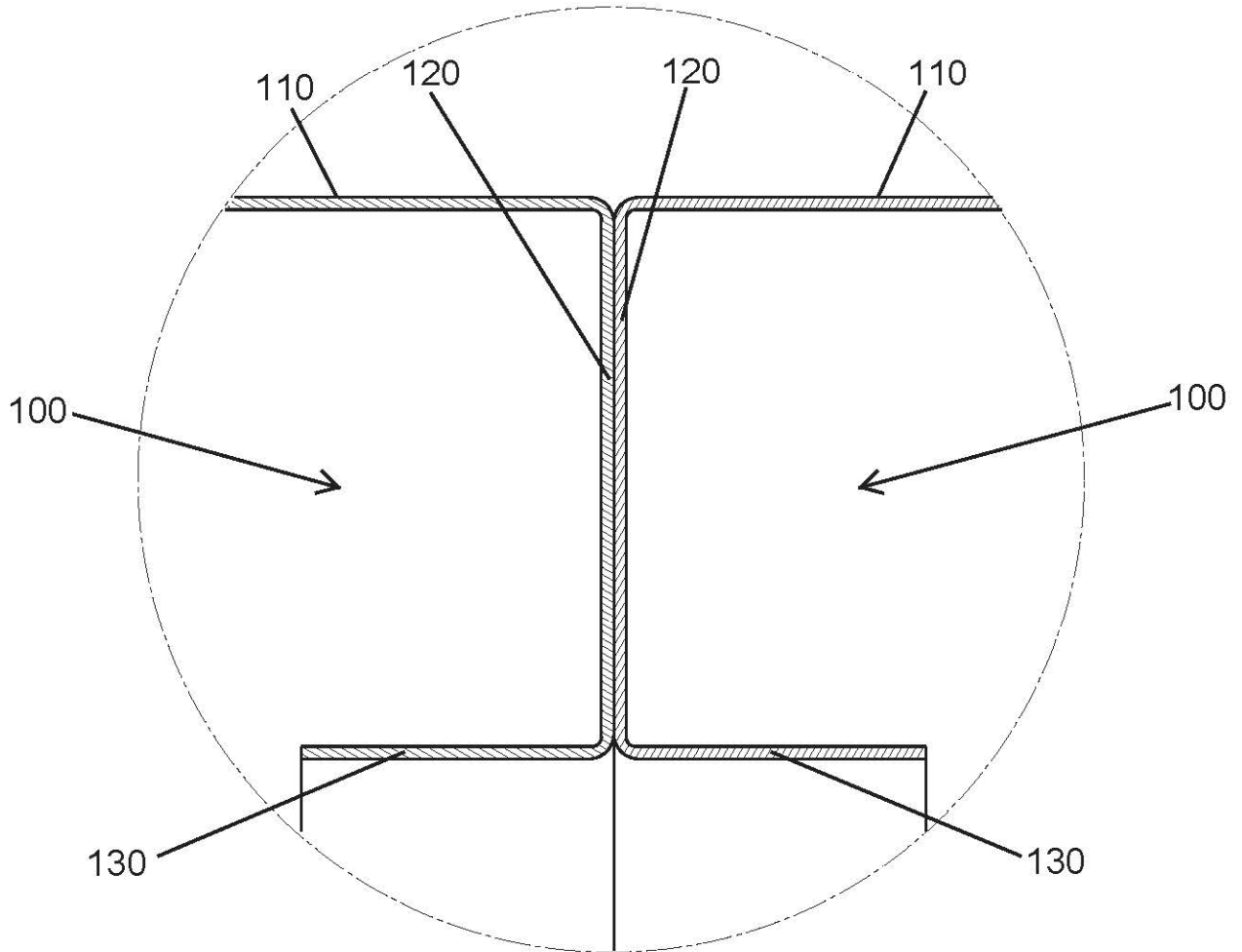


FIG. 3

