

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 676 075**

21 Número de solicitud: 201631603

51 Int. Cl.:

B64C 1/00 (2006.01)

B29C 33/00 (2006.01)

12

SOLICITUD DE PATENTE

A1

22 Fecha de presentación:

16.12.2016

43 Fecha de publicación de la solicitud:

16.07.2018

56 Se remite a la solicitud internacional:

PCT/ES2017/070820

71 Solicitantes:

TORRES MARTINEZ, Manuel (100.0%)
Alhóndiga nº4-4ª 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 (1) de un material compuesto parcialmente curado y unir los componentes base (1) entre sí, aplicar un revestimiento (2) de material compuesto sobre los componentes base (1), y aplicar calor sobre el conjunto formado por los componentes base (1) 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 (1) cohesionados con el revestimiento (2), en donde los componentes base (1) 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.

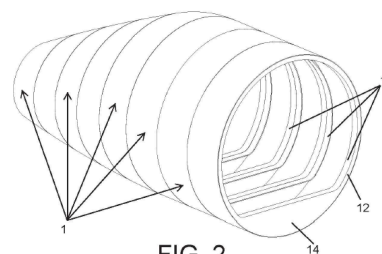


FIG. 2

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, de aplicación preferente a la fabricación de fuselajes aeronáuticos.

Estado de la técnica

15 La fabricación de componentes en material compuesto, principalmente a través de fibra de vidrio y fibra de carbono, es una tecnología con cada vez mayor demanda en sectores como el aeronáutico o el automovilístico, buscando componentes capaces de sustituir a los metales que ofrezcan propiedades equivalentes y una reducción de peso sobre éstos.

20 Sin embargo, la fabricación de dichos componentes en este tipo de material se realiza de forma muy manual, lo que implica además de un coste importante la posibilidad de que aparezcan errores y fallos debido al factor humano. En los últimos años se han desarrollado de forma notable las tecnologías de encintado automático, a través de cintas de material compuesto, que permiten aumentar la productividad y dar una mayor robustez a los procesos.

La fabricación de componentes en material compuesto hace un uso intensivo de moldes y superficies de precisión para poder situar el material compuesto en el molde, dado que el material compuesto no dispone de suficiente rigidez antes de llevar a cabo el proceso de curado, por lo que es necesario el empleo de un molde sobre el que el material se adapte. Los moldes deben soportar a su vez el trabajo a altas temperaturas durante los procesos de curado, por lo que los materiales empleados son en general de costes muy elevados.

Por otro lado, en el sector aeronáutico se está extendiendo el uso de material compuesto para la fabricación del fuselaje, debido al importante ahorro en peso que se consigue frente

a los diseños realizados en material metálico. La fabricación habitual de los fuselajes se realiza por secciones y componentes separados, fabricando las pieles, las cuadernas de refuerzo y los larguerillos de refuerzo por separado y en ocasiones en múltiples componentes, para concluir en una unión de los mismos a través de remaches
5 generalmente mecánicos, muchos de ellos incorporados de forma manual. Debido a las altas exigencias de la normativa aeronáutica, cada remache debe de ser estudiado de manera individual para poder certificar la seguridad de la aeronave, por lo que un número elevado de remaches puede implicar importantes sobrecostes en el proceso de fabricación pero también en el de certificación.

10

Más aún, cuando el fuselaje está realizado en material compuesto, los componentes metálicos del remache no pueden estar fabricados en titanio, metal habitual en la fabricación de estructuras ligeras, debido a la corrosión galvánica generada al contacto de ambos materiales, que lleva a la corrosión del titanio. Este hecho implica el empleo de remaches en
15 acero o aluminio, suponiendo un relevante aumento de peso en la aeronave, o bien a recubrimientos individuales sobre cada uno de los remaches introducidos.

15

A continuación se describen algunos documentos que muestran procedimientos de fabricación de estructuras de material compuesto para su empleo en fuselajes de
20 aeronaves, requiriendo todos ellos de moldes sobre los que se deposita el material compuesto, los cuales deben ser posteriormente retirados.

20

La patente 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
25 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 su extremos, obteniendo una estructura con al menos una zona de
30 unión relativamente crítica.

30

La patente 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
35 añaden a la piel a través de uniones.

35

La patente 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.

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

La patente 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 completo.

15

En la patente 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 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 necesario una solución que permita realizar estructuras monocasco de material compuesto, tal como el fuselaje de una aeronave, sin la necesidad de tener que emplear moldes o un gran número de remaches que encarezcan el coste de fabricación de la estructura.

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 a la estructura directamente obtenida de dicho procedimiento. La invención permite fabricar una estructura de material

35

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.

5

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

- emplear unos componentes base de un material compuesto parcialmente curado y unir
10 los componentes base entre sí,
- aplicar un revestimiento de material compuesto sobre los componentes base, y
- 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
15 los componentes base cohesionados con el revestimiento.

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
20 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 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.
25 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 de remaches metálicos para su unión estructural, con la consiguiente reducción de peso, tiempo y costes de fabricación que ello conlleva.

30 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%.

35

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%.

5

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%.

10

Adicionalmente, y previamente a aplicar el revestimiento, 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.

15

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.

20

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.

25

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

30

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.

35

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.

