

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 870 479**

51 Int. Cl.:

G06F 30/00 (2010.01)

G06F 30/15 (2010.01)

B64F 5/40 (2007.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.11.2016 E 16198503 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.03.2021 EP 3321189**

54 Título: **Método para el reacondicionamiento de una parte dañada de un componente e inserto para ello**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
27.10.2021

73 Titular/es:

**AIRBUS OPERATIONS GMBH (100.0%)
Kreetslag 10
21129 Hamburg, DE**

72 Inventor/es:

**VICHNIAKOV, ALEXEI y
MICHELSON, WALDEMAR**

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 870 479 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

Método para el reacondicionamiento de una parte dañada de un componente e inserto para ello

5 La invención hace referencia a: un método para preparar un reacondicionamiento y a un método para el reacondicionamiento de una parte dañada de un componente, en particular de una aeronave, mediante la adición de un inserto que rellena y/o conecta la parte dañada, y a dicho inserto para ello.

10 A modo de ejemplo, para un proceso de reparación que tiene unos niveles elevados de exigencias de seguridad, el proceso de reparación de un componente dañado de una aeronave comprende en la actualidad algunos problemas, en particular para el propietario u operador de la aeronave, en términos de:

- Posibilidad de reparación según el Manual de Reparación de la Estructura: para algunas áreas ni está permitido aplicar los Límites de Daño Permisibles ni una reparación convencional del revestimiento, p. ej., mediante la instalación de una chapa de refuerzo.
- Se requiere un esfuerzo muy concreto para producir la realización de la reparación adecuada.
- El fabricante de la aeronave y el propietario u operador de la aeronave deben almacenar múltiples piezas para la reparación en el inventario, únicamente a modo de ejemplo, láminas de chapa de refuerzo metálica de diversas dimensiones y grosores, diversos perfiles de larguerillos, diversos perfiles del armazón, diversos perfiles de viga transversal y diversos tipos de elementos de sujeción.
- El peso aumenta al utilizar la reparación con revestimiento de chapa de refuerzo conocida.
- Las reglas de diseño para el desarrollo de estructuras de aeronaves establecen un límite para las soluciones de reparación convencionales.

25 El documento US 2012/0198676 A1 hace referencia a un método para reparar o reacondicionar un componente dañado que incluye conformar el componente dañado mediante la retirada de una región dañada del componente dañado, al tiempo que se crea un recorte correspondiente a la región dañada de modo que se proporcione un componente conformado. El componente conformado se mide y se crea un modelo de diseño asistido por ordenador (CAD) de una pieza de sustitución en función de la medición, y se configura para introducirse en el recorte del componente conformado. La pieza de sustitución se fabrica en función del modelo CAD. La pieza de sustitución y el componente conformado están conectados por ensamblaje.

35 El documento US 2010/0161095 A1 hace referencia a un diseño para una reparación de un área de una estructura de material compuesto que está automatizada al menos de manera parcial. Los datos electrónicos que definen los límites del área se utilizan para calcular los límites de un recorte en la estructura de material compuesto que rodea el área. Los componentes utilizados para reparar el área se diseñan de manera automática en función de la ubicación del recorte. Tras la retirada del recorte se instalan los componentes de reparación.

40 El documento US 2010/0274545 A1 hace referencia a un método y un aparato para llevar a cabo un nuevo reconformado. Se puede identificar una sección en una ubicación de una plataforma, que tiene distintos materiales compuestos, que necesita un reconformado para formar una sección identificada. Se puede determinar una distribución de los distintos materiales compuestos en la sección identificada de la plataforma. Se puede generar un parche para la sección identificada de la plataforma y la distribución de los distintos materiales compuestos. Se puede realizar una simulación de un proceso de reconformado seleccionado y del parche en la sección identificada.

45 El documento US 2012/0296460 A1 hace referencia a un método y un aparato para procesar una inconsistencia. Se identifica una forma de la inconsistencia en una ubicación que tiene capas de materiales compuestos. Se crea un modelo de la ubicación con una parte de las distintas capas, en las capas de materiales compuestos retiradas para formar una sección en función de la forma de la inconsistencia y de una norma de reconformado.