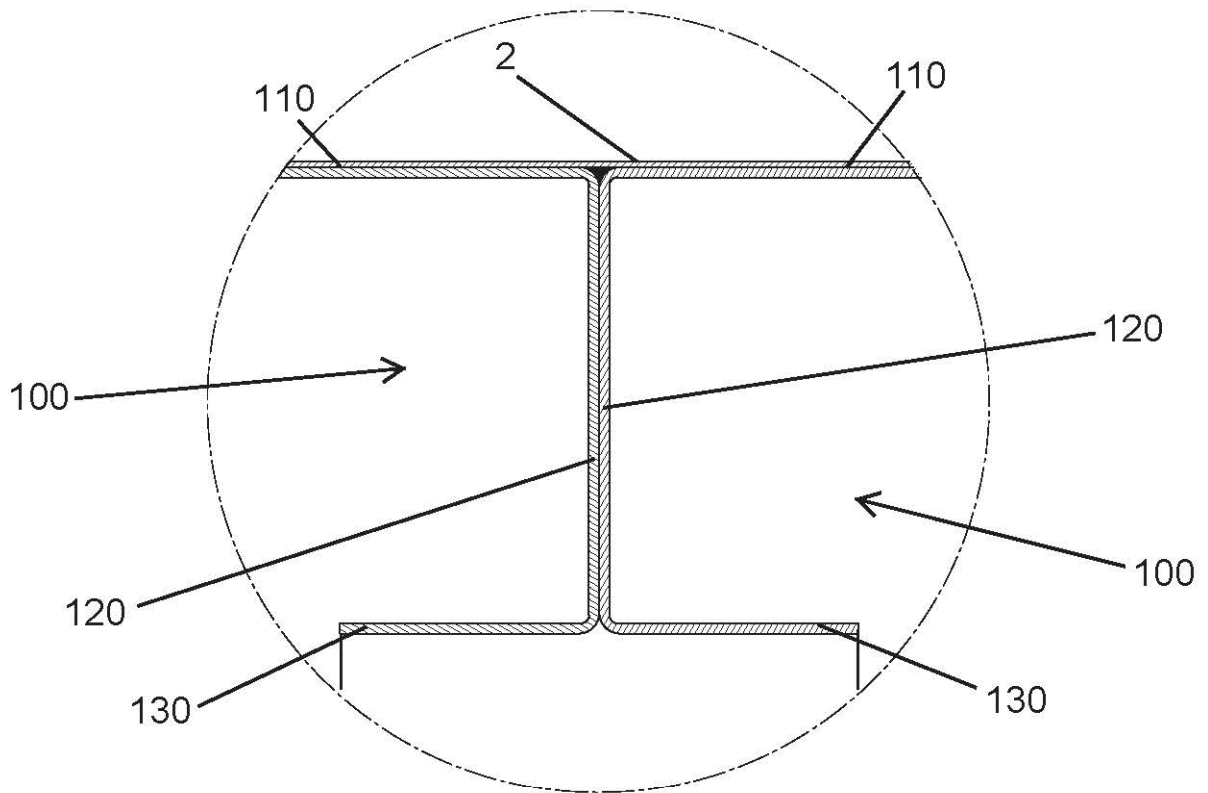


FIG. 4

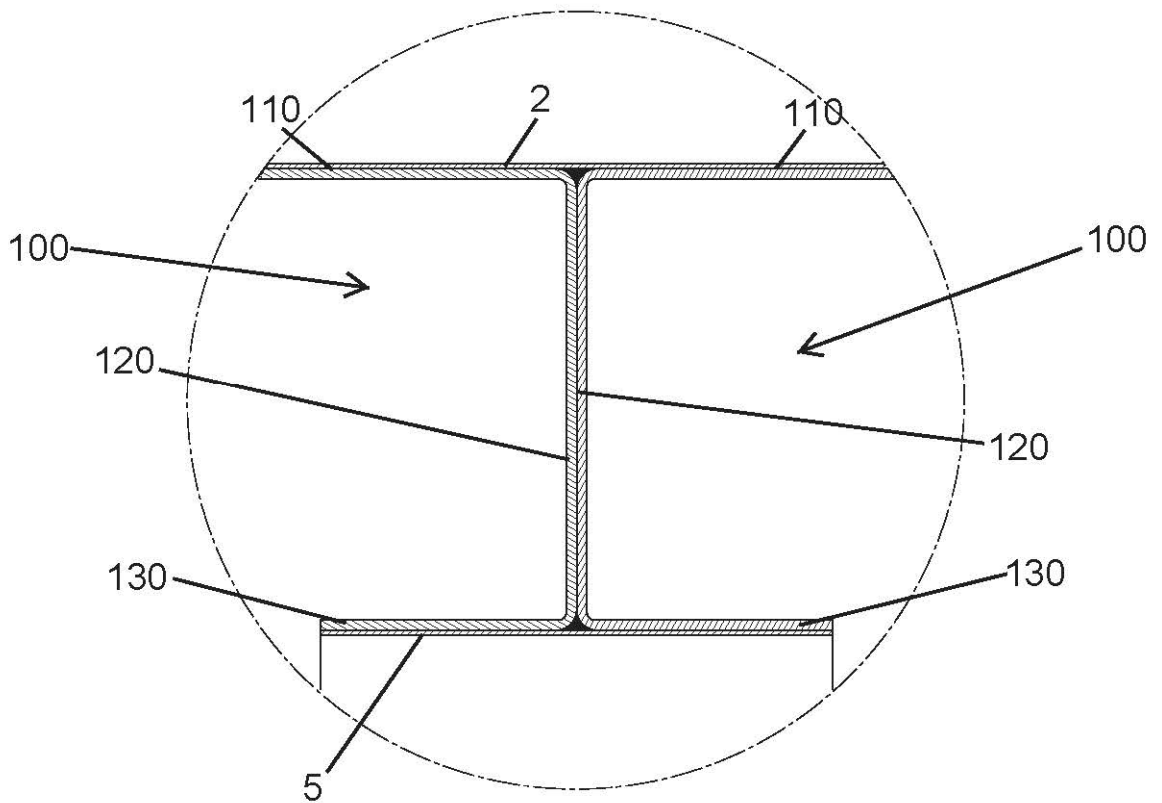


