

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 378 557**

51 Int. Cl.:
B29C 73/10 (2006.01)
B29C 73/34 (2006.01)
B64F 5/00 (2006.01)
F24J 1/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **06076966 .8**
96 Fecha de presentación: **02.11.2006**
97 Número de publicación de la solicitud: **1782942**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **09.05.2007**

54 Título: **Método de reparación y de mantenimiento rápido en la línea de vuelo para estructuras de materiales compuestos**

30 Prioridad:
02.11.2005 US 163872

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
13.04.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
13.04.2012

73 Titular/es:
**THE BOEING COMPANY
100 NORTH RIVERSIDE PLAZA
CHICAGO IL 66066-2016, US**

72 Inventor/es:
**Keller, Russell L.;
Spalding, John F. y
Blanchard, Steven D.**

74 Agente/Representante:
de Elzaburu Márquez, Alberto

ES 2 378 557 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 de reparación y de mantenimiento rápido en la línea de vuelo para estructuras de materiales compuestos.

5 Campo de la invención
 La presente invención se refiere a métodos para la reparación de estructuras de materiales compuestos de acuerdo con la reivindicación 1, y en particular, a los métodos para efectuar tales reparaciones con recursos y tiempo limitados.125

10 Información de los antecedentes
 El uso de estructuras compuestas por materiales compuestos ha crecido en popularidad, en particular en aplicaciones tales como los fuselajes de aeronaves, en los que los beneficios de su utilización incluyen una mayor resistencia y rigidez, peso reducido y número de piezas reducido. Sin embargo, cuando están dañadas, las estructuras de materiales compuestos a menudo requieren trabajos de reparación amplios que pueden obligar a que una aeronave permanezca en tierra, con lo cual aumentan considerablemente los costos de soporte de la aeronave. 15 Los actuales procedimientos de mantenimiento requieren con frecuencia que el componente dañado sea retirado y reemplazado antes de que la aeronave pueda volver a volar.

20 Las líneas aéreas comerciales en la actualidad no tienen la capacidad para reparar los daños estructurales de las estructuras de materiales compuestos de una aeronave sin retrasar gravemente o tener que cancelar el siguiente vuelo de la aeronave. Los vuelos domésticos cortos pueden tener sólo de 30 a 60 minutos de tiempo en la puerta de embarque mientras que los vuelos más largos e internacionales pueden tener de 60 a 90 minutos. El Comité de Reparación de Materiales Compuestos de las Líneas Aéreas Comerciales (CACRC), un consorcio internacional de compañías aéreas, OEM y suministradores, informa, sin embargo, que la reparación media de un material compuesto permitida en los Manuales de Reparación Estructural (SRM) precisa aproximadamente 15 horas para completarse. En la mayoría de los casos, las cancelaciones de vuelos se producen cuando la reparación de un material compuesto se realiza en la línea de vuelo. La retirada de una aeronave del servicio de ingresos económicos con el fin de reparar una estructura de material compuesto dañada no sólo le cuesta al operador la mano de obra para reparar la estructura y ajustar sus horarios de vuelo, sino que también provoca la insatisfacción de los pasajeros. 30

Además del largo tiempo requerido, la reparación de las estructuras de materiales compuestos requiere habilidades y equipos especiales con el fin de realizar correctamente la reparación. En la actualidad, los mecánicos de la línea por lo general no poseen la formación ni la experiencia para realizar las reparaciones de los materiales compuestos, lo cual requiere que las líneas aéreas tengan que acudir a sus técnicos para reparar los materiales compuestos en los talleres o a organizaciones de grandes mantenimientos para realizar las reparaciones. Estos técnicos se encuentran a menudo a cierta distancia de la puerta de embarque del aeropuerto. 35

Además, en conjunto con la falta de formación de los mecánicos de la línea para la reparación de los daños estructurales, hay restricciones sobre el equipo y las herramientas que son permitidos o disponibles en la línea de vuelo. Esto limita el alcance de las reparaciones que se pueden realizar en la puerta de embarque. Los procedimientos estándar para la reparación de las estructuras de materiales compuestos requieren herramientas, equipos y materiales consumibles especiales. Esto puede incluir herramientas para cortar, amolar y perforar, equipos de inspección no destructiva, reglas, guías y plantillas, fuentes de calentamiento eléctrico y de vacío y controladores; y una gran variedad de materiales de embolsado por vacío. En muchas situaciones, el equipo estándar de unión en caliente requerido para las reparaciones de materiales compuestos unidos no está permitido en la puerta de embarque debido a las condiciones explosivas que pueden estar presentes allí. 40 45