50 El documento US 2016/0075028 A1 hace referencia a un método de reparación de una estructura. El método incluye inspeccionar la estructura con un dispositivo robótico para identificar un defecto estructural en la estructura, generar una trayectoria de la herramienta para reparar el defecto estructural y transmitir la trayectoria de la herramienta al dispositivo robótico desde una ubicación alejada del dispositivo robótico.

55 El documento US 2016/0263845 A1 hace referencia a un método para reparar paneles sándwich fabricados con materiales compuestos tras el impacto que ha dañado el núcleo del panel. El método conlleva la adquisición de un modelo numérico de la forma de la zona dañada, posteriormente la utilización de un método de estereolitografía basado en el modelo numérico, para crear un núcleo o un molde de sustitución, en el que se moldeará este núcleo de sustitución, seguido por la creación de un componente de sustitución que comprende este núcleo, posteriormente la introducción cuidadosa de este componente, que se ajusta en un corte abierto en el panel sándwich alrededor del daño, y por último la fijación del componente de sustitución al panel.

65 Estos y otros problemas y desventajas se examinan y solucionan mediante el método de la reivindicación 1 de la presente invención. Las realizaciones preferidas de la invención se exponen en las reivindicaciones dependientes.

De acuerdo con la invención, se expone un método para preparar un reacondicionamiento de una parte dañada de un componente técnico, en particular, de una aeronave, y en particular, de un componente integral como un componente del revestimiento que, en particular, está formado de manera integral por un material o que comprende, p. ej., una pieza que está formada de manera integral por un material y que enmarca el componente. El reacondicionamiento está diseñado para ser realizado mediante la adición de un inserto, que rellena y/o conecta la parte parte dañada. El método comprende los pasos de: producir un modelo de reparación CAD 3D de la parte dañada mediante exploración (paso a; por ejemplo, de manera óptica, estereooptica, óptica lenticular, por medio de láser, infrarrojos y/o con una cámara de tiempo de vuelo). Un paso b posterior es analizar el modelo de reparación y evaluar, por tanto, la complejidad del daño y/o de su reacondicionamiento. Un paso c posterior es, en función de la complejidad, decidir entre al menos dos medios alternativos para realizar al menos un paso d posterior (preferentemente de acuerdo con una matriz de decisión programada en consecuencia). Y este último paso d es analizar, mediante esos medios decididos, el modelo de reparación y, por tanto, dimensionar el reacondicionamiento incluyendo el inserto. En consecuencia, se pueden realizar unos pasos de preparación de la reparación más simples respectivos, p. ej., por parte de los departamentos de reparación del operador o propietario de la aeronave, mientras que los pasos de preparación de la reparación que se descubren que son más complejos, que pueden necesitar programas informáticos y/u ordenadores especializados adicionales, se pueden realizar en compañías especializadas correspondientes o en los departamentos de reparación del propio fabricante de la aeronave. En consecuencia, los dos o más medios alternativos pueden ser al menos dos programas informáticos y/o al menos dos ordenadores diferentes (posiblemente en dos ubicaciones diferentes), a los que a pesar de ello puede acceder los departamentos de reparación del operador o propietario de la aeronave a través de alguna red de datos o incluso a través de internet, de modo que se disponga de la potencia de cálculo requerida dependiendo de la complejidad evaluada del daño y/o de su reacondicionamiento. Al menos uno de los dos o más medios alternativos puede estar de acuerdo con un Manual de Reparación Estándar y/o incluso puede ser un cálculo de una persona física.

El método va seguido por el paso e adicional de fabricar el inserto (en particular, por medio de CAM y/o por medio de impresión 3D que conlleva posiblemente aluminio, titanio, acero y/o magnesio, también como aleación y/o polvo, y/o material sintético que incluye materiales compuestos, posiblemente reforzados con fibras, que utilizan posiblemente fibras cortas, fibras de carbono y/o fibras de vidrio). El método se puede completar de modo que sea un método integral para el reacondicionamiento de la parte dañada mediante el paso f posterior de introducir el inserto en la parte dañada y fijar el inserto al componente (lo que conlleva posiblemente pegado, remachado, soldadura, soldadura fuerte, soldadura blanda y/o presión).