FIG. 5

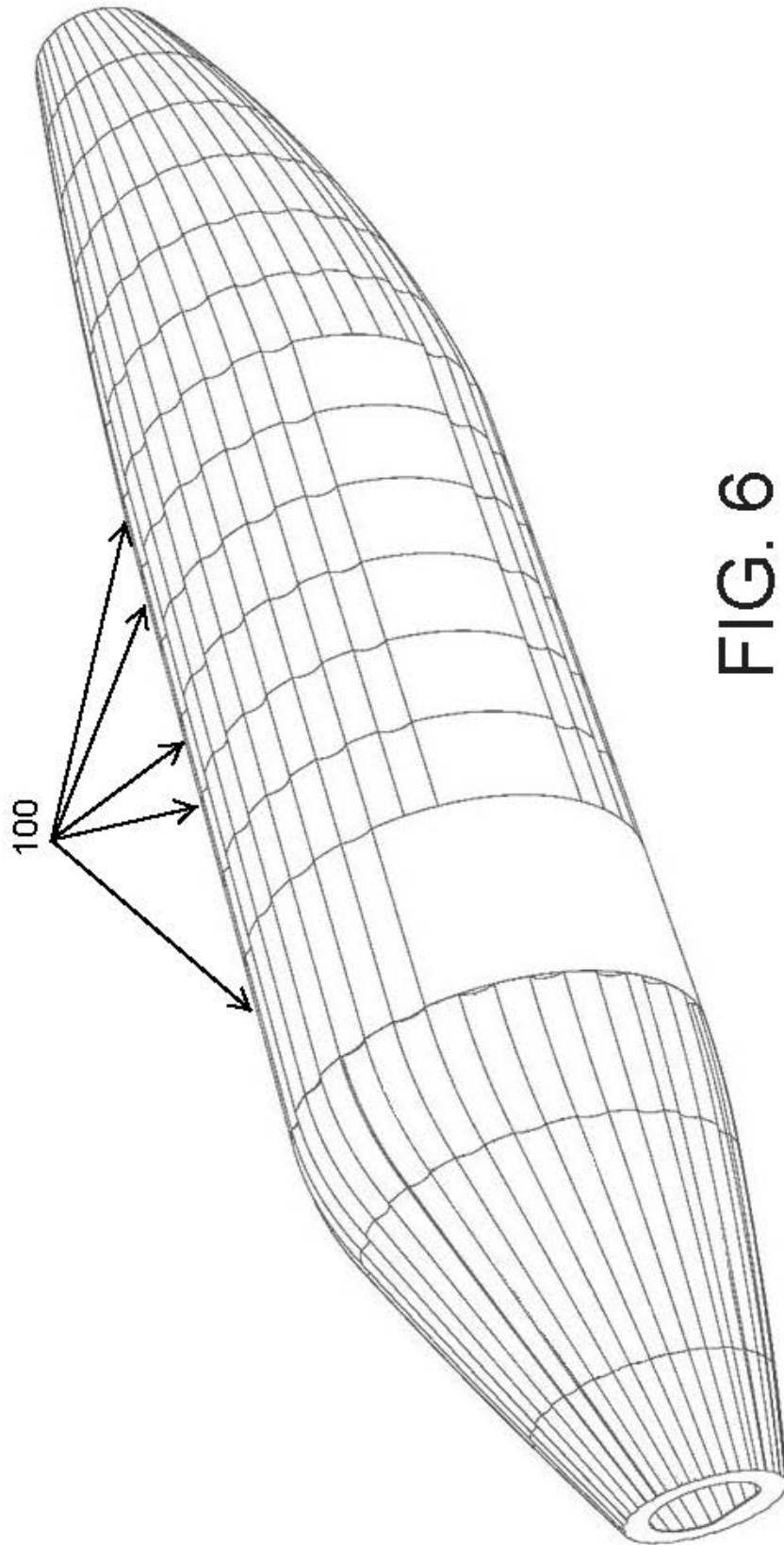


FIG. 6

