

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 685 274**

51 Int. Cl.:

**B32B 3/18** (2006.01)

**B64C 1/06** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.01.2009** **E 09250096 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.06.2018** **EP 2080612**

54 Título: **Distribución de cargas puntuales en paneles de nido de abeja**

30 Prioridad:

**19.01.2008 US 17009**

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

**08.10.2018**

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)  
100 North Riverside Plaza  
Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**PIEHL, MARC J.;  
FRISCH, DOUGLAS A. y  
KAJITA, KIRK B.**

74 Agente/Representante:

**CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel**

**ES 2 685 274 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**

Distribución de cargas puntuales en paneles de nido de abeja

**Campo técnico**

5 La presente divulgación se refiere en general a paneles compuestos, especialmente aquellos que tienen núcleos de nido de abeja, y trata más particularmente de una construcción de panel que sea efectiva en la distribución de cargas puntuales, así como un método para la fabricación de los paneles.

10 Las características aerodinámicas en vehículos aeroespaciales pueden formarse mediante paneles compuestos de peso ligero que se fijan al fuselaje del vehículo. Por ejemplo, los carenados de presión aerodinámica se forman frecuentemente a partir de paneles de nido de abeja, grandes, reforzados que pueden conectarse juntos y fijarse mediante tirantes a un fuselaje. Para cubrir grandes envergaduras, se requieren paneles más gruesos y/o de mayor densidad para reaccionar a las cargas a través de la envergadura, sin embargo estos paneles más gruesos incrementan el peso de la aeronave.

**Antecedentes**

15 El documento US 5.346.367 describe una construcción de hélice de compuesto para una hélice de rotor de helicóptero usando en su mayor parte materiales de plástico reforzado con fibra en la que el ensamblaje principal de los elementos de la hélice es una operación de curado conjunto en una etapa y en la que un larguero/revestimiento soporta las cargas centrífugas, en el sentido de la aleta y el sentido de la cuerda e incorpora también medios redundantes para soportar las cargas torsionales y un núcleo de nido de abeja soporta las cargas cortantes y de presiones aerodinámicas. La hélice del rotor incluye un larguero/revestimiento integrado superior y un larguero/revestimiento integrado inferior. Se extiende una malla en el sentido longitudinal en la parte media de la hélice y dos núcleos de nido de abeja llenan el área interna de la hélice en ambos lados de la malla.

20 El documento EP 0.624.459 divulga una combinación de un núcleo de nido de abeja superior delgado más un núcleo de nido de abeja inferior de densidad igual o inferior a la del núcleo superior que se unen solamente mediante una capa intermedia de peso ligero delgada en el interior de dos revestimientos exteriores. La combinación proporciona un panel híbrido de peso ligero que incrementa la duración cuando la superficie superior se somete a cargas de compresión localizadas.

30 El documento US 4.273.818 divulga un ensamblaje de panel laminar que se especifica particularmente para su uso en vehículos espaciales. El ensamblaje de panel laminar incluye una primera y segunda cubiertas, una estructura del núcleo de soporte interpuesta entre las capas de cubierta y al menos un elemento de entrada de fuerza dispuesto dentro de la estructura del núcleo, incluyendo al menos el elemento de entrada de fuerza una pieza central sólida y mallas cortantes que se extienden a partir de ella.

35 Los paneles de nido de abeja descritos anteriormente pueden fijarse al fuselaje mediante laminados de compuesto que se inclinan hacia abajo a lo largo de los bordes del panel para permitir la fijación de los bordes al fuselaje mediante fijadores. Sin embargo, la inclinación hacia abajo de los bordes del panel de nido de abeja hasta un laminado sólido a lo largo de los bordes del panel añade peso al panel. Más aún, dado que toda la carga sobre el panel se transfiere a los bordes, la sección laminada inclinada hacia abajo debe ser más gruesa para soportar la carga, añadiéndose de ese modo adicionalmente al peso del vehículo.

Por consiguiente, existe una necesidad de paneles compuestos capaces de distribuir cargas puntuales, así como de un método para la fabricación de los paneles.