El método puede comprender el paso de conformar la parte dañada (en particular, mediante la retirada de material de la parte dañada, en particular, por medio de CAM) preferentemente de modo que se simplifique la parte dañada y/o el modelo de reparación CAD (si está actualizado). Preferentemente, este paso de conformado se realiza después del paso (b) de análisis del modelo de reparación y, por tanto, evalúa la complejidad del daño y/o su reacondicionamiento, en particular, de modo que el paso de conformado esté basado en la información de exactamente cómo se puede simplificar el modelo de reparación CAD mediante este paso de conformado. Después de ese paso de trabajo, se puede actualizar el modelo de reparación CAD 3D (ahora de la parte dañada conformada) o se puede generar nuevamente mediante exploración, p. ej., mediante el paso a (y/o los pasos adicionales se basan en las informaciones de las instrucciones de máquina (CAM) analizadas con anterioridad para el paso de conformado, teniendo preferencia los datos CAD/CAM, de acuerdo con lo cual la parte dañada se simplifica). A continuación, se puede analizar el modelo de reparación (ahora de la parte dañada conformada), p. ej., realizar el paso b de nuevo y se evalúa de nuevo, por tanto, la complejidad del daño y/o su reacondicionamiento. Después de eso, el método puede continuar con el paso (c) de decidir entre los dos o más medios alternativos en función de la complejidad, que preferentemente es menor ahora como resultado del paso de conformado.

Para una ejecución más simple y unos mejores resultados, se puede realizar el paso b de analizar el modelo de reparación y evaluar, por tanto, la complejidad del daño y/o su reacondicionamiento comparando el modelo de reparación con un modelo original CAD 3D de la parte dañada en un estado original y sin dañar. El fabricante de la aeronave puede facilitar esto, ya que preferentemente existe ahí con todo el detalle necesario a partir del diseño y desarrollo de la aeronave. Este paso de analizar el modelo de reparación y evaluar, por tanto, la complejidad del daño y/o su reacondicionamiento se puede realizar utilizando parámetros dimensionales y/o mecánicos y/o la información del modelo CAD original y/o dañado.

El paso d (de analizar, mediante los medios decididos, el modelo de reparación y, por tanto, dimensionar el reacondicionamiento incluyendo el inserto) se puede realizar calculando los parámetros dimensionales y/o mecánicos del reacondicionamiento incluyendo el inserto, y proporcionar tanta información como sea posible, o preferentemente toda, necesaria para fabricar el inserto (en el último paso e opcional). Además, el paso d, para una ejecución más simple y unos mejores resultados, se puede realizar comparando el modelo de reparación con un modelo original CAD 3D de la parte dañada en un estado original y sin dañar.

En el paso de fabricación del inserto, el inserto se fabrica preferentemente con al menos una superficie complementaria a la parte dañada y/o al modelo de reparación CAD. Esto es particularmente ventajoso en combinación con el paso de conformar la parte dañada, donde la parte se puede preparar para una forma más simple del inserto, el cual se ajustará en la parte dañada (en particular, su área conformada y simplificada) de una manera complementaria.

5 El inserto se fabrica con al menos una estructura de fijación, donde la estructura de fijación es un pasador o un remache, integrado, en particular tal como de una sola pieza y/o de un material (fabricado, p. ej., mediante impresión 3d). A continuación, el método comprende el paso de conformar la parte dañada y crear, por tanto, una estructura complementaria adaptada de modo que coopere con la estructura de fijación. De nuevo, esto se hace preferentemente mediante la eliminación de material de la parte dañada y/o por medio de CAM, y crear una estructura complementaria (tal como un orificio para el pasador) adaptada de modo que coopere con la estructura de fijación.