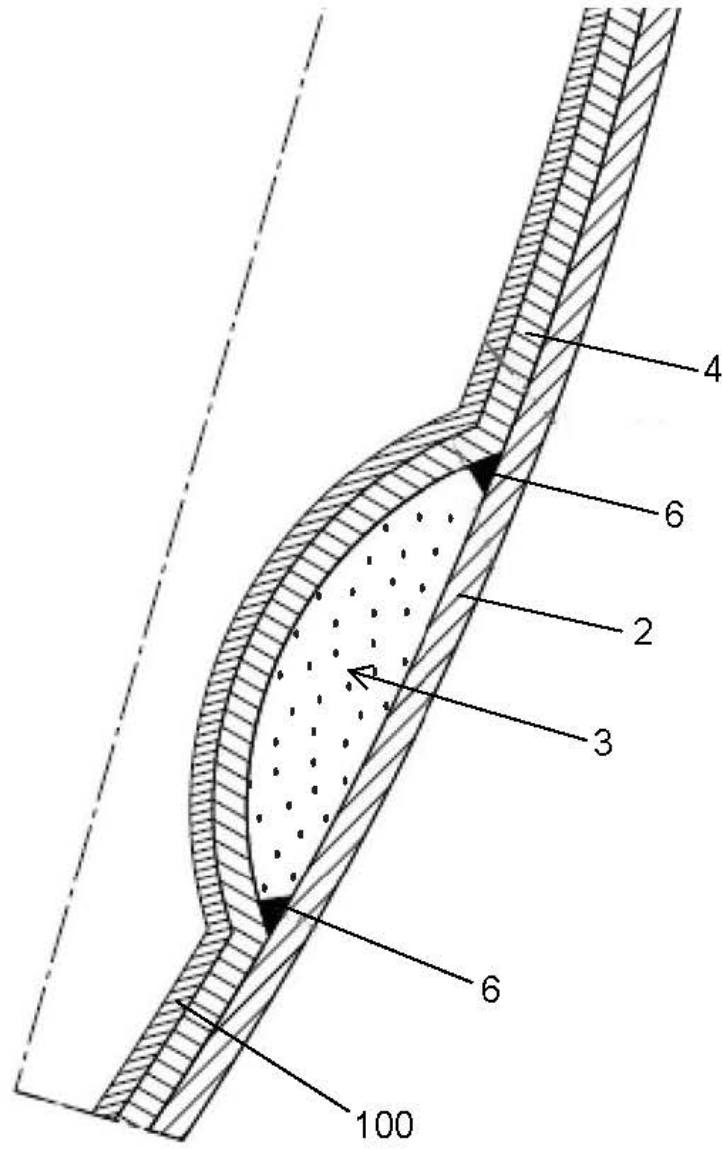


FIG. 7