El documento US-A-4.560.428 desvela un método para reparar una estructura de material compuesto para aeronaves, que comprende las etapas de: preparar un área de las estructuras que rodean a un área dañada; aplicar un adhesivo a por lo menos una porción del área preparada; colocar una plaqueta de reparación sobre el adhesivo, y colocar una placa de presión sobre la plaqueta de reparación. 50

La presente invención tiene por objeto mejorar la técnica anterior, especialmente para proporcionar un método que es adecuado para reparar una aeronave comercial en la puerta de embarque o en la línea de vuelo. 55

La presente invención proporciona un método para reparar una estructura de material compuesto de una aeronave en la puerta de embarque o línea de vuelo que comprende las etapas de: preparar un área de la estructura que rodea un área dañada; aplicar un adhesivo a por lo menos una porción de la zona preparada; colocar una plaqueta de reparación sobre el adhesivo; colocar una placa de presión sobre la plaqueta de reparación; colocar un paquete calentador químico sobre la placa de presión; aplicar una compactación al paquete calentador químico; esperar que transcurra un período de curación; en el que el período de curación no es superior a aproximadamente una hora; eliminar la compactación, el paquete calentador químico y la placa de presión; y aplicar un miembro de protección sobre la plaqueta de reparación. 60 65

Como tal, un paquete calentador químico es conocido por el documento B-6.652.690 para su utilización en el campo de la reparación de tuberías.

- 5 Además, el documento US-A-5.865.397 desvela una superficie de aeronave para su uso en la estructura de material compuesto, que incluye una lámina conductora, una pantalla conductora expandida doblemente estirada, y un adhesivo para unir la lámina conductora y la pantalla a un material compuesto.

Sumario de la invención

10 En una realización ejemplar, la presente invención proporciona un método de reparación y un sistema que permite que una estructura de material compuesto sea reparada rápidamente, con una mínima destreza, y con mínimas herramientas o equipos. En una realización ejemplar, un material de plaqueta precurado se adhiere a la estructura dañada utilizando una pasta adhesiva de curado rápido. Un paquete calentador químico exotérmico es utilizado para proporcionar calor para curar el adhesivo. El paquete calentador químico es una fuente de calor fiable y autorregulable, que no requiere dispositivos de monitorización tales como termopares. Además, la temperatura generada por los paquetes calentadores químicos es preferiblemente menor de 93,42° C (200° F) de manera que la estructura dañada no tiene que ser secada para eliminar cualquier humedad presente. La temperatura generada por los paquetes calentadores químicos es lo suficientemente baja para que la reparación se pueda realizar en un ambiente peligroso, tal como en una reparación de células de combustible, sin riesgo de explosión.

20 La reparación se puede realizar sin calentamiento eléctrico y con o sin equipo de vacío. Además, la reparación no requiere que el daño en la estructura de material compuesto sea conformado, por ejemplo, amolado o lijado, para que tenga una forma geométrica estándar, tal como un óvalo o un círculo.

25 Preferiblemente, todos los materiales y herramientas requeridos para la reparación puede ser proporcionados en un kit de reparación autocontenido que se puede almacenar en la aeronave o en una típica puerta de embarque de aeropuerto.

30 Una ventaja del método de reparación y del sistema de la presente invención es que proporciona a los operadores de aeronaves la capacidad de reparar los daños en estructuras de materiales compuestos, mientras la aeronave se encuentra situada en la puerta de embarque y sin afectar el horario de vuelo de la aeronave. La reparación ejemplar puede ser realizada, por ejemplo, por un mecánico de la línea en la puerta de embarque o en la línea de vuelo en aproximadamente 60 minutos o menos. Esto resulta en un menor costo del ciclo de vida total de la aeronave, ingresos incrementados, y fiabilidad de la expedición mejorada.

35 Estas y otras características y ventajas de la presente invención se harán evidentes por medio de la descripción que sigue.

Breve descripción de los dibujos

40 La figura 1 muestra una vista en despiece ordenado de los materiales y las herramientas aplicadas para reparar una estructura de material compuesto de acuerdo con una realización ejemplar de la presente invención.

La figura 2 se muestra la aplicación de una película de reemplazo de pintura sobre una reparación realizada de acuerdo con una realización ejemplar de la presente invención.