5 **Descripción de las figuras**

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

10 La figura 1b muestra una en perspectiva de dos componentes base antes de unirse.

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

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

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

20 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 una vista en perspectiva parcial de un conjunto de componentes base que disponen de unos larguerillos de refuerzo.

25

La figura 7 muestra un fuselaje aeronáutico completo formado por componentes base.

La figura 8 muestra un fuselaje aeronáutico en un proceso de encintado.

30 La figura 9 muestra un fuselaje aeronáutico obtenido mediante el procedimiento de la invención.

Descripción detallada de la invención

35 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 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 el ejemplo de la figura 9, no obstante se puede emplear para fabricar otro tipo de estructuras como por ejemplo estructuras monocasco del sector naval o de automoción (chasis de un vehículo, casco de un navío, submarino, etc.).

10

En la figura 1 se muestra un componente base (1) 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 (1) 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 (1) comprende un contorno exterior (11) que está configurado para recibir el revestimiento (2) de material compuesto, definiendo dicho contorno exterior (11) la geometría de la estructura reforzada monocasco finalmente obtenida. El contorno exterior (11) tiene dos extremos abiertos en cada uno de los cuales se ubica un ala (12) que proyecta transversalmente hacia el interior del componente base (1), estando el ala (12) destinada a establecer una unión con otros componentes base (1). Preferentemente el contorno exterior (11) del componente base (1) tiene una geometría cilíndrica, cónica o prismática hueca, de acuerdo a la geometría de la estructura monocasco a fabricar.

20

25

Adicionalmente, cada ala (12) tiene un pliegue (13) que proyecta longitudinalmente hacia el interior del componente base (1) según un plano paralelo al contorno exterior (11), aportando dicho pliegue (13) de una rigidez adicional al ala (12) del componente base (1). Asimismo, las alas (12) adicionalmente tienen una zona ensanchada (14) en la parte inferior del componente base (1), 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

Preferentemente los componentes base (1) están realizados en fibra de vidrio o fibra de

35

carbono, empleándose fibra unidireccional que se aplica en las direcciones optimas definidas por el diseño estructural del componente base (1). Según un ejemplo de la invención, los componentes base (1) 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 (1) 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 (1) de un material compuesto parcialmente curado. El curado parcial permite que el material compuesto de los componentes base (1) 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 (1) 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 (1).

Según otro ejemplo de realización de la invención se emplean componentes base (1) 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 (1).

Posteriormente, una vez que los componentes base (1) 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 (1) se unen axialmente entre sí quedando enfrentados por

sus alas (12). 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.

- 5 Adicionalmente, para aumentar la rigidez los componentes base (1) pueden disponer en su interior, en la cara opuesta al contorno exterior (11), de unas secciones longitudinales (15) a modo de larguerillos, tal y como se muestra en la figura 6.

El conjunto de componentes base (1) axialmente unidos genera la superficie sobre la que se
10 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, como se observa en la figura 8, se emplea un cabezal de encintado que aplica cintas o fibras de material compuesto sobre el contorno exterior (11) de los componentes base (1) según unas orientaciones definidas para lograr un
15 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.

Adicionalmente, previo a la aplicación del revestimiento (2), se recubre el contorno exterior
20 (11) de los componentes base (1) unidos con un material de relleno que permite obtener una geometría continua y sin cavidades o rebajes que dificulten el proceso posterior de aplicación del revestimiento (2), o que puedan empeorar las propiedades finales de la estructura finalmente obtenida.

25 Finalmente, los componentes base (1) axialmente unidos y recubiertos con el revestimiento (2) se curan completamente aplicando calor de manera que los componentes base (1) 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.

30 Así, cuando se fabrica el fuselaje de una aeronave, la unión del revestimiento (2) y el contorno exterior (11) de los componentes base (1) se corresponde con la piel del fuselaje, y la unión de las alas (12) de dos componentes base (1) consecutivos se corresponde con las cuadernas del fuselaje. El fuselaje generado no requiere de remaches para la unión de
35 diferentes tramos de fuselaje, ya que el fuselaje no se fabrica en tramos sino en una única

pieza, en donde la retención de los componentes base (1) 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 (1) se cohesionan con el revestimiento (2) en el proceso de curado, con lo que todo ello resulta en un fuselaje de un peso reducido.

5

De acuerdo al proceso descrito, la unión de dos componentes base (1) genera en su zona de unión una geometría equivalente a la de una cuaderna estructural. La unión de las alas (12) provenientes de cada uno de los dos componentes base (1) a unir genera el equivalente a un alma de perfil estructural, mientras que los pliegues (13) de cada una de los dos componentes base (1) 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 (13) de los componentes base (1), sobre los que se añade un anillo de refuerzo (3) que ofrece mayor consistencia a las uniones entre componentes base (1) y refuerza la cuaderna estructural generada en dicha unión.

15

20

25

30

35

REIVINDICACIONES

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

5

- emplear unos componentes base (1) de un material compuesto parcialmente curado y unir los componentes base (1) entre sí,
 - aplicar un revestimiento (2) de material compuesto sobre los componentes base (1), y
 - aplicar calor sobre el conjunto formado por los componentes base (1) recubiertos con el
- 10 estructura reforzada monocasco de material compuesto formada por el revestimiento (2) y los componentes base (1) cohesionados con el revestimiento (2).

