(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 654 418**

(51) Int. Cl.:

B29C 65/48	(2006.01)
B29C 65/60	(2006.01)
B29C 65/50	(2006.01)
B29C 65/72	(2006.01)
B64C 3/26	(2006.01)
B64C 3/18	(2006.01)
B29L 31/30	(2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(86) Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **10.06.2015** **PCT/EP2015/062889**

(87) Fecha y número de publicación internacional: **17.12.2015** **WO15189242**

(96) Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **10.06.2015** **E 15728499 (3)**

(97) Fecha y número de publicación de la concesión europea: **04.10.2017** **EP 3041664**

(54) Título: **Procedimiento para el ensamble de un conjunto de piezas compuestas y conjunto obtenido mediante dicho procedimiento**

(30) Prioridad:

10.06.2014 FR 1455249

(45) Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
13.02.2018

(73) Titular/es:

DAHER AEROSPACE (100.0%)
23 Route de Tours
41400 Saint Julien De Chedon, FR

(72) Inventor/es:

BAILLY, DOMINIQUE;
BLANCHEGORGE, CÉDRIC y
MINARD, ELRIC

(74) Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 654 418 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Procedimiento para el ensamble de un conjunto de piezas compuestas y conjunto obtenido mediante dicho procedimiento

La invención se refiere a un procedimiento para el ensamble de un conjunto de piezas compuestas y a un conjunto estructural obtenido mediante dicho procedimiento. La invención está destinada más particularmente a una aplicación aeronáutica, en concreto a la fabricación de un ala para un avión.

El documento WO 2013/038012 describe un método para el ensamble de una estructura en cajón, cuyo método utiliza un ensamble mediante pegado. Este método de ensamble, denominado sin fijación, proporciona una completa satisfacción y permite en concreto ganar en productividad frente a las soluciones de la técnica anterior que utilizan principalmente el remachado. Este tipo de ensamble, mediante pegado, permite a la estructura ensamblada de este modo distribuir los esfuerzos de servicio a los que está sometida. Por ejemplo, cuando este ensamble se utiliza para la formación de un cajón de ala sometido a solicitaciones de torsión, las interfaces pegadas de este modo permiten distribuir los esfuerzos entre el revestimiento y la subestructura en condiciones nominales de funcionamiento. Sin embargo, para una aplicación aeronáutica, la estructura debe ser tolerante a los daños, y en tal configuración, una interfaz pegada, cuando se degrada, ya no es capaz de transmitir los esfuerzos según una cizalladura paralela a esta interfaz, y no ofrece una vía alternativa a la propagación del flujo de esfuerzo. Asimismo, según la técnica anterior, los conjuntos vitales para la seguridad del avión, tales como el cajón de ala, siguen estando ensamblados mediante remachado, incluso si las piezas elementales que los forman están constituidas de materiales compuestos. Además del efecto desfavorable sobre el peso del conjunto obtenido de esta forma, la colocación de fijaciones conduce a numerosos inconvenientes en términos de productividad y en riesgo de rechazo. De este modo, la colocación de cada fijación debe ser objeto de un taladrado, realizado mientras las piezas elementales son pre-ensambladas, de una colocación, de un control y, según el caso, de una protección frente a riesgos de formación de chispas si se encuentra en una zona que contiene combustible. Cada una de estas operaciones es susceptible de generar un fallo, y en una estructura tal como un cajón de ala, se colocan varios millares de fijaciones, sabiendo que la colocación de estas fijaciones debe ser realizada sin tener acceso más que a un lado del revestimiento, en la que no se dispone más que de un acceso reducido en la otra cara, debido al cierre, por dicho revestimiento, de la estructura en forma de cajón.

El documento EP 2 703 283 describe una estructura compuesta de ala de avión ensamblada mediante encolado.

El documento FR 2 576 279 describe la estructura de un ala fabricada de un material compuesto y que comprende una conexión de un larguero a los revestimientos que constituyen las superficies aerodinámicas, mediante escuadras.