40 **Sumario**

De acuerdo con la presente invención se proporciona un panel compuesto, y un método de fabricación de un panel compuesto, tal como se reivindica en las reivindicaciones adjuntas.

45 Realizaciones de la divulgación satisfacen la necesidad de paneles de nido de abeja, de peso ligero capaces de distribuir cargas puntuales. Las cargas puntuales aplicadas a las zonas medias del panel se distribuyen mediante una plancha que se incorpora en el núcleo y se une a o se cura conjuntamente con una sección circundante de nido de abeja. La resistencia incrementada y distribución de carga proporcionada por la plancha permite al panel estar al menos parcialmente soportado por un tirante conectado entre una estructura de soporte y zonas medias del panel.

50 De acuerdo con una realización divulgada, un panel compuesto comprende un núcleo, y estratos laminados de material compuesto unidos o curados conjuntamente con el primer y segundo lados del núcleo. El núcleo incluye una primera sección de material de nido de abeja y una segunda sección de material esencialmente sólido, laminado

rodeado por y unido a la primera sección. El material sólido incluye estratos laminados de material compuesto, y la primera y segunda secciones pueden unirse por un adhesivo de espuma. El panel puede comprender adicionalmente medios para fijar un soporte al panel en el área de la sección de material sólido.

5 El panel compuesto puede usarse para vehículos aeroespaciales en los que comprende: una primera sección del núcleo laminada, esencialmente sólida para distribución de cargas puntuales a través del panel; una segunda sección del núcleo unida a la primera sección del núcleo y que tiene una capacidad de soporte de carga menor que la primera sección del núcleo; estratos laminados de material que cubren la primera y segunda secciones del núcleo; y, un enlace de transmisión de carga conectado al panel en el área de la primera sección del núcleo para el soporte del panel. La primera sección del núcleo incluye estratos laminados de material compuesto, y la segunda sección del núcleo incluye material de nido de abeja. La primera y segunda secciones del núcleo incluyen lados situados a tope unidos adhesivamente entre sí. Los sustratos laminados pueden incluir estratos reforzadores que se solapan con la primera sección del núcleo. La primera sección del núcleo puede localizarse en una zona media del panel y puede tener generalmente forma circular. El panel compuesto puede comprender adicionalmente una tercera sección del núcleo que tenga una capacidad de soporte de carga menor que la segunda sección del núcleo.

15 De acuerdo con otra realización divulgada, un fuselaje de avión comprende: al menos un panel que incluye estratos laminados interior y exterior de material compuesto y un núcleo intercalado entre los estratos laminados interior y exterior, en el que el núcleo incluye una sección de densidad incrementada localizada en una zona media del panel. La sección de densidad incrementada puede incluir una plancha de laminado sólida, y el núcleo puede incluir adicionalmente una sección de nido de abeja unida a y rodeando a la plancha. El fuselaje de avión puede comprender además un tirante para soporte del panel y medios para fijar el tirante al panel en el área de la plancha.

20 De acuerdo con una realización del método divulgada, la fabricación de un panel compuesto para un vehículo aeroespacial comprende: realizar una plancha a partir de estratos laminados de material compuesto; formar un núcleo posicionando la plancha dentro de la capa de nido de abeja y unir la capa de nido de abeja a la plancha; formar una superposición mediante la colocación de capas de material compuesto sobre lados opuestos del núcleo; compactar la superposición; y, curar la superposición. La plancha puede fabricarse mediante la laminación de estratos de resina reforzada con fibra. La unión de la capa de nido de abeja a la plancha puede realizarse mediante la introducción de una espuma adhesiva entre los laterales de la capa de nido de abeja y laterales de la plancha. El método puede comprender adicionalmente instalar una fijación de un tirante sobre el panel en el área de la plancha.

25 Otras características, beneficios y ventajas de las realizaciones divulgadas serán evidentes a partir de la siguiente descripción de las realizaciones, cuando se ven de acuerdo con los dibujos anexos y reivindicaciones adjuntas.