2.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según la reivindicación 1, caracterizado por que se emplean componentes base (1) 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.

15

3.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según la reivindicación 1, caracterizado por que se emplean componentes base (1) 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.

20

4.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según la reivindicación 2 ó 3, caracterizado por que los componentes base (1) se curan parcialmente hasta conseguir un porcentaje de avance de la reacción de curado comprendido entre un 40% y un 80%.

25

5.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que el conjunto formado por los componentes base (1) recubiertos con el revestimiento (2) se curan completamente aplicando calor.

30

6.- Procedimiento de fabricación de estructuras reforzadas monocasco, según una

35

cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que previamente a aplicar el revestimiento (2) se aplica un material de relleno sobre los componentes base (1) unidos para obtener una superficie exterior uniforme de los componentes base (1).

5 7.- 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.

10 8.- Estructura reforzada monocasco obtenida mediante el procedimiento de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que comprende unos componentes base (1) 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 (11) con dos extremos abiertos y cada extremo abierto tiene un ala (12) que proyecta transversalmente hacia el interior del componente base (1).

15

9.- Estructura reforzada monocasco según la reivindicación anterior, caracterizada por que cada ala (12) tiene un pliegue (13) que proyecta longitudinalmente hacia el interior del componente base (1) según un plano paralelo al contorno exterior (11).

20 10.- Estructura reforzada monocasco según la reivindicación 8 ó 9, caracterizada por que cada ala (12) tiene una zona ensanchada (14) en la parte inferior del componente base (1).

25 11.- Estructura reforzada monocasco según la reivindicación 9 ó 10, caracterizada por que sobre los pliegues (13) de cada dos componentes base (1) consecutivamente unidos se dispone un anillo de refuerzo (3).