10 Es otro aspecto, no cubierto por la invención reivindicada, proporcionar un inserto para rellenar y/o conectar una parte dañada para el reacondicionamiento de la parte dañada de un componente, en particular de una aeronave, fabricado de acuerdo con el método descrito hasta ahora, donde el método también se puede realizar sin el paso c: donde entonces se prepara un inserto (en particular con la estructura de fijación integrada) sin decidir entre al menos dos medios para realizar al menos el paso d.

15 A continuación, se describen ventajas y realizaciones adicionales haciendo referencia a:

la figura 1, un diagrama de flujo del método de la invención;

la figura 2, una vista esquemática de una sección de un inserto introducido en una parte dañada;

la figura 3, una vista esquemática de una sección de un inserto alternativo introducido en una parte dañada diferente;

20 la figura 4, una vista esquemática de una sección de un inserto alternativo introducido en una parte dañada diferente;

la figura 5, una vista esquemática de una sección de un inserto alternativo introducido en una parte dañada diferente;
y

la figura 6, una vista esquemática de una sección del inserto de la invención introducido en una parte dañada.

25 La figura 1 muestra un diagrama de flujo del método de la invención para preparar un reacondicionamiento de una parte dañada 2 (figura 2 a figura 5) de un componente 4 técnico de una aeronave (no se muestra) y en particular, de un componente 4 integral, en concreto de un componente 4 del revestimiento, que está formado de manera integral por un material. El reacondicionamiento se realiza mediante la adición de un inserto 6, el cual rellena y/o conecta la parte dañada 2.

30 El método (figura 1) comprende los pasos de: fabricar un modelo de reparación CAD 3D de la parte dañada mediante exploración (paso a). Un paso b posterior es analizar el modelo de reparación y evaluar, por tanto, la complejidad del daño y/o su reacondicionamiento. Un paso c posterior es decidir, en función de la complejidad, entre cuatro programas informáticos y ordenadores diferentes (en ubicaciones diferentes), a los que a pesar de ello puede acceder los departamentos de reparación del operador o propietario de la aeronave a través de alguna red de datos o incluso a través de internet, de modo que se disponga de la potencia de cálculo requerida dependiendo de la complejidad evaluada del daño y/o de su reacondicionamiento.

35 El paso c es decidir, en función de la complejidad, entre cuatro programas informáticos diferentes para realizar un paso d posterior: analizar, mediante ese programa informático y ordenador escogidos, el modelo de reparación y dimensionar, por tanto, el reacondicionamiento incluyendo el inserto.

40 El método de la figura 1 finaliza mediante la propia reparación: el paso e de fabricar el inserto por medio de impresión 3D; y el paso f de introducir el inserto en la parte dañada y fijar el inserto al componente.

45 De la figura 2 a la figura 6 se muestran distintos daños 2 como resultado de un paso anterior (no se muestra) de conformado de la parte dañada 2, mediante la eliminación de material de la parte dañada por medio de CAM, de modo que se simplifique la parte dañada (que tiene, p. ej., las paredes 8 (figura 2 a figura 4) perpendiculares a las superficies exteriores planas 10 del revestimiento dañado de la aeronave 4).

50 El inserto 6 se fabrica con al menos una superficie 12 complementaria al daño conformado 8 (y por tanto al modelo de reparación CAD después del paso de conformado; no se muestra). En el paso de conformado de la parte dañada, la parte dañada se prepara para una forma más simple del inserto (que tiene, p. ej., las paredes 8 cilíndricas perpendiculares en de la figura 2 a la figura 4), en la cual se ajusta el inserto 6 fabricado correspondientemente (que tiene, p. ej., las paredes 12 cilíndricas perpendiculares en de la figura 2 a la figura 4) de una manera complementaria, tal como se observa en de la figura 2 a la figura 6.