El documento US 5 847 375 describe un procedimiento para el ensamble de una estructura de refuerzo fabricada de un material compuesto de matriz termoplástica, mediante soldadura.

La invención se dirige a resolver los inconvenientes de la técnica anterior y se refiere a este fin a un procedimiento para el ensamble de una estructura de cajón que comprende piezas elementales, ensambladas según una subestructura de refuerzos y revestimientos, estando la subestructura y los revestimientos fabricados de un material compuesto de matriz de polímero, cuyo procedimiento comprende las etapas de:

a. dimensionar la estructura en forma de cajón en función de las solicitaciones sufridas y para un ensamble mediante pegado de dicha estructura;

b. obtener un mapa de las solicitaciones de la estructura y definir un primer umbral de solicitación en función de una probabilidad de daño de la estructura;

c. ensamblar la subestructura y los revestimientos mediante pegado;

d. en las zonas de la estructura de cajón ensamblada en las que se alcanza el primer umbral de solicitación, aplicar una contra-estratificación que recubre las piezas elementales ensambladas.

En todo el texto, el término "zona" designa una porción alveolar de la estructura en forma de cajón, porción delimitada por los revestimientos y los refuerzos.

De este modo, dicha contra estratificación permite crear un conjunto entre el revestimiento y varios refuerzos y ofrece un camino alternativo para el drenaje de las fuerzas entre dichos refuerzos en caso de fallo en la unión mediante pegado, sin presentar los inconvenientes de las fijaciones pasantes en términos de peso, de concentración de tensiones y de riesgo para estanqueidad y de formación de chispas.

La invención se implementa ventajosamente de acuerdo con los modos de realización que se describen a continuación, que deben ser considerados individualmente o en cualquier combinación que funcione técnicamente.

Ventajosamente, el procedimiento objeto de la invención comprende etapas que consisten en:

e. determinar sobre el mapa obtenido en la etapa b) las zonas sometidas a un segundo umbral de solicitación, mayor que el primer umbral, en función de la probabilidad de daño a la estructura ensamblada;

f. en las zonas de la estructura ensamblada en las que se alcanza el segundo umbral, introducir fijaciones pasantes entre las piezas elementales ensambladas.

De este modo, dichas fijaciones proporcionan una seguridad adicional, pero su utilización queda limitada a las zonas sometidas a grandes solicitaciones o que requieren una tolerancia a los daños en condiciones severas.

Ventajosamente, la operación de contra-estratificación de una zona comprende la colocación de una capa pre-impregnada sobre la cara del revestimiento pegada sobre los refuerzos de la subestructura, cuya capa cubre una porción del revestimiento y una porción de las bases de los refuerzos en dicha zona. Por lo tanto, la superficie de la capa es sustancialmente la de la zona considerada y el peso agregado se reduce. La contra-estratificación coopera con la unión entre las bases de los refuerzos y el revestimiento, para drenar el flujo de esfuerzos. La ausencia de fijaciones permite utilizar dicha zona como depósito de combustible llevando a cabo el tratamiento específico de las fijaciones con respecto a la estanqueidad y el riesgo de formación de chispas.

La invención se refiere asimismo a un ala para un avión, cuya estructura de cajón se obtiene mediante el procedimiento objeto de la invención según una cualquiera de sus modos de realización, comprendiendo el cajón una porción central de conexión con el fuselaje, y que comprende zonas de contra estratificación en los extremos. De este modo, el refuerzo en contra-estratificación de las zonas en los extremos del ala permite reforzar la resistencia de la estructura en forma de cajón al inicio de la separación entre el revestimiento y los refuerzos.

Ventajosamente, el ala objeto de la invención comprende una zona ensamblada mediante fijaciones en la porción central. Por lo tanto, esta zona, que es la más cargada y la más expuesta a daños, está reforzada más particularmente.

Según un modo de realización particular, el ala objeto de la invención comprende una zona ensamblada mediante fijaciones en los extremos de la estructura en forma de cajón. De este modo, esta zona está reforzada de manera suplementaria en función de las solicitaciones a las que está sometida.