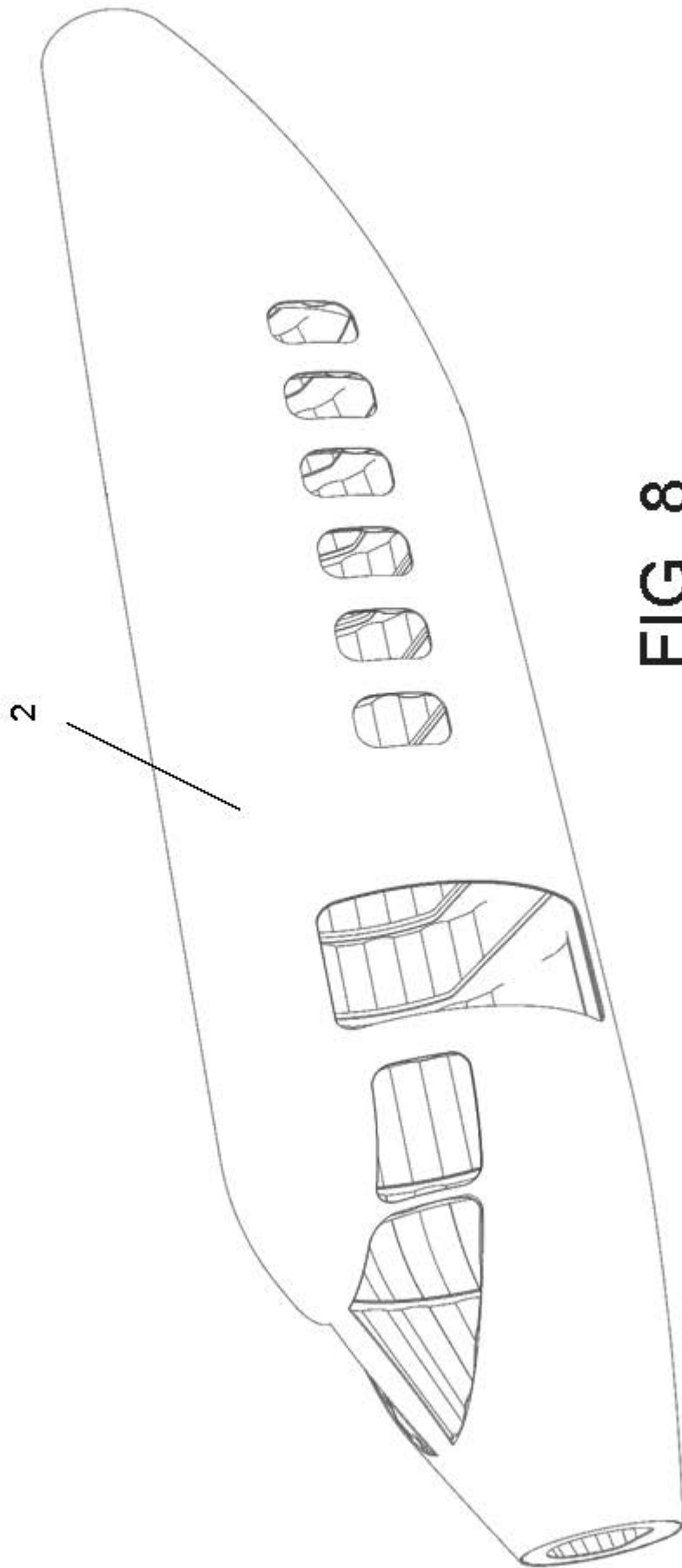


FIG. 8

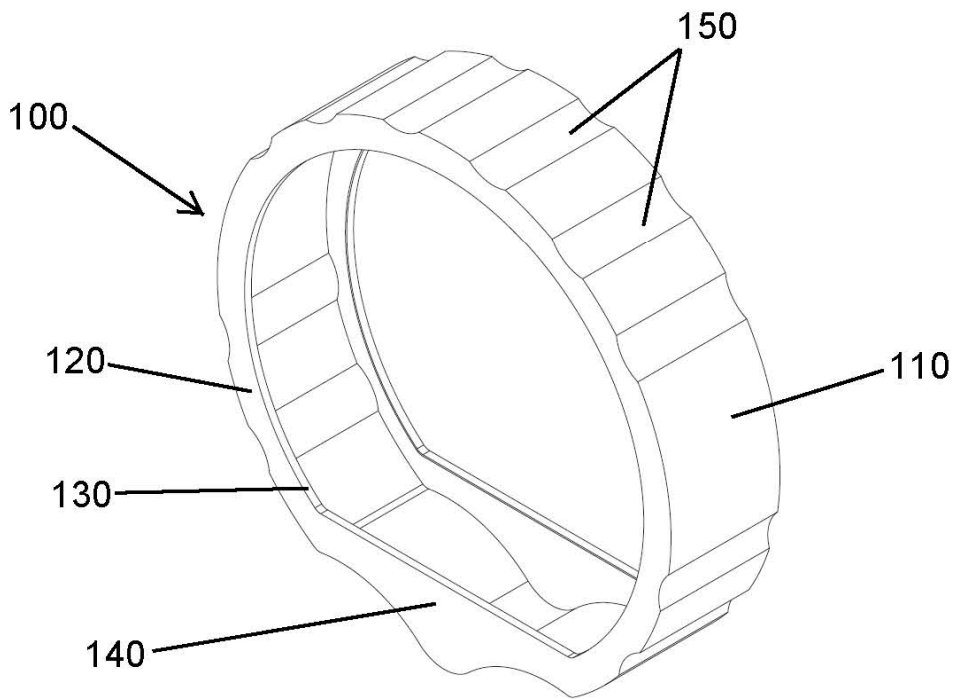