### 30 Breve descripción de las ilustraciones

La FIG. 1 es una vista en perspectiva del lado interior de una parte de un carenado de avión, que representa un tirante de soporte fijado a una zona media de un panel.

La FIG. 2 es una vista en alzado del lado exterior del fuselaje mostrado en la FIG. 1.

35 La FIG. 3 es una vista en perspectiva mostrando detalles de la fijación del tirante entre el panel y un elemento de la estructura.

La FIG. 4 es una vista ampliada del área indicada como "A" en la FIG. 1.

La FIG. 5 es una vista ampliada del área designada como "B" en la FIG. 4.

La FIG. 6 es una vista en sección tomada a lo largo de la línea 6-6 en la FIG. 4.

40 La FIG. 7 es una vista ampliada del área designada como "C" en la FIG. 6.

La FIG. 8 es una vista en diagrama, en sección mostrando una superposición usada para la formación del panel compuesto.

La FIG. 9 es una vista en perspectiva del panel antes de que se haya fijado el tirante.

La FIG. 10 es una vista ampliada mostrando la formación de orificios de montaje en el panel ilustrado en la FIG. 9.

45 La FIG. 11 es una vista similar a la FIG. 10 mostrando la instalación de un manguito en el orificio central.

La FIG. 12 es una vista en perspectiva mostrando el frente de una cubierta instalada sobre el lado exterior del orificio central.

La FIG. 13 es una vista en perspectiva mostrando el lado trasero de la cubierta mostrada en la FIG. 12.

La FIG. 14 es una vista ampliada de la superficie exterior del panel, y mostrando fijaciones de unión del tirante y un ajustador de posición al que se accede desde el exterior del panel.

La FIG. 15 es una vista en perspectiva mostrando una herramienta que se ha insertado en la posición del ajustador desde el exterior del panel.

La FIG. 16 es un diagrama de flujo que ilustra las etapas del método para la fabricación del panel.

### Descripción detallada

10 Con referencia primero a las FIGS. 1-8, un carenado de avión indicado en general por el número 20 puede incluir uno o más paneles ligeros, de compuesto 22 fijados a lo largo de sus periferias a una estructura 24 de soporte. La estructura 24 puede fijarse, a su vez, mediante tirantes 26 al fuselaje del avión (no mostrado). Las zonas medias 28 del panel 22 están soportadas por el elemento de estructura 24a (FIGS. 2 y 3) mediante un enlace similar a un tirante, rígido 26a. La fijación del enlace 26a a las zonas medias 28 del panel 22 también da como resultado menos flexión o combado del panel 22, lo que a su vez reduce la resistencia parásita del carenado 20, mejorando de ese modo la economía de combustible. Como se explicará a continuación con más detalle, la zona media 28 del panel 22 se refuerza mediante una plancha 56 de laminado sólida que funciona para transferir cargas de presión desde el panel 22 para proporcionar continuidad de momento, y permitir eficientemente que el enlace 26a elimine las cargas cortantes transversales del panel 22.

20 En una disposición, mostrada en la FIG. 3, el enlace 26a incluye horquillas 32, 34 y pasadores 36, 38 en sus extremos opuestos. Los pasadores 36, 38 pueden pasar a través de apoyos esféricos 35 que conectan el enlace 26a entre un accesorio de fijación 40 y un conjunto de fijación del panel 44. El accesorio de fijación 40 puede sujetarse a su vez al elemento de estructura 24a mediante un adaptador en ángulo 42 que ajusta de modo efectivo la posición del eje del pasador 36 con relación al elemento de estructura 24a. Los apoyos esféricos 35 permiten que el carenado 20 se mueva a lo largo de múltiples ejes con relación al elemento de estructura 24a, permitiendo así que el carenado 20 flexione de alguna forma en respuesta a las cargas del flujo de aire y movimiento del fuselaje.