30

35

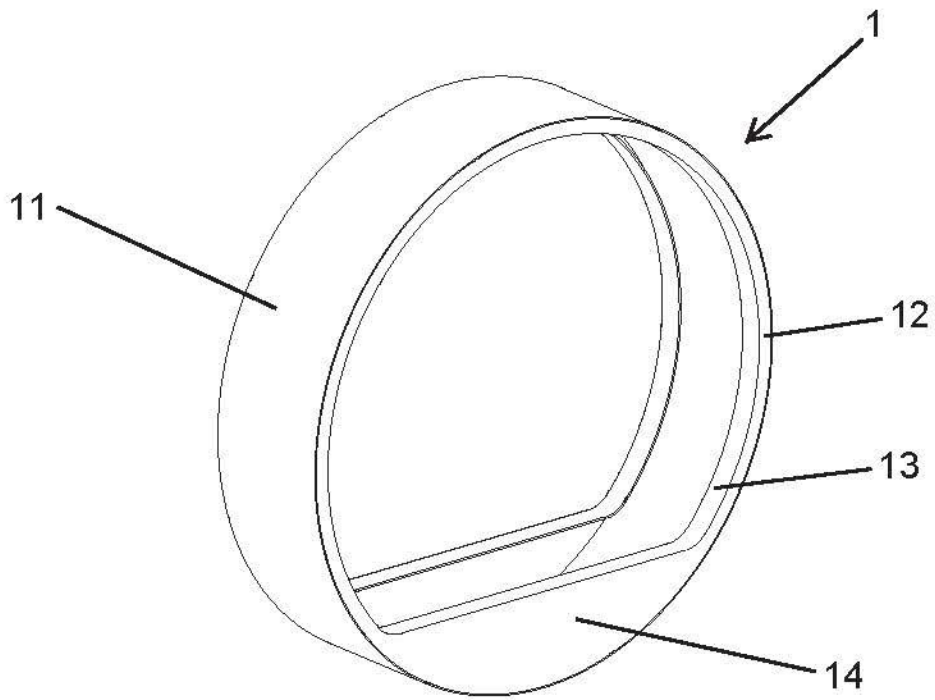


FIG. 1

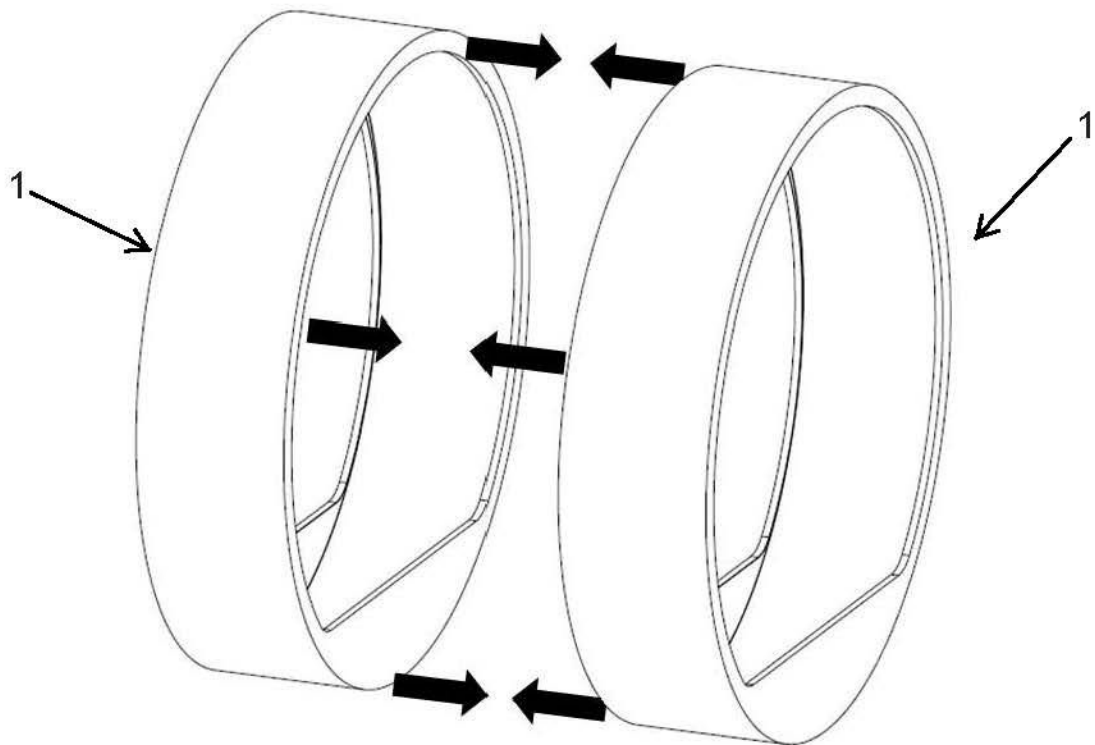