45 Descripción detallada

Una realización ejemplar de un método de reparación de la presente invención empieza con la preparación de la estructura dañada 10. Cualquier material que sobresalga del sitio dañado 10d se elimina y se prepara una superficie de unión que rodea el sitio dañado mediante la eliminación de cualquier tipo de pintura o recubrimiento en la superficie de unión, tal como por lijado. El lijado no debería llegar a las fibras del material compuesto. La superficie de unión es sometida entonces a abrasión para eliminar cualquier resto de áreas brillantes, y se limpia.

50 Un adhesivo 12 se aplica a la superficie de unión de la estructura dañada. Se debe tener cuidado para asegurar un control adecuado del grosor de la línea de unión. Una espátula dentada o similar se puede utilizar con este propósito. Una herramienta de este tipo puede ser proporcionada como parte de un kit para realizar tales reparaciones. El adhesivo 12 puede ser de un tipo que es curado a temperatura ambiente o elevada. Preferiblemente, el adhesivo 12 es una pasta adhesiva multicomponente que tiene una vida de trabajo corta y que puede ser curada rápidamente cuando se aplica calor a baja temperatura. Tales adhesivos no se han usado típicamente en las reparaciones estructurales y típicamente son curados a temperatura ambiente. Al curar el adhesivo a una temperatura elevada, se consiguen la resistencia y la rigidez deseadas. El adhesivo 12 puede ser suministrado como parte del kit de reparación que se ha mencionado en una bolsa de múltiples compartimentos que tiene un sello frangible entre los compartimentos. Para mezclar, se rompe el sello frangible y la bolsa de adhesivo se mezcla a fondo amasando los materiales juntos hasta que se consigue un color uniforme. La mezcla se produce preferiblemente dentro de la bolsa, que es transparente, al menos parcialmente, para que el usuario pueda ver el color del adhesivo. Una vez que se consigue un color uniforme, la bolsa se puede abrir y el adhesivo puede ser extraído para su aplicación.

65

El adhesivo 12 también se aplica preferentemente a la superficie de unión de una plaqueta 14 que se coloca sobre la capa de adhesivo que se había aplicado a la superficie de unión de la estructura dañada. El adhesivo 12 se puede aplicar a las plaquetas 14 utilizando, por ejemplo, la espátula dentada que se ha mencionado más arriba, para asegurar el control de grosor de la línea de unión. En una realización ejemplar, la plaqueta 14 comprende un material prefabricado de cuatro capas hecho de ya sea un tejido de fibra de vidrio preimpregnado, para la reparación de los componentes en los que la fibra de vidrio se ha quitado, o de un preimpregnado de tejido de carbono / epoxi, para la reparación de componentes en los que la fibra de carbono se ha quitado. La plaqueta 14 es curada en autoclave, precortada a un tamaño y forma estándar, prelijada y a continuación, sellada en una bolsa que puede ser almacenada como parte del kit de reparación que se ha mencionado más arriba. La plaqueta 14 puede ser proporcionada con una ligera curvatura para permitir que se conforme a ciertas estructuras que tienen curvaturas mayores que la flexibilidad normal de la plaqueta de cuatro capas. La plaqueta 14 preferiblemente puede ser recortada a la forma y tamaño deseados que mejor se adapten al sitio de reparación. Además, se pueden proporcionar plaquetas con diferentes rigideces cambiando la secuencia de la orientación de las capas (por ejemplo, 0/45/45/0 contra 45/0/0/45) en la plaqueta. Además, para daños más profundos en estructuras gruesas, se pueden instalar pilas de capas múltiples (por ejemplo, de un máximo de tres) de material de plaqueta, con adhesivo aplicado entre las capas, para lograr una mayor resistencia y rigidez de las plaquetas. Un tiempo de curación más largo será requerido típicamente cuando se utilizan más de dos capas de plaquetas, ya que el calor será menor en la (s) capa (s) inferior (es) de la plaqueta.