Según este último modo de realización, el ala objeto de la invención comprende una zona ensamblada únicamente mediante pegado entre la porción central y las zonas de extremos de la estructura en forma de cajón. Dichas zonas que no comprenden ninguna fijación están destinadas más particularmente al almacenaje del combustible.

La invención se refiere asimismo a un avión que comprende un cajón de un ala según uno cualquiera de los modos de realización que se describen a continuación. La utilización de dicha ala permite reducir a la vez: el peso, el coste y el tiempo de fabricación de dicho avión.

La invención se describe a continuación según modos de realización preferidos, en absoluto limitativos, y haciendo referencia a las figuras 1 a 4, en las cuales:

- la figura 1 muestra según una vista en perspectiva un ejemplo de realización de un ala según la invención;

- la figura 2 representa, según una vista en perspectiva, el ala de la figura 1 cuya cara extradós ha sido retirada en una semi-ala;

- la figura 3 es una vista de detalle según Z, indicado en la figura 2 del ala según este ejemplo de realización;

- y la figura 4 es una vista de detalle según Y, indicado en la figura 2, del extremo del ala según un ejemplo de realización del ala objeto de la invención.

La figura 1, según un ejemplo de realización del ala (100) objeto de la invención comprende una porción (110) llamada central, cuya porción realiza la unión entre dicha ala y el fuselaje del avión (no representado). A cada lado de esta estructura central, se extienden las alas (120). Cada ala comprende una cara (121) intradós y una cara extradós (122) recubierta por un revestimiento. A título de ejemplo no limitativo, dicha ala tiene una longitud de 14 metros para una anchura máxima de aproximadamente 2 metros en el implante.

La figura 2, dichas caras intradós (121, 122) y extradós están constituidas por paneles de revestimiento de material compuesto que están fijadas sobre una estructura en cajón que comprende refuerzos, dichos largueros (230) y refuerzos, dichas nervaduras (240), de manera que estos refuerzos constituyen, con los revestimientos, una estructura en cajón que comprende alveolos. El término “revestimiento” se aplica a una pieza elemental cuyo espesor es inferior a 30 veces la menor del resto de las dimensiones. Desde un punto de vista mecánico, dicho revestimiento es comparable a un armazón, siendo un refuerzo (230, 240) comparable a una barra. Según este ejemplo de realización, tanto los refuerzos como los revestimientos están fabricados de un material compuesto laminado que comprende fibras continuas en una matriz polimérica. A título de ejemplo no limitativo se trata de fibras de carbono en una matriz termoestable tal como una resina epoxi o una matriz termoplástica constituida de

polieteretercetona (PEEK), de polisulfuro de fenileno (PPS) o polieterimida (PEI). Dependiendo de su naturaleza, los largueros y las nervaduras se ensamblan juntos mediante curado conjunto, soldadura, encolado o incluso mediante fijaciones, siendo accesibles las interfaces de montaje de esta estructura de rejilla antes de la instalación de los revestimientos. Los revestimientos se unen a los refuerzos según un proceso de pegado tal como el descrito en el documento WO 2013/038012.

La figura 3, de acuerdo con una realización a modo de ejemplo, el conjunto del revestimiento (321) que constituye el intradós con las bases de los refuerzos (230, 240) en una zona central del ala comprende una contra-estratificación (350) que se extiende entre dicha base del refuerzo y el revestimiento (321). A modo de ejemplo no limitativo, la contra-estratificación (350), comprende dos capas de fibras de carbono pre-impregnadas. Dicha contra-estratificación (350) se instala después del pegado del revestimiento sobre los refuerzos. Ventajosamente, se polimeriza al mismo tiempo que el pegado del pegamento.