FIG. 1B

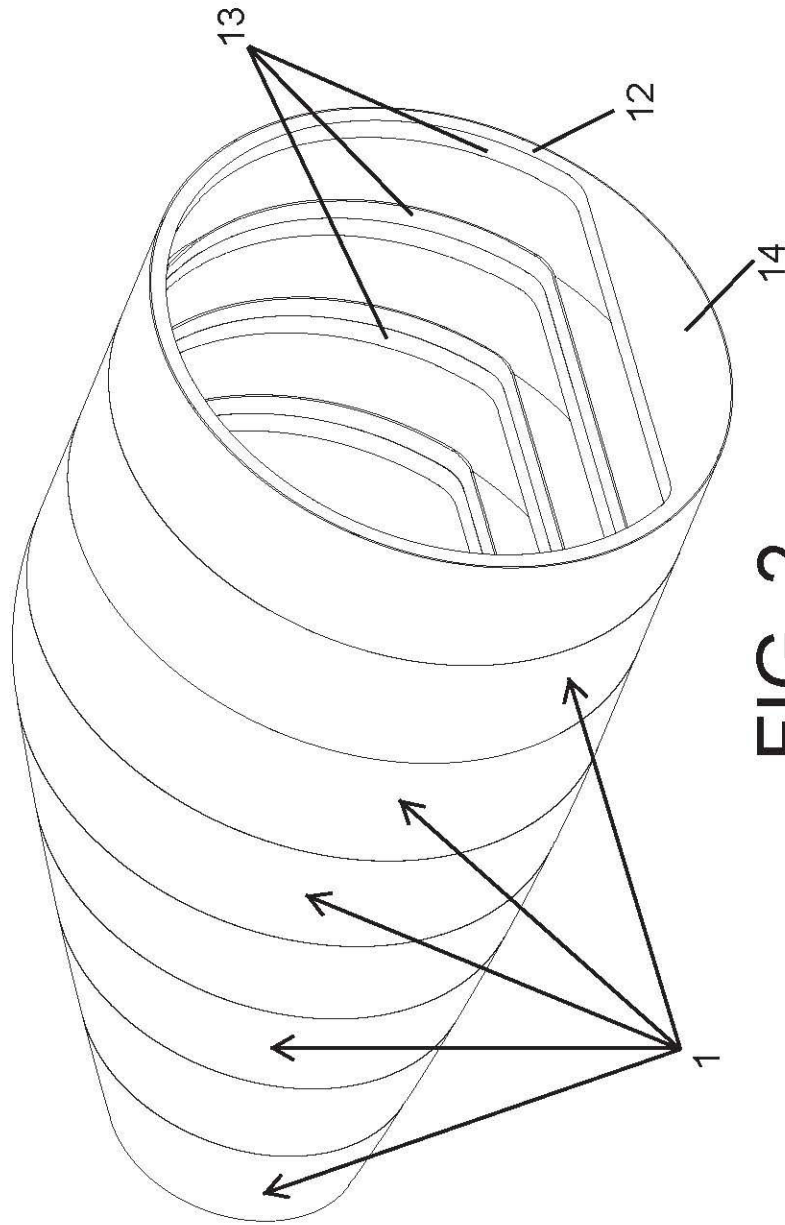


FIG. 2

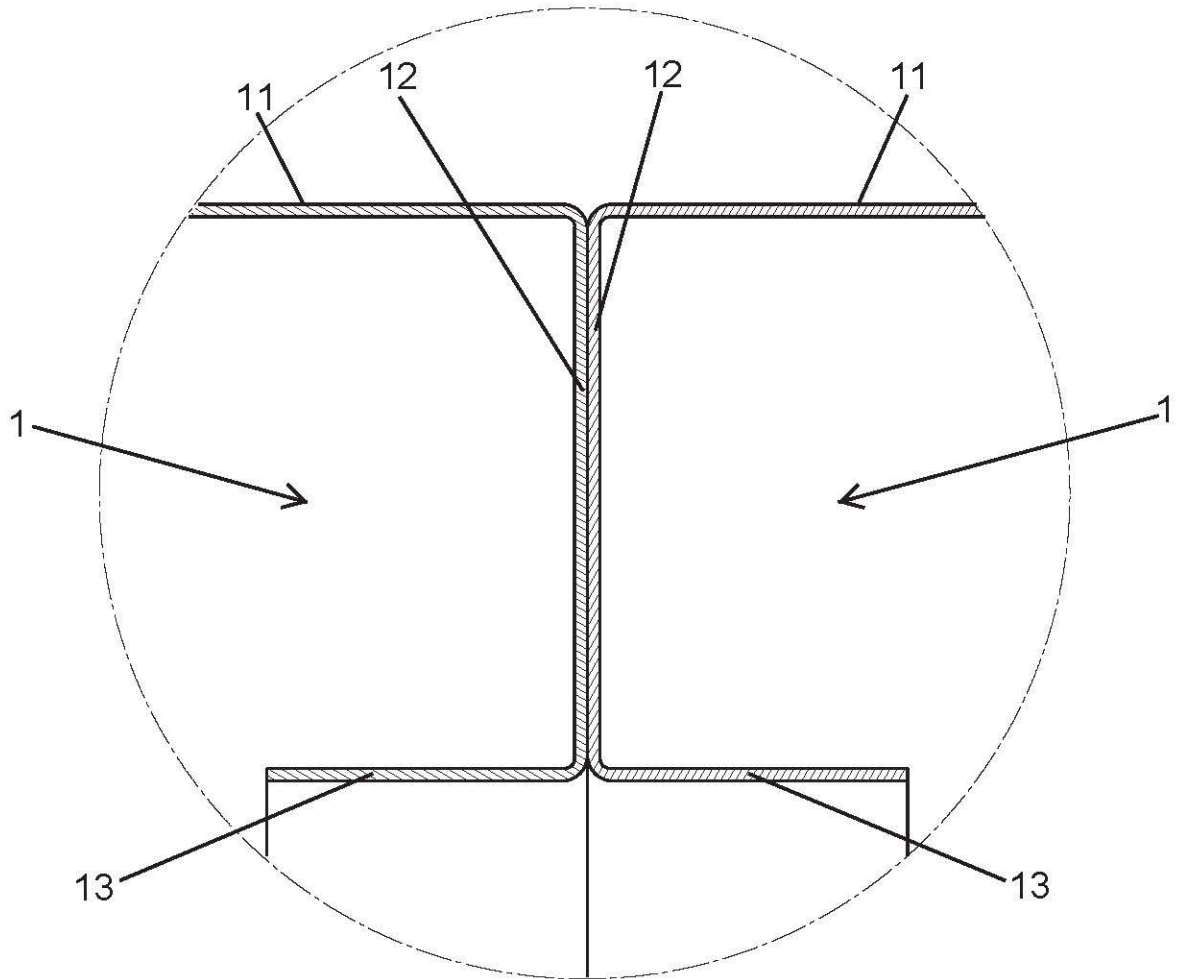