Durante el proceso de unión, la plaqueta 14 se coloca sobre el adhesivo 12 en la estructura 10. Una película antiadhesiva 15 se coloca sobre la plaqueta 14, seguida por una placa de presión 16. La película antiadhesiva 15 actúa para evitar que el adhesivo 12 se pegue a la placa de presión 16 y proporciona una superficie exterior suave. La película antiadhesiva 15 puede estar compuesta de, por ejemplo, etileno propileno fluorado o equivalente. La placa de presión 16 es flexible preferentemente y capaz de conducir el calor y puede estar compuesta de, por ejemplo, cobre o el aluminio con un grosor de 0,508 mm a 0,762 mm. (0,020 – 0,030"). Un paquete calentador químico 18 es activado entonces y colocado sobre la placa de presión 16. A diferencia de las fuentes de calor convencionales utilizadas para este propósito, el paquete calentador químico 18 no requiere energía, termopares, o un controlador de calor.

Una variedad de paquetes calentadores químicos de venta libre pueden ser utilizados con la presente invención. Tales paquetes calentadores típicamente pueden sobrevivir la compactación por vacío y tener una consistencia similar a un gel cuando se activan / se mezclan. La gelificación del medio de calentamiento permite que el paquete calentador sea desplegado con cualquier orientación sin afectar negativamente a la transferencia de calor. Esto permite que la fuente de calor funcione igualmente bien en las aplicaciones de reparación horizontales, verticales e invertidas.

Una plaqueta de calor de acetato de sodio puede proporcionar una fuente de calor fiable, repetible y uniforme durante 30 a 60 minutos a 48,89° C – 54,44° C (120 a 130° F). Para temperaturas más altas, se puede utilizar un paquete calentador de permanganato de potasio, por ejemplo, tal como el que se encuentra disponible en Tempra Technologies Inc. de Bradenton, Florida, y se describe en la Patente norteamericana número 5.035.230. Un paquete calentador que proporciona una fuente de calor fiable de aproximadamente 60° C a 71,11° C (140 a 160° F) durante aproximadamente 35 minutos es preferido.

En un ejemplo de realización adicional, un medio indicador de temperatura, tal como una tira indicadora de temperatura o similar, se puede utilizar para determinar la temperatura del paquete calentador y / o del área de reparación. Una tira indicadora de temperatura o similar, puede ser proporcionada en el paquete calentador 18 y / o por separado. Una característica de este tipo ayuda a asegurar que la temperatura deseada se ha alcanzado durante el período de tiempo deseado.

La compactación de la plaqueta en la estructura se puede lograr de varias maneras. Un método consiste en aplicar presión manualmente durante el tiempo de curado (por ejemplo, 35 minutos). Otro método es aplicar una herramienta de compactación 20, tal como una bolsa de vacío, sobre la reparación. La bolsa de vacío puede ser proporcionada como parte del kit de reparación o puede ser montada con elementos y materiales incluidos en el kit de reparación. Una bolsa de vacío ejemplar se describe más detalladamente a continuación. El vacío puede ser aplicado usando una fuente de vacío de la instalación, o en combinación con un dispositivo de tipo Venturi, nitrógeno comprimido o una fuente de aire, tal como las botellas de nitrógeno que se utilizan para inflar los neumáticos de las aeronaves. (El dispositivo de tipo Venturi crea un vacío cuando el gas comprimido pasa por el orificio en el dispositivo de tipo Venturi). La bolsa de vacío proporciona una presión para lograr una mayor uniformidad y coherencia en la línea de unión que la presión positiva. También puede ayudar a un calentamiento más uniforme.

Una vez que ha transcurrido el tiempo de curado del adhesivo 12, la herramienta de compactación 20, el pack de calor 18, la placa de presión 16, y la película separadora 15 se retiran. Una película de reemplazo de pintura 22 puede ser aplicada para cubrir y proteger la reparación de los contaminantes. La película 22 minimiza la exposición de la reparación a los solventes comunes en la aviación y a la intemperie. La película 22 también puede ofrecer protección contra la caída de rayos. Alternativamente, o además, la protección contra la caída de rayos pueden ser incorporada en la plaqueta de reparación 14. La protección contra la caída de rayos puede ser proporcionada por la

incrustación en la capa superior de la plaqueta 14 de un elemento de protección contra la caída de rayos, tal como, por ejemplo una lámina expandida o alambre entretejido o la película de reemplazo de pintura 22 se puede hacer que sea conductora.