30 El conjunto de accesorios ajustables de fijación 44 del panel incluyen una placa de tuerca 48 que se sujeta a la cara interior del panel 22 mediante pernos de fijación 51 que pasan a través del panel 22 y se mantiene mediante tuercas de retención 50 roscadas. Se conecta un cáncamo 46 roscado al enlace 26a mediante el pasador 38 y horquilla 34, y se recibe de modo roscado dentro de un cuerpo cilíndrico, roscado 48a que forma parte de la placa de tuerca 48. Como se describirá con mayor detalle a continuación, la retirada de los pernos 51 permite que la placa de tuerca 48 se gire en cualquiera de entre dos direcciones de rotación, para ajustar la posición axial del enlace 26a.

35 Con referencia ahora a las FIGS. 9-14 los pernos de fijación 51 pasan a través de cuatro orificios pasantes 86 en el panel 22 que rodea un orificio pasante central, encastrado 60. Un manguito 88, que puede comprender, por ejemplo un acero resistente a la corrosión, se une o estampa dentro del orificio pasante central 60. El extremo inferior 48b del cilindro 48a pasa a través del manguito 88 e incluye una abertura 48c similar a una boca de llave que está adaptada para recibir el extremo de una herramienta 90. Cuando los pernos de fijación 51 se han retirado, la rotación de la herramienta 90 en la misma forma da como resultado la rotación de la placa de tuerca 48, desplazando de ese modo axialmente el cáncamo 46 así como el enlace 26a. La rotación de la placa de tuerca 48 permite una instalación sin costuras y una alineación del fijador. Dado que la placa de tuerca 48 se mantiene de modo roscado sobre el extremo del cáncamo 46, la placa de tuerca 48 permanece fijada al enlace 26a cuando se retira el carenado 20 para mantenimiento u otras finalidades. El uso del conjunto de accesorios de fijación del panel 44 permite que el panel de carenado 20 se retire y reinstale sin requerir acceso al interior del carenado 20.

45 Para encerrar de modo protector el orificio pasante 60 así como los pernos de fijación 86, se proporciona una cubierta circular 90, que puede formarse a partir de un material flexible, pero duradero tal como nilón. La cubierta 90 incluye una parte tubular 92 que es recibida dentro del manguito 88. Un perno de retención 92, que puede comprender también un material de nilón, pasa a través del centro de la cubierta 90 dentro de la abertura con forma de llave 48c para mantener la cubierta 90 contra la superficie exterior del panel 22.

50 De acuerdo con las realizaciones divulgadas, las cargas puntuales impuestas sobre el panel 22 resultantes de la fijación del enlace 26a a las zonas medias 28 se distribuyen lateralmente a través de al menos una parte del panel 22. Las zonas medias 28 del panel 22 se refuerzan de modo efectivo mediante la plancha 56 que forma parte del núcleo 62 del panel 22. La plancha 56 puede comprender, por ejemplo, un material sólido, rígido formado mediante estratos laminados de un material compuesto tal como resina reforzada con fibra, es decir, un laminado sólido. El

5 uso de una plancha 56 formada partir de un laminado sólido permite que el panel 22 soporte cargas cortantes fuera de plano y cargas de flexión más altas en comparación con otros tipos de construcciones del núcleo. En el ejemplo ilustrado, la plancha 56 es de forma circular y ligeramente mayor en diámetro que el diámetro de la placa de tuerca 48. Son posibles, sin embargo, otras geometrías, aunque una geometría circular ayuda a transferir de modo uniforme momentos en cualquier dirección radial a través del plano del panel 22.

10 La plancha sólida 56 se embebe de modo efectivo en, y forma parte integral de, el núcleo del panel de nido de abeja 62, permitiendo que el enlace 26a o un tirante/barra de unión similar se fije directamente a la parte media del panel 22 mientras continúa siendo capaz de reaccionar a grandes cargas fuera del plano. La placa de tuerca 48 puede fijarse directamente a la plancha 56 y ajustarse a continuación para encajar contra el panel 22 desde el exterior del carenado 20 usando el accesorio de fijación del panel ajustable 44. La plancha 56 puede estar previamente curada o sin curar (verde) cuando se inserta en el núcleo del panel de nido de abeja 62. La plancha 56 se cura conjuntamente a continuación con o se une conjuntamente al conjunto del núcleo de nido de abeja 62 durante la fabricación del panel 22.