FIG. 3

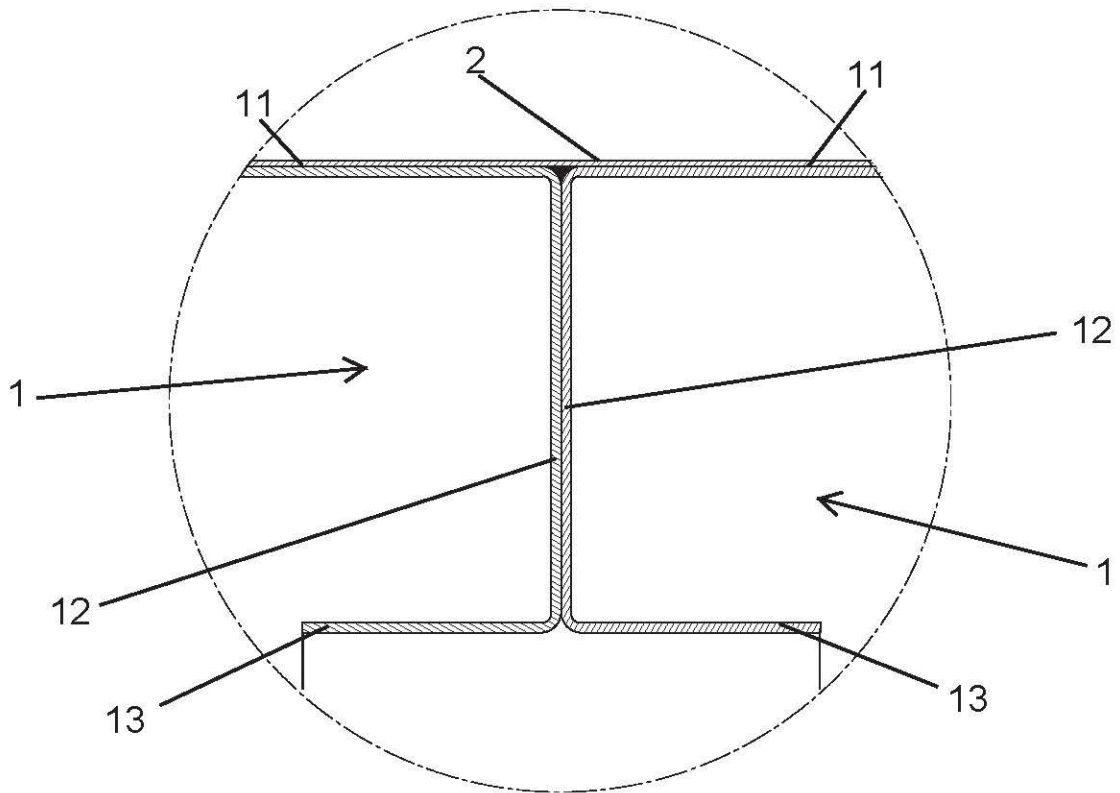


FIG. 4

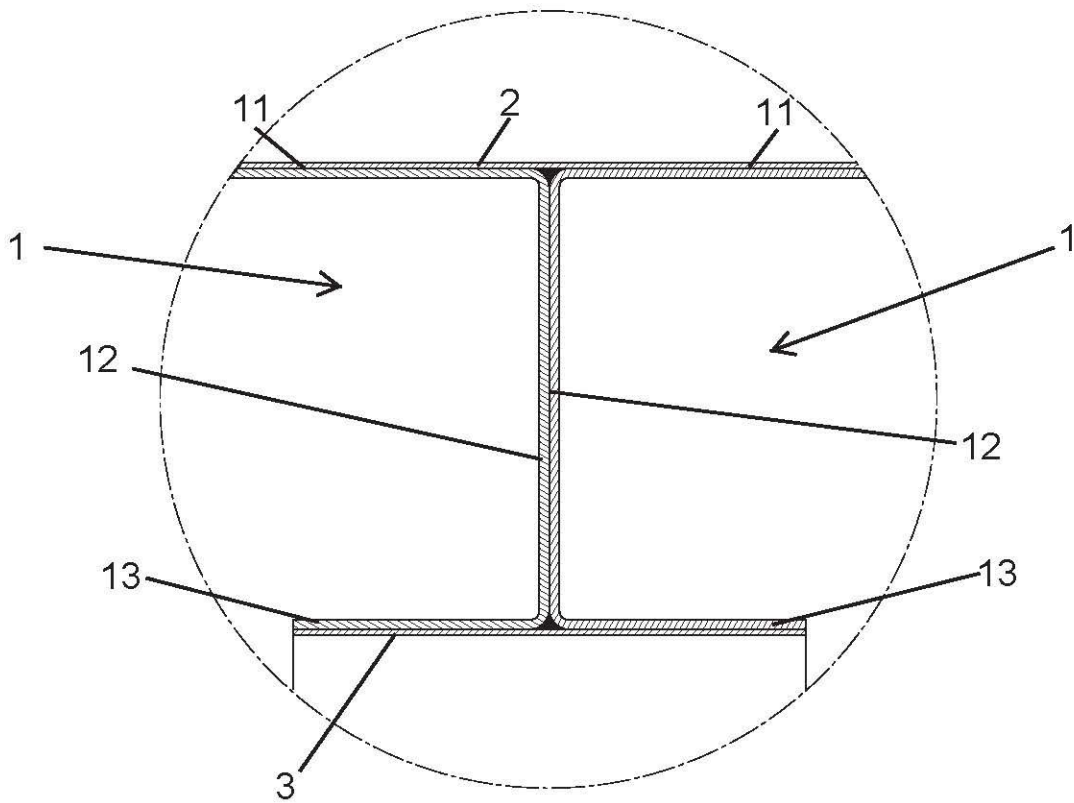