5 Los diferentes materiales y herramientas utilizados para realizar una reparación de acuerdo con la presente invención, pueden estar contenidos preferiblemente en un kit de reparación portátil que se puede almacenar, por ejemplo, en una aeronave, en una típica puerta de embarque del aeropuerto, o en un carro de servicios de mantenimiento. Un kit ejemplar puede contener, por ejemplo, la plaqueta de reparación, adhesivos, película de restauración de pintura, plaqueta de calor, esparcidor de pegamento, toallitas preimpregnadas de disolvente, tijeras,
10 regla / brújula de barra,

Se debe entender que las realizaciones que se han descrito más arriba son ilustrativos de solamente unas pocas de las posibles realizaciones específicas que pueden representar las aplicaciones de la invención. Otras disposiciones numerosas y variadas pueden ser hechas por los expertos en la técnica sin apartarse del alcance de la invención.
15

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un método para reparar una estructura (10) de material compuesto de una aeronave en la puerta de embarque o en la línea de vuelo, que comprende las etapas de:
- 10 preparar un área de la estructura (10) alrededor del área dañada (10d);
 aplicar un adhesivo (12) al menos a una porción de la zona preparada;
 colocar una plaqueta de reparación (14) sobre el adhesivo (12);
 colocar una placa de presión (16) sobre la plaqueta de reparación (14);
 colocar un paquete calentador químico (18) sobre la placa de presión (16);
 aplicar compactación al paquete calentador químico (18);
 esperar a que transcurra un período de curado;
 en el que el período de curado no excede de aproximadamente una hora;
 eliminar la compactación, el paquete calentador químico (18) y la placa de presión (16), y
 15 aplicar un miembro de protección (22) sobre la plaqueta de reparación (14).
2. El método de la reivindicación 1, que comprende aplicar el adhesivo (12) a la plaqueta de reparación (14) antes de colocar la plaqueta de reparación.
- 20 3. El método de la reivindicación 1 o 2, que comprende recortar la plaqueta de reparación (14) antes de colocar la plaqueta de reparación.
4. El método de la reivindicación 1, 2 o 3, que comprende colocar una pluralidad de plaquetas de reparación (14) y aplicar el adhesivo entre las plaquetas de reparación (14).
- 25 5. El método de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, que comprende colocar una película antiadhesiva (15) sobre la plaqueta de reparación (14) antes de colocar la placa de presión (16).
- 30 6. El método de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en el que la estructura comprende un material compuesto.
7. El método de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, en el que la plaqueta de reparación (14) incluye una plaqueta precurada.
- 35 8. El método de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, en el que la plaqueta de reparación (14) comprende un material de tejido de múltiples capas.
9. El método de la reivindicación 8, en la que el material de tejido de múltiples capas comprende un tejido de fibra de vidrio preimpregnado.
- 40 10. El método de la reivindicación 8 ó 9, en el que el material de tejido de múltiples capas comprende un tejido preimpregnado de carbono / epoxi.
- 45 11. El método de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, en el que la etapa de aplicar compactación incluye aplicar una bolsa de vacío en el área preparada.
12. El método de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11, en el que la plaqueta de reparación (14) incluye protección contra la caída de rayos.
- 50 13. El método de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12, en el que la temperatura alcanzada por el paquete calentador químico no es superior a aproximadamente 90° C (200° F).
14. El método de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 13, en el que el elemento de protección (22) incluye una película de reemplazo de pintura.
- 55 15. El método de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 14, en el que el elemento de protección (22) incluye protección contra la caída de rayos.