La figura 4, según un ejemplo de realización, el extremo (Y) de la banda, comprende a la vez una contra-estratificación (350), representada en este documento entre un refuerzo y el intradós del revestimiento (321), y una unión mediante fijaciones (450) pasantes entre los refuerzos y los revestimientos, en este documento el panel extradós (no representado). El mismo tipo de ensamble combinado se utiliza en las zonas cargadas de la porción central. Según ejemplos de realización no limitativos, dichas fijaciones son remaches con espiga de tracción y un anillo de engarce conocido bajo el nombre comercial de LGP, o una fijación ciega con perno. De manera preferencial, dichas fijaciones están fabricadas de una aleación de titanio.

El mismo tipo de ensamble que combina, o no, fijaciones y contra-estratificación se utiliza en la parte central (Z) del ala, parte altamente cargada y expuesta, debido al hecho de la proximidad de la caja del tren del avión.

Volviendo a la figura 2, según este ejemplo de realización, las zonas comprendidas en la porción intermedia (X) entre la porción central (Z) y el extremo (Y) se ensamblan únicamente mediante pegado de los revestimientos sobre los refuerzos.

Le elección del modo de ensamble según la zona considerada se deduce de una simulación numérica de las solicitaciones sufridas por el ala en casos de carga determinados, simulación llevada a cabo por ejemplo por medio de un software de cálculo por elementos finitos. Las zonas sometidas a solicitaciones superiores a un primer umbral son reforzadas mediante una contra estratificación y las zonas que superan un segundo umbral de solicitación son reforzadas mediante la colocación de fijaciones entre el revestimiento y los refuerzos correspondientes. En el ejemplo de aplicación del procedimiento objeto de la invención a la fabricación de un ala de avión, las zonas que están particularmente cargadas están situadas en la porción de conexión con el fuselaje y sobre la nervadura extrema que cierra el extremo del ala y asegura la unión con el alerón, o “winglet” del extremo del ala.

En comparación con las soluciones totalmente remachadas de la técnica anterior, el procedimiento objeto de la invención permite dividir por un factor entre 10 y 100 el número de fijaciones colocadas, con el mismo rendimiento mecánico, para dicha ala.

El procedimiento objeto de la invención está particularmente adaptado para la fabricación de un ala de avión, sin embargo, el experto adapta fácilmente los principios a otras aplicaciones que comprenden restricciones de utilización similares.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento para el ensamble de una estructura (100) de forma de cajón que comprende piezas elementales (230, 240, 321) ensambladas según una subestructura de refuerzos (230, 240), y revestimientos (321), estando la subestructura y los revestimientos fabricados de un material compuesto de matriz polimérica, cuyo procedimiento comprende las etapas de:

a. dimensionar la estructura en forma de cajón en función de las solicitaciones sufridas y para un ensamble mediante pegado;

b. obtener un mapa de las solicitaciones de dicha estructura y definir un primer umbral de solicitación en función de una probabilidad de daño de la estructura;

c. ensamblar la subestructura y los revestimientos mediante pegado; caracterizado por que comprende asimismo la etapa que consiste en:

d. en las zonas de la estructura en forma de cajón ensamblada en las que se alcanza el primer umbral de solicitación, aplicar una contra-estratificación (350) que recubre las piezas elementales ensambladas.

2. Procedimiento según la reivindicación 1, que comprende las etapas que consisten en:

e. determinar sobre el mapa obtenido en la etapa b) las zonas sometidas a un segundo umbral de solicitación, mayor que el primer umbral, en función de la probabilidad de daño a la estructura ensamblada;

f. en las zonas de la estructura ensamblada en las que se alcanza el segundo umbral, introducir fijaciones (450) pasantes entre las piezas elementales ensambladas.

3. Procedimiento según la reivindicación 1, en el que la operación de contra-estratificación de una zona comprende colocar una capa pre-impregnada sobre la superficie del revestimiento (321), pegada a los refuerzos (20, 240) de la subestructura, en el que la capa (350) cubre una porción del revestimiento y una porción de las bases de los refuerzos en dicha zona.

4. Ala (100) para un avión, que comprende una estructura en forma de cajón, cuyo cajón se obtiene mediante un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 2, comprendiendo dicha ala una porción central (110) conectada al fuselaje y zonas de contra-estratificación (350) en los extremos (Y) de dicha estructura en forma de cajón.