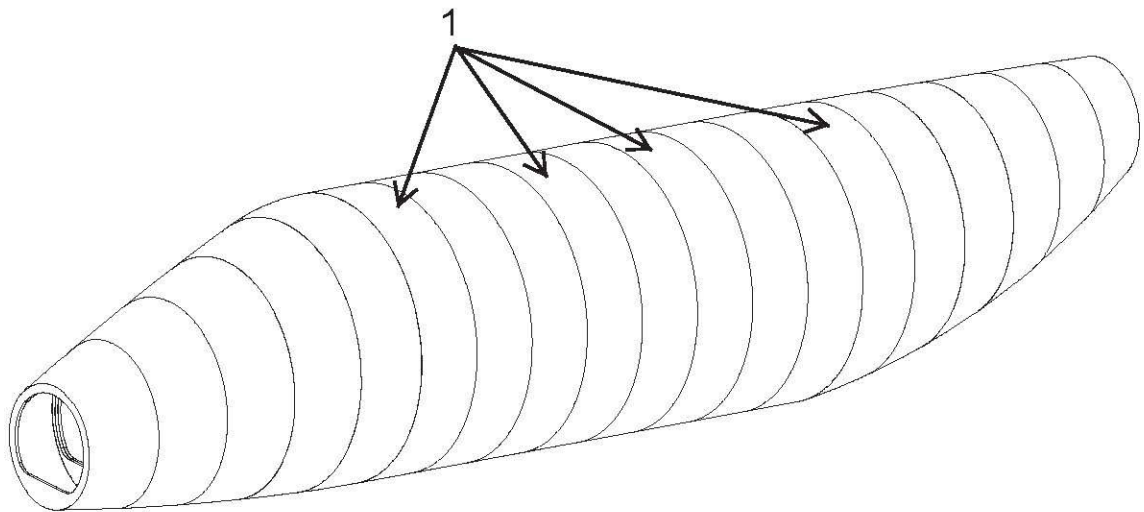
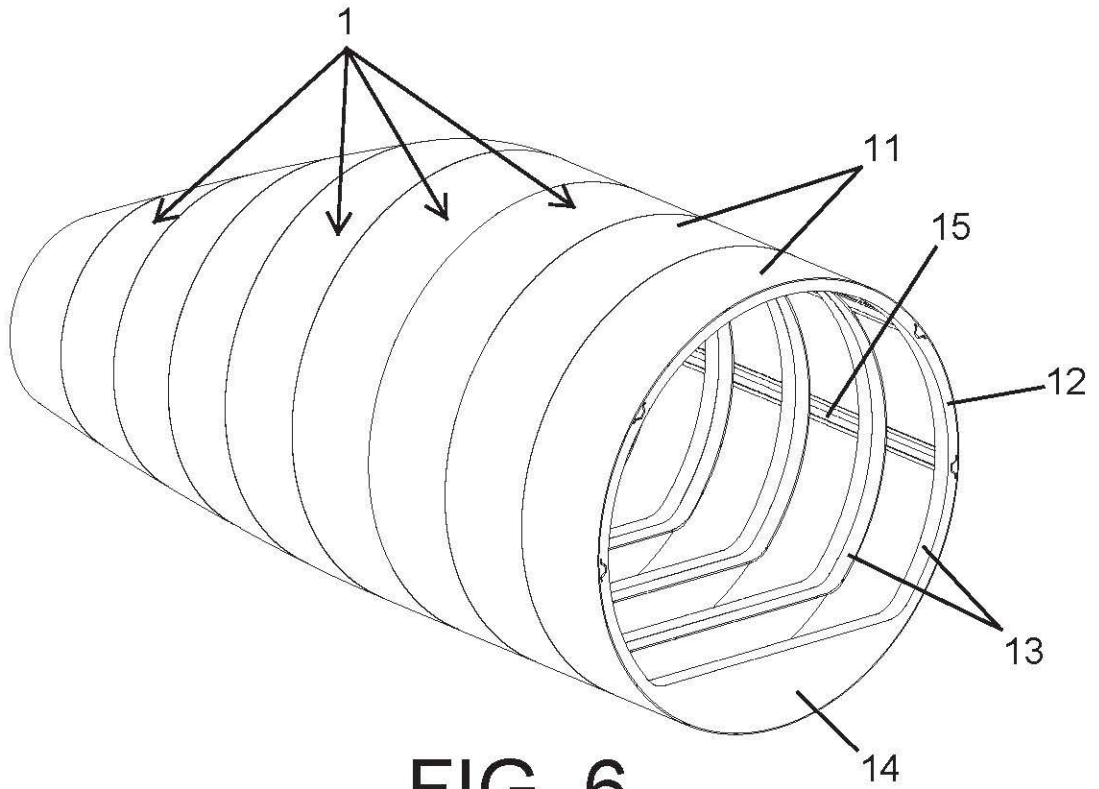