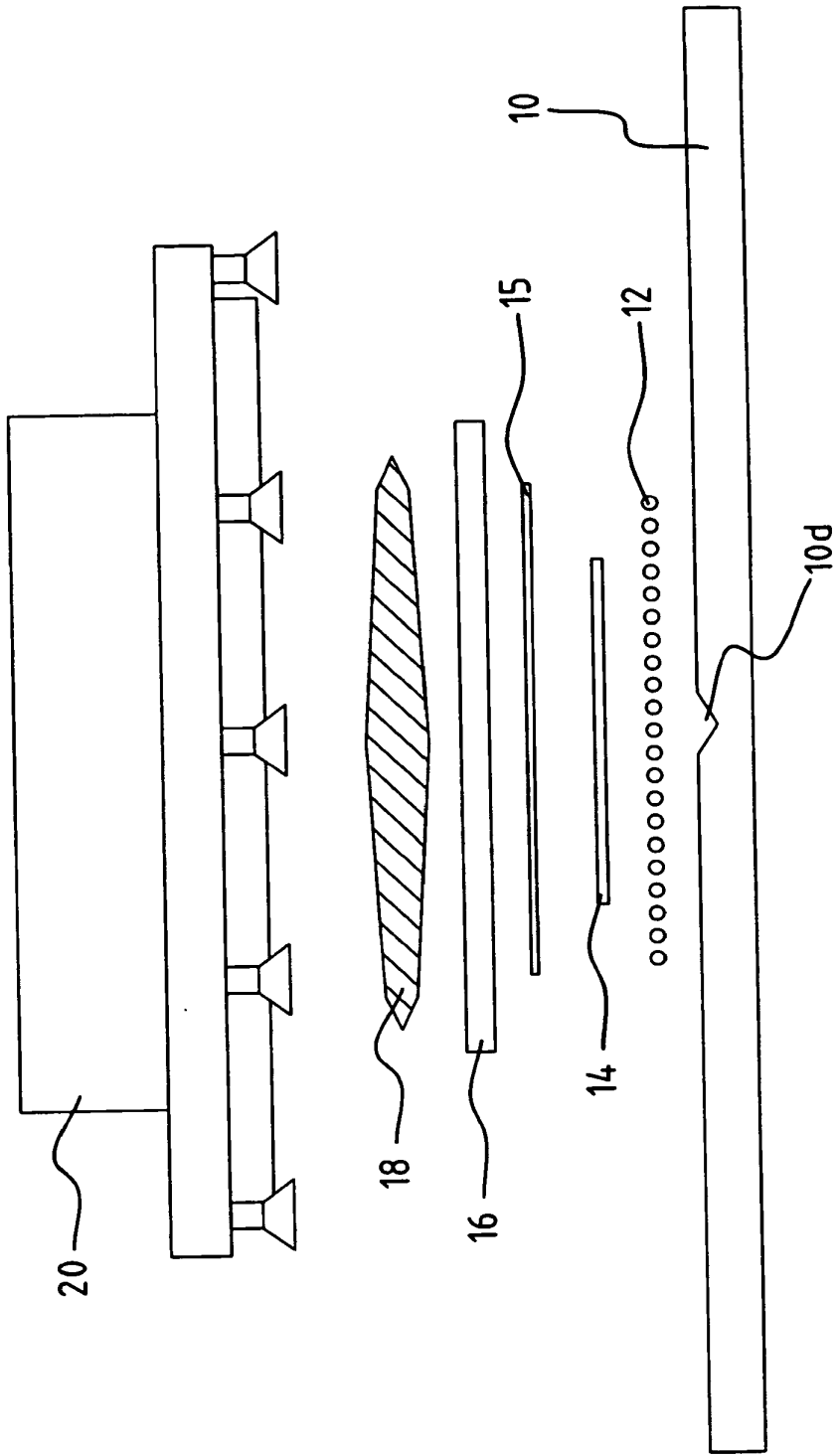


FIG. 1

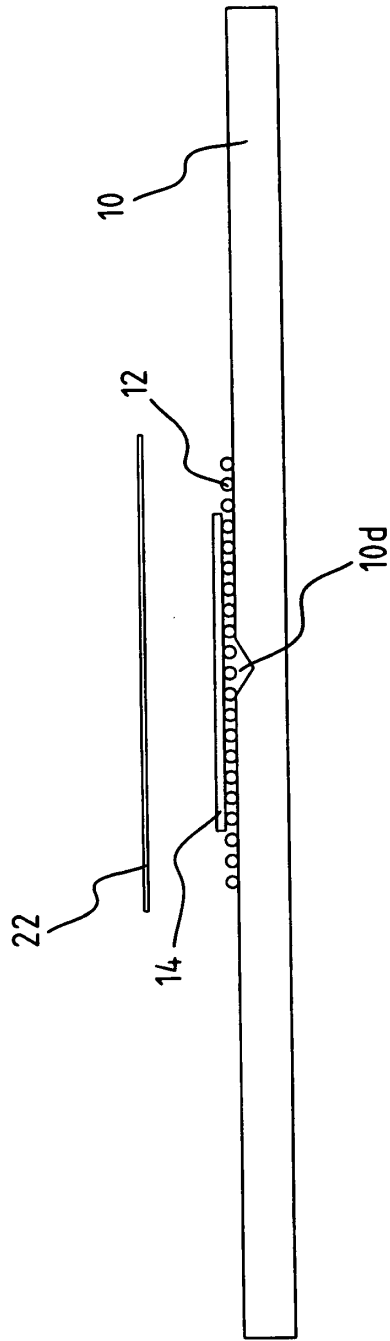


FIG. 2