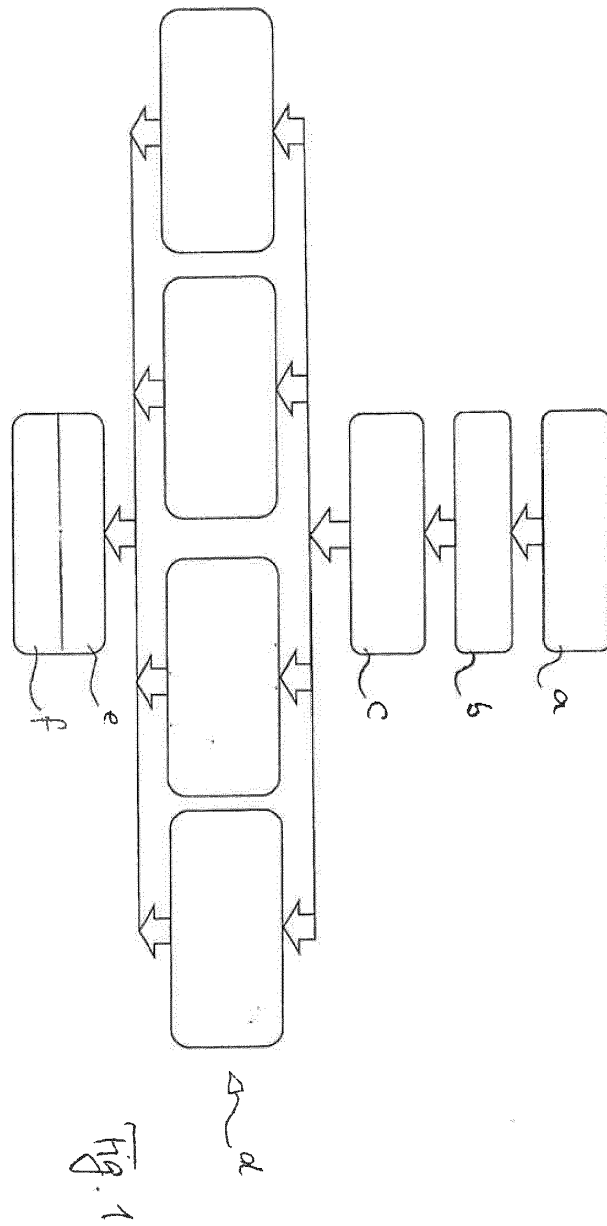
55 El inserto 6 se fabrica con unas estructuras de fijación 14, en forma de un pasador o un remache, integradas, tal como de una sola pieza y de un material (fabricado mediante impresión 3d). Por tanto, la parte dañada 2 se conforma creando una estructura complementaria 16 adaptada de modo que coopere con la estructura de fijación 14. De nuevo, esto se hace mediante la eliminación de material de la parte dañada 2 por medio de CAM, y creando una estructura complementaria (un orificio para el pasador o remache) adaptada de modo que coopere con la estructura de fijación

14, en concreto para ser introducida e inmovilizada tal como es habitual para un remache y/o pegada, etc.

5 Por último, el inserto 6 fijado (dibujo inferior respectivo en de la figura 2 a la figura 6), después de introducirlo (dibujo superior superior respectivo en de la figura 2 a la figura 6) en el daño 2, conecta y rellena el daño 2 con una forma de modo que se reacondicione el daño 2 tal como, en particular, se requiere mecánica y aerodinámicamente.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un método para preparar un reacondicionamiento de una parte dañada (2) de un componente (4), en particular de una aeronave, mediante la adición de un inserto (6), que rellena y/o conecta la parte dañada (2), que comprende los pasos de:
- 10 a. Generar un modelo de reparación CAD 3D de la parte dañada (2) mediante exploración;
b. Analizar el modelo de reparación y evaluar, por tanto, la complejidad del daño y/o de su reacondicionamiento;
c. En función de la complejidad, decidir entre al menos dos medios alternativos para realizar al menos un paso d posterior:
d. Analizar el modelo de reparación y dimensionar, por tanto, el reacondicionamiento incluyendo el inserto (6);
e. Fabricar el inserto (6) con al menos una estructura de fijación (14) integrada; y conformar la parte dañada (2) y crear, por tanto, una estructura complementaria (16) adaptada de modo que coopere con la estructura de fijación (14), donde la estructura de fijación es un pasador o un remache.
- 15 2. El método de acuerdo con la reivindicación 1, que comprende el paso de:
x. Conformar la parte dañada (2).
- 20 3. El método de acuerdo con la reivindicación 2, donde el paso x se realiza de modo que se simplifique el modelo de reparación CAD.
4. El método de acuerdo con la reivindicación 2 o 3, donde el paso x se realiza después del paso b y posteriormente se repite el paso b, o el paso a y el paso b, y posteriormente se continúa con el paso c.
- 25 5. El método de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, donde el paso b se realiza comparando el modelo de reparación con un modelo original CAD 3D de la parte dañada (2) en un estado original y sin dañar.
- 30 6. El método de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, donde el paso b se realiza utilizando los parámetros dimensionales y/o mecánicos del modelo CAD 3D.
7. El método de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, donde, en el paso c, los dos medios alternativos son dos programas informáticos y/u ordenadores diferentes.
- 35 8. El método de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, donde el paso d se realiza calculando los parámetros dimensionales y/o mecánicos del reacondicionamiento incluyendo el inserto (6).
9. El método de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, donde el paso d se realiza comparando el modelo de reparación con un modelo original CAD 3D de la parte dañada (2) en un estado original y sin dañar.
- 40 10. El método de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 9, donde, en el paso e, el inserto (6) se fabrica con al menos una superficie (12) complementaria al modelo de reparación CAD.
- 45 11. El método de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 10 para reacondicionar la parte dañada (2), que comprende el paso adicional de:
f. Introducir el inserto (6) en la parte dañada (2) y fijar el inserto (6) al componente (4).