FIG. 5



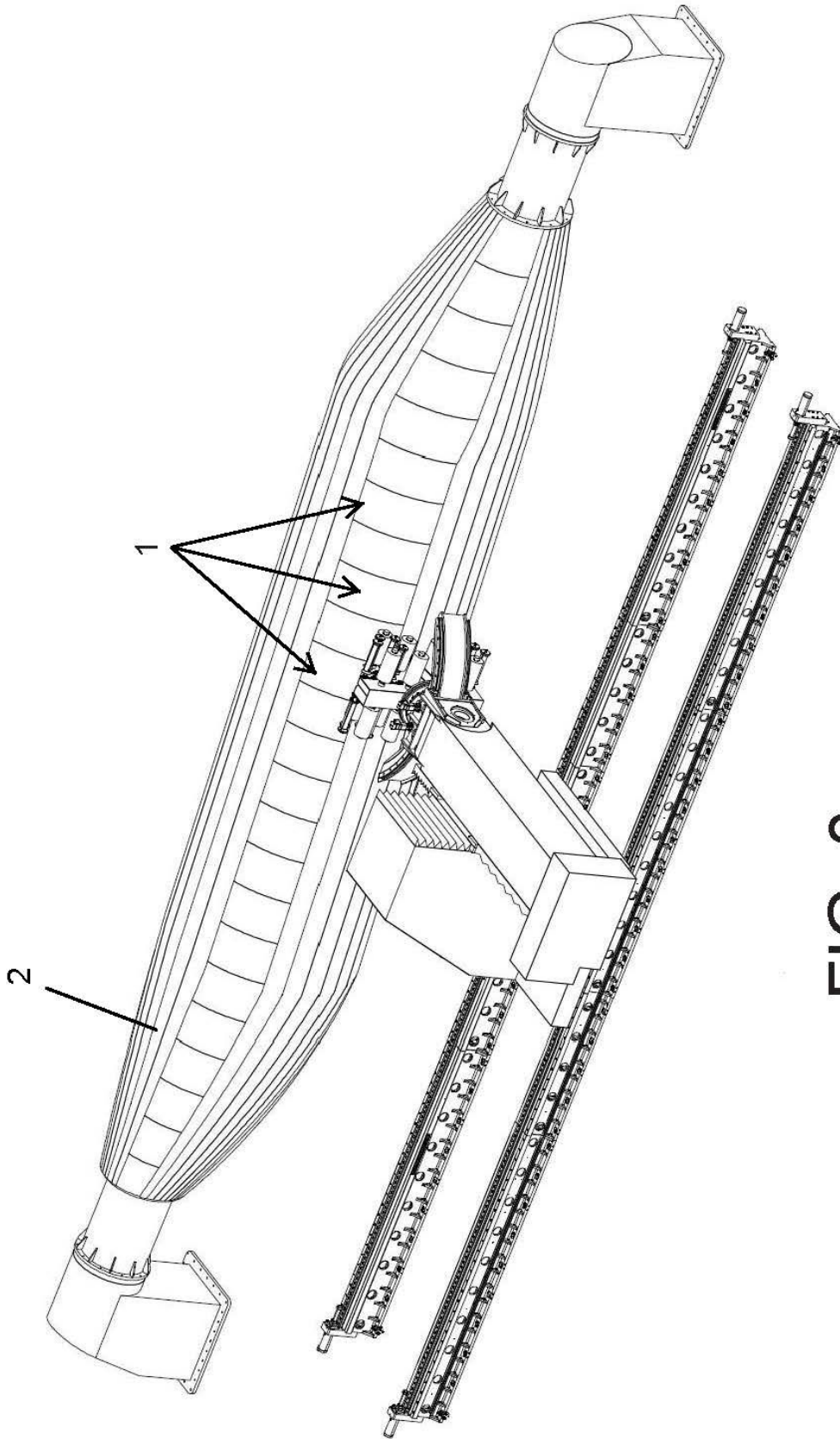


FIG. 8

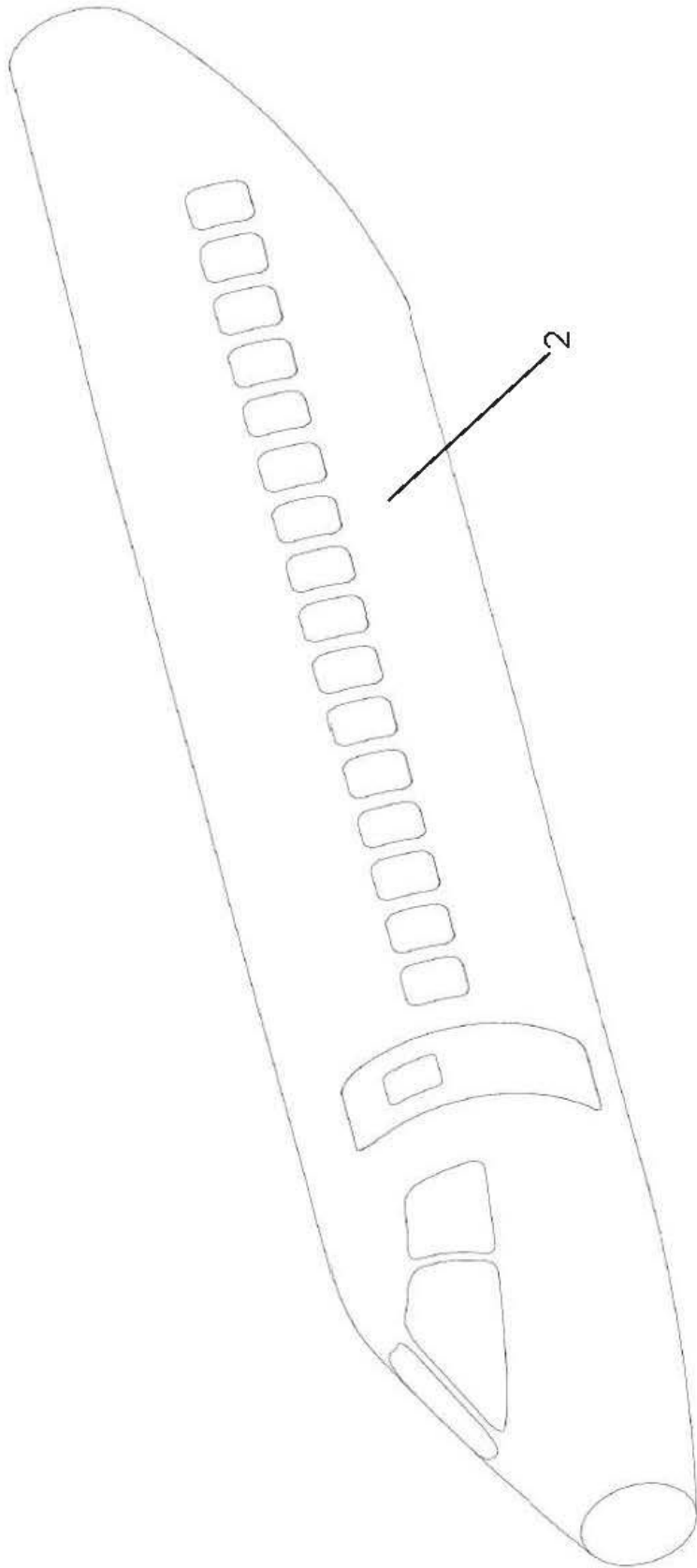


FIG. 9