5. Ala según la reivindicación 4, que comprende una zona ensamblada mediante fijaciones (450) en la porción central.

6. Ala según la reivindicación 5 que comprende una zona ensamblada mediante fijaciones (450) en los extremos de la estructura en forma de cajón.

7. Ala según la reivindicación 6, que comprende una zona ensamblada únicamente mediante pegado entre la porción central y las zonas extremas.

8. Avión que comprende un ala (100) según la reivindicación 4.

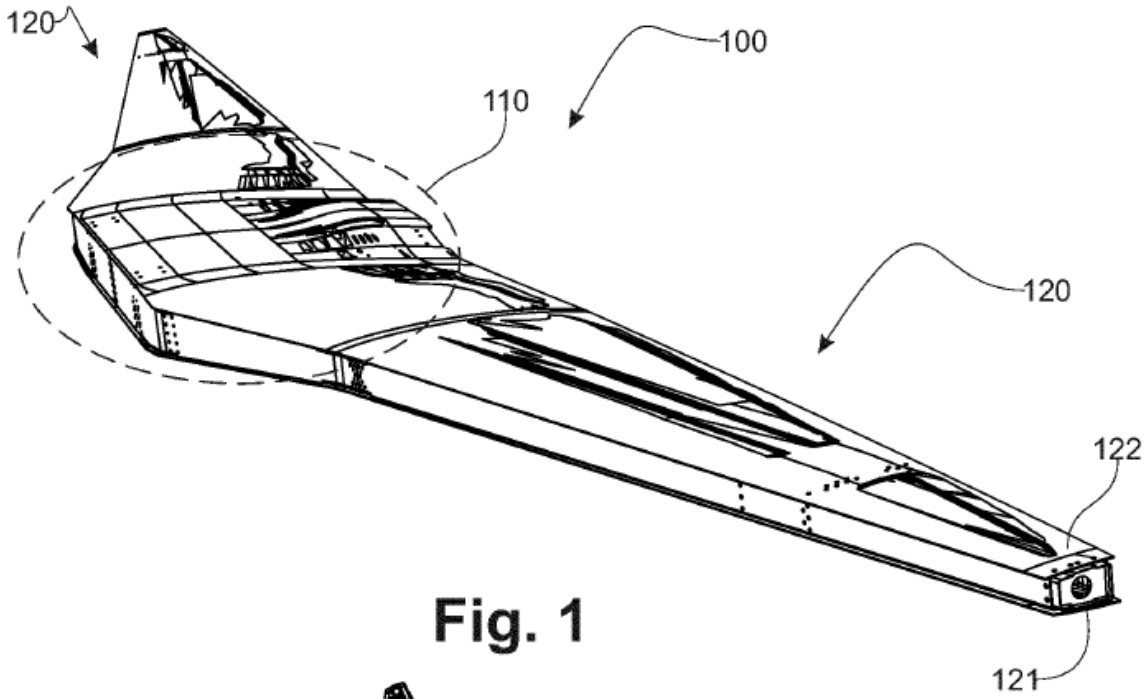

Fig. 1

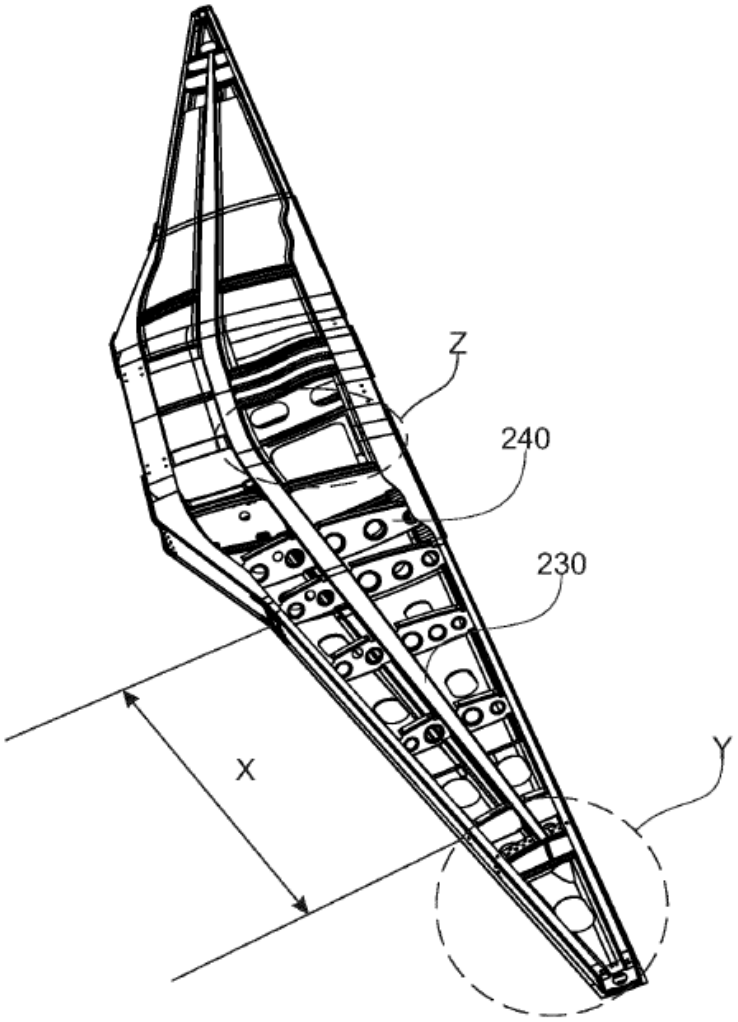

Fig. 2

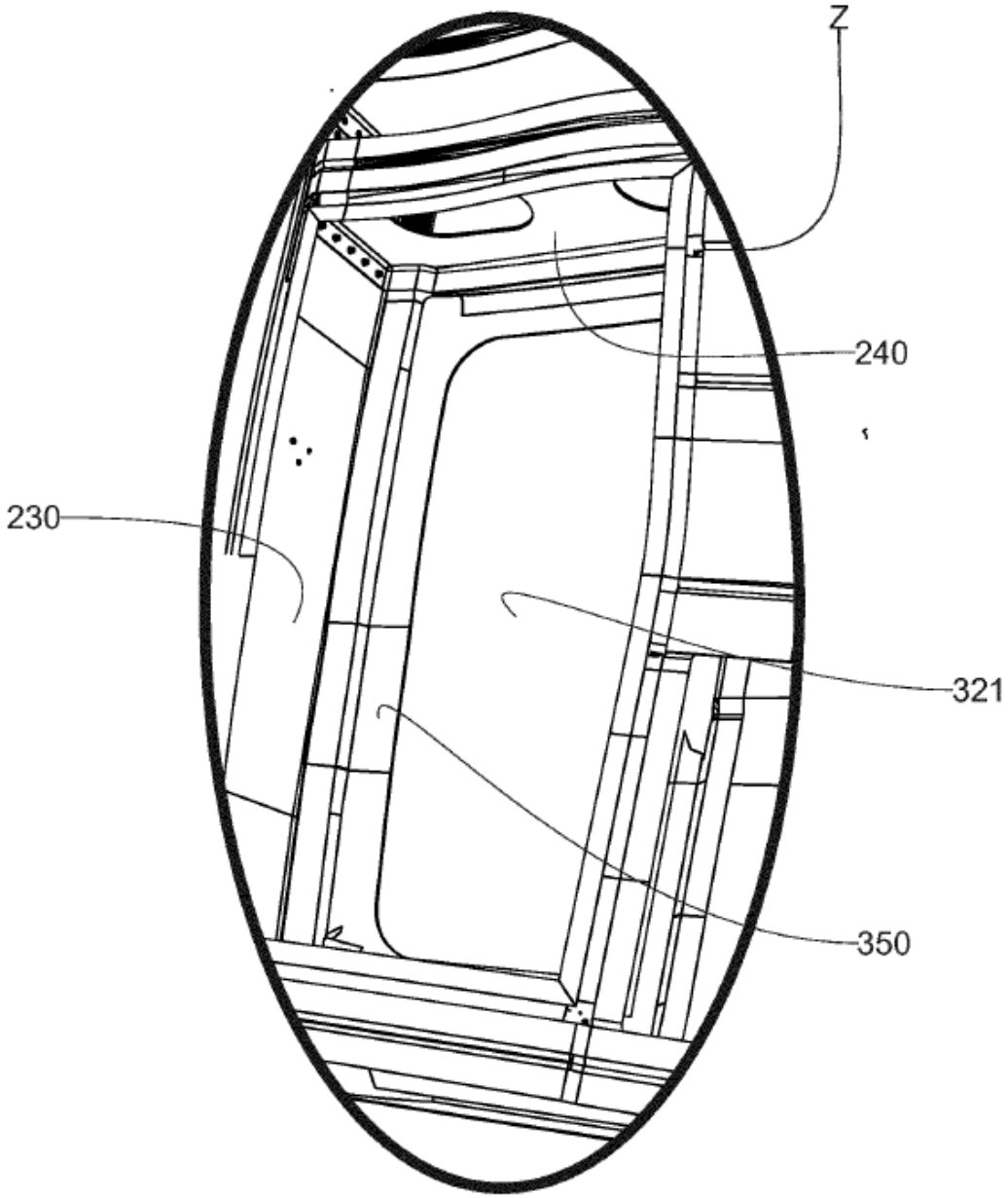

Fig. 3

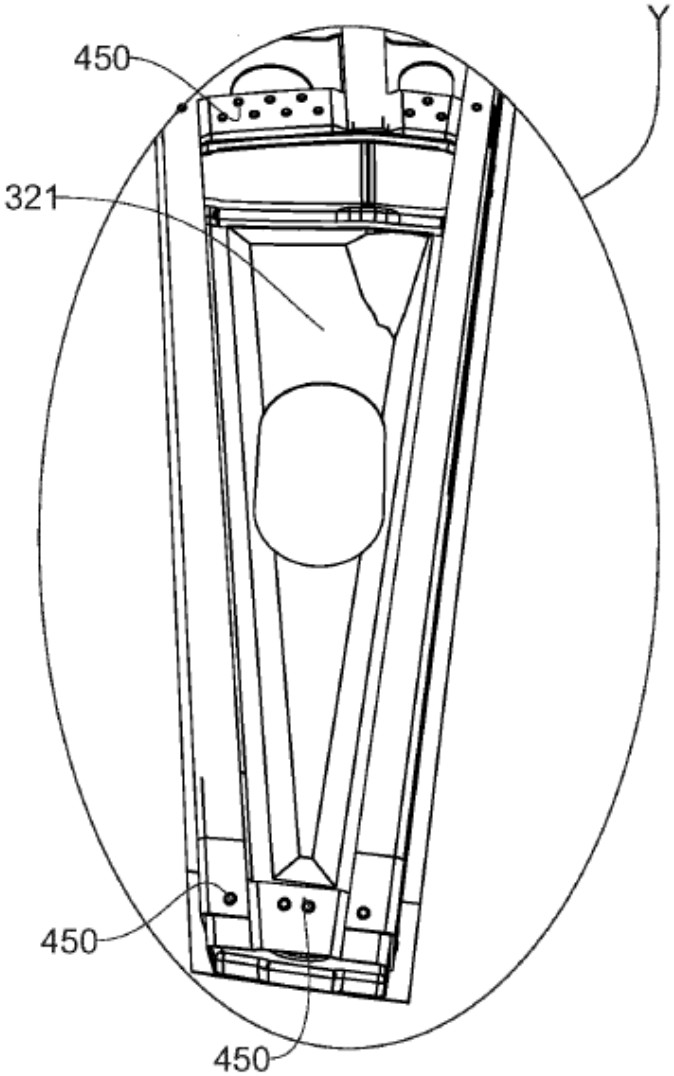

Fig. 4