FIG. 9

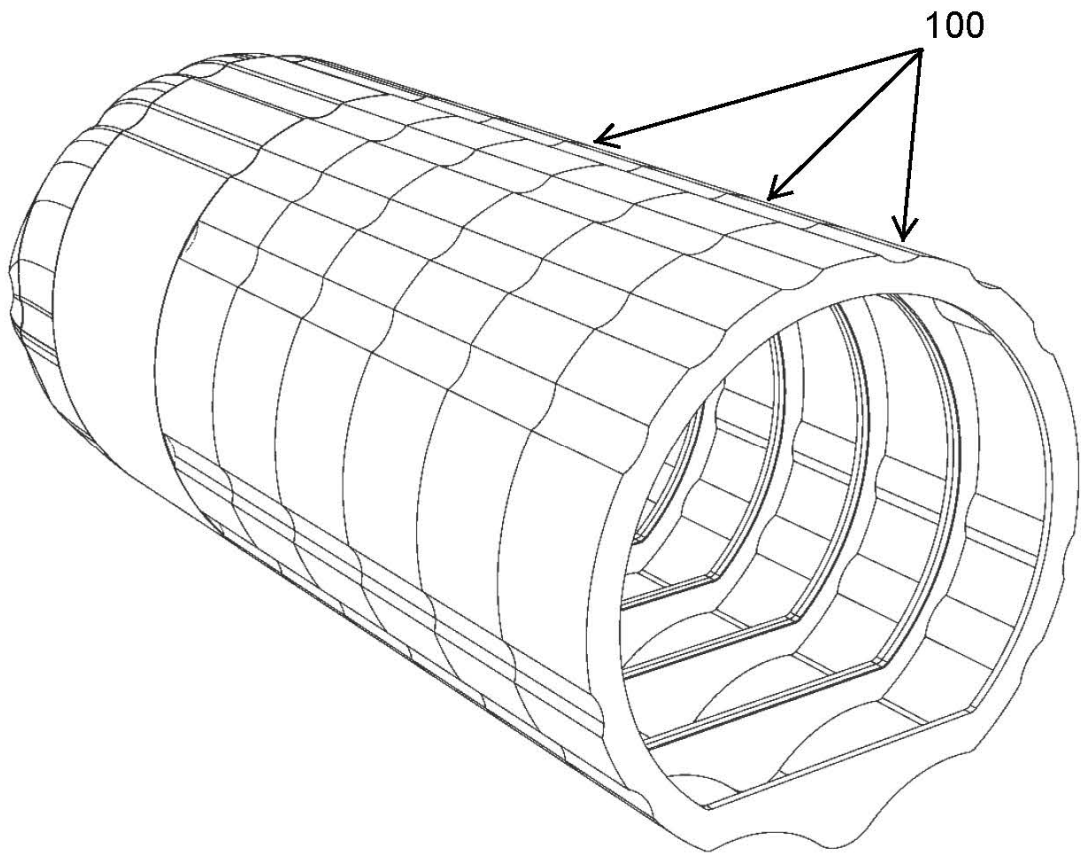


FIG. 10