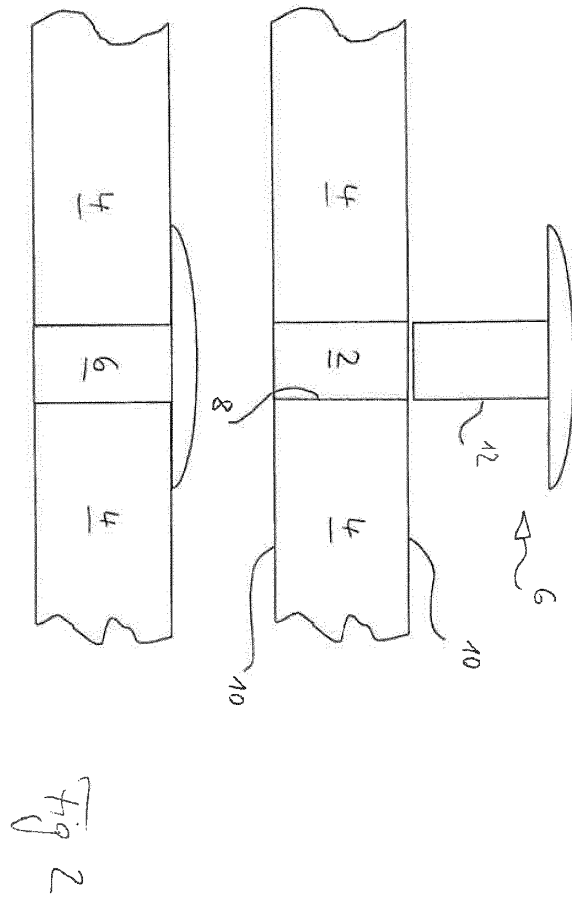


Fig 2

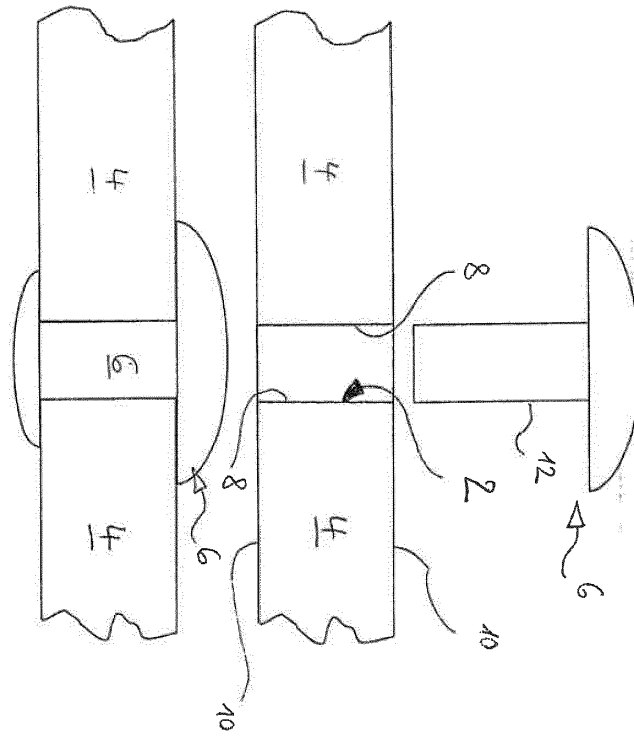


Fig. 3