15 El núcleo 62 incluye además una sección de nido de abeja 58 con forma de anillo rodeando y fijada a los laterales de la plancha 56. La sección de nido de abeja 58 con forma de anillo está rodeada por otra sección de nido de abeja 52. En una realización, la densidad de la sección del núcleo 58 es menor que la de la plancha 56 pero mayor que la densidad de la sección del núcleo 52. Por ejemplo, en una aplicación que proporciona resultados satisfactorios, la plancha 56 comprende 60 estratos laminados de fibra de vidrio, la sección del núcleo 58 comprende un nido de abeja fenólico que tiene una densidad de 128,15 kilogramos por metro cúbico (ocho libras por pie cúbico), y la  
20 sección del núcleo 52 es también un nido de abeja fenólico que tiene una densidad de 48,06 kilogramos por metro cúbico (tres libras por pie cúbico). Si la plancha 52 está verde (sin curar) durante la fase de ensamblaje, la sección del núcleo de nido de abeja 58 puede fijarse mediante curado conjunto de la plancha 56 y la sección del núcleo 52 usando un adhesivo de espuma adecuado que forma un empalme 84 (véase la FIG. 8).

25 La FIG. 8 muestra detalles adicionales de las capas que forman el área 52 reforzada sobre el revestimiento exterior 54 del panel 22. El núcleo 62 formado por la plancha unida conjuntamente o curada conjuntamente 56 y las secciones de nido de abeja 52, 58 se intercalan entre estratos laminados 64, 66 que pueden comprender cualquiera de varias resinas reforzadas con fibra, tales como fibra de vidrio. Los estratos laminados 64 pueden incluir múltiples estratos reducidos 70 intercalados entre estratos completos 68, 72. De manera similar, el grupo posterior de estratos laminados 66 puede incluir estratos reducidos 76 intercalados entre estratos completos 74, 78. Los estratos reducidos 70-76 en la zona solapada con la plancha 56 y la alta densidad de la sección de nido de abeja 58 están dirigidos a reforzar las zonas medias 28 del panel 22 en donde se fija el enlace 26a al panel 22. Puede aplicarse una alisadora 66 al lado exterior del panel 22, que cubre los estratos laminados 64 para conseguir la suavidad deseada.  
30

35 Con referencia ahora simultáneamente a las FIGS. 8 y 16, el panel 22 puede fabricarse comenzando en la etapa 94 en donde se coloca la alisadora 66 adecuada sobre una herramienta de línea de molde exterior (OML) 67. A continuación, en la etapa 96, los estratos del compuesto que forman el primer grupo de estratos 64 se apilan sucesivamente sobre la alisadora 66. Después, en 98, el núcleo 62 se ensambla conjuntamente con la plancha 56 y secciones de nido de abeja 52, 58, usando un adhesivo espumante como se ha descrito anteriormente. La plancha 56 puede estar o bien curada o bien sin curar en esta etapa del proceso de fabricación.

40 El ensamblaje del núcleo 62 en la etapa 98 puede llevarse a cabo mediante la formación de un primer corte en la sección de nido de abeja 52 que tiene el tamaño y forma de la sección de nido de abeja 58, la colocación de la sección 58 en el corte y la unión a continuación de los lados de la sección 52 a los lados de la sección 58. De manera similar, se forma un segundo corte en la sección del nido de abeja 58 que coincide en tamaño y forma con la plancha 56, a continuación de lo que se coloca la plancha 56 dentro del corte en la sección 58. Después, los lados de la plancha 56 se fijan a los lados de la sección de nido de abeja 58 usando un adhesivo espumante para  
45 completar el ensamblaje del núcleo 62. En la etapa 100, el núcleo ensamblado 62 se coloca sobre la parte superior del primer grupo de estratos 64.

50 En la etapa 102, los estratos en el segundo grupo 66 se disponen sucesivamente sobre el núcleo ensamblado 62. Después, en 104, se coloca una película de liberación 80 adecuada, tal como TEDLAR® sobre el grupo de estratos 66. A continuación, en 106, se coloca una placa de membrana 82 sobre la parte superior de la superposición. En 108, la superposición se embolsa en vacío y compacta, a continuación de lo que la superposición compactada y el núcleo se curan conjuntamente en la etapa 110. Después, se forman los orificios pasantes 60, 86 en el panel tal como se muestra en 112, a continuación de lo que en la etapa 114, el conjunto de accesorios ajustables de fijación del panel 44 se sujetan al panel 22.

55 Aunque las realizaciones de la presente divulgación se han descrito con respecto a ciertas realizaciones de ejemplo, se ha de entender que las realizaciones específicas tienen la finalidad de ilustración y no de limitación, dado que se les ocurrirán a los expertos en la materia otras variaciones.

**REIVINDICACIONES**

1. Un panel compuesto (22), que comprende:
  - un núcleo (62) que tiene primer y segundo lados, incluyendo el núcleo:
    - una primera sección (58) de material de nido de abeja;
    - 5 una segunda sección rodeada por y unida a la primera sección, incluyendo la segunda sección estratos laminados de material compuesto que forman una plancha esencialmente sólida (56); y
    - una tercera sección del núcleo (52) de material de nido de abeja que rodea y está unida a la primera sección (58) de material de nido de abeja y que tiene una densidad menor que la densidad de la primera sección; y
  - 10 estratos laminados (64, 66) de material compuesto unidos al primer y segundo lados del núcleo y que cubren la plancha sólida.
2. El panel compuesto de la reivindicación 1, en el que los estratos laminados de la plancha sólida (56) incluyen resina reforzada con fibra de vidrio.
3. El panel compuesto de la reivindicación 1, en el que la primera sección (58) se une a la segunda sección (56) mediante un adhesivo de espuma y la tercera sección del núcleo (52) se une a la primera sección (58) mediante un adhesivo de espuma.
4. El panel compuesto de la reivindicación 1, en el que los sustratos laminados (64, 66) que cubren la plancha sólida incluyen reforzadores de estratos.
5. El panel compuesto de cualquier reivindicación anterior, que comprende adicionalmente:
  - 20 un enlace de transmisión de carga (26a) conectado al panel en el área de la segunda sección (56) para el soporte del panel.
6. Un carenado de avión, que comprende al menos un panel compuesto de acuerdo con la reivindicación 1, en el que la segunda sección se localiza en una zona media (28) del panel.
7. Un método de fabricación de un panel compuesto para un vehículo aeroespacial, que comprende:
  - 25 fabricar una plancha (56) a partir de estratos laminados de material compuesto;
  - formar un núcleo (62) que rodea la plancha (56) con una primera sección de nido de abeja (58) y rodear la primera sección de nido de abeja (58) con una tercera sección del núcleo (52) de material de nido de abeja, en el que la densidad de la tercera sección del núcleo (52) es menor que la densidad de la primera sección de nido de abeja (58), y curar conjuntamente o unir conjuntamente la plancha, la primera sección de nido de abeja (52) y la
  - 30 tercera sección del núcleo (52, 58);
  - formar una superposición mediante la colocación de capas (64, 66) de material compuesto sobre lados opuestos del núcleo; compactar la superposición; y,
  - 35 curar la superposición.
8. El método de la reivindicación 7, en el que la unión de la sección de nido de abeja (58) la plancha incluye introducir una espuma adhesiva entre los laterales de la sección de nido de abeja (58) y los laterales de la plancha (56).
9. El método de o bien la reivindicación 7 o bien la reivindicación 8, que comprende adicionalmente:
  - formar orificios pasantes (60, 86) en la plancha (26).
10. El método de la reivindicación 9, que comprende adicionalmente: sujetar un conjunto de accesorios ajustables de fijación del panel (44) al panel.
- 40 11. El método de o bien la reivindicación 7 o bien la reivindicación 8, que comprende adicionalmente:
  - instalar una fijación de tirante sobre el panel en el área de la plancha.