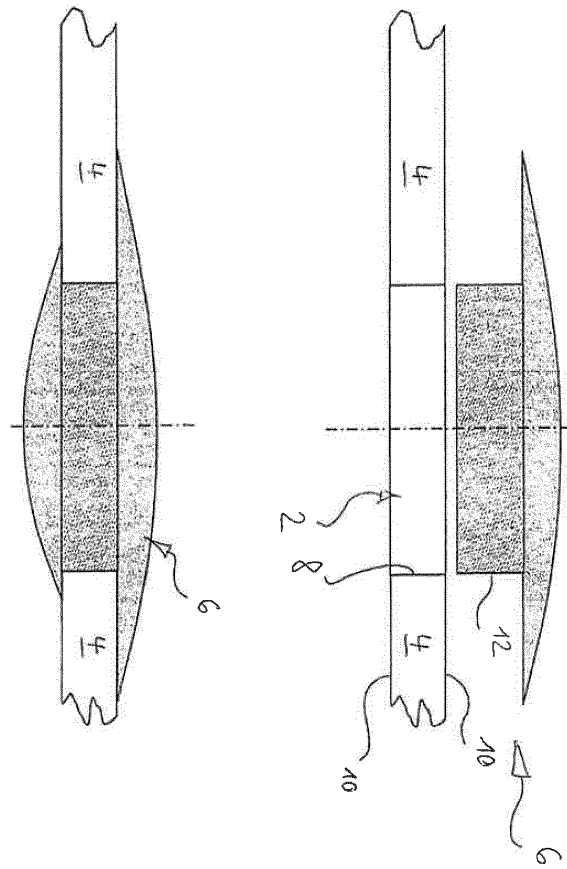


Fig. 4

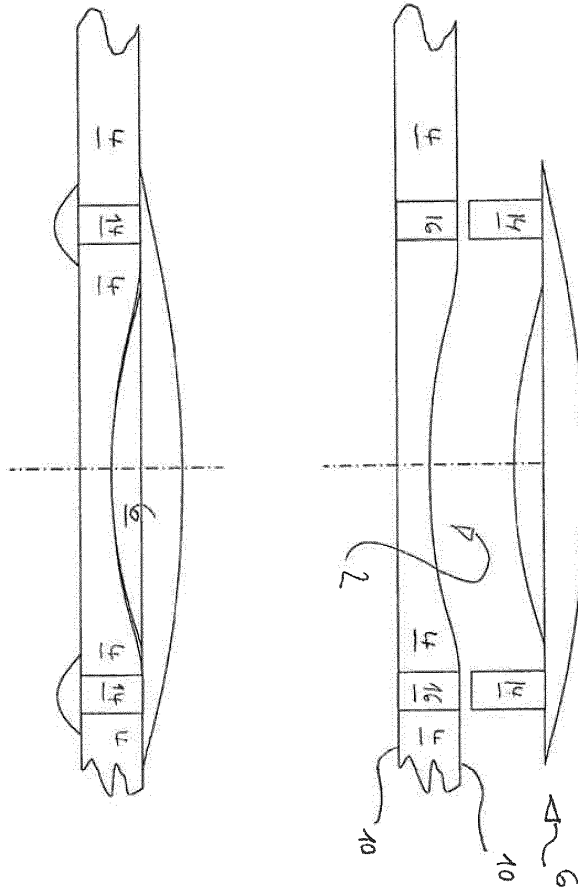


Fig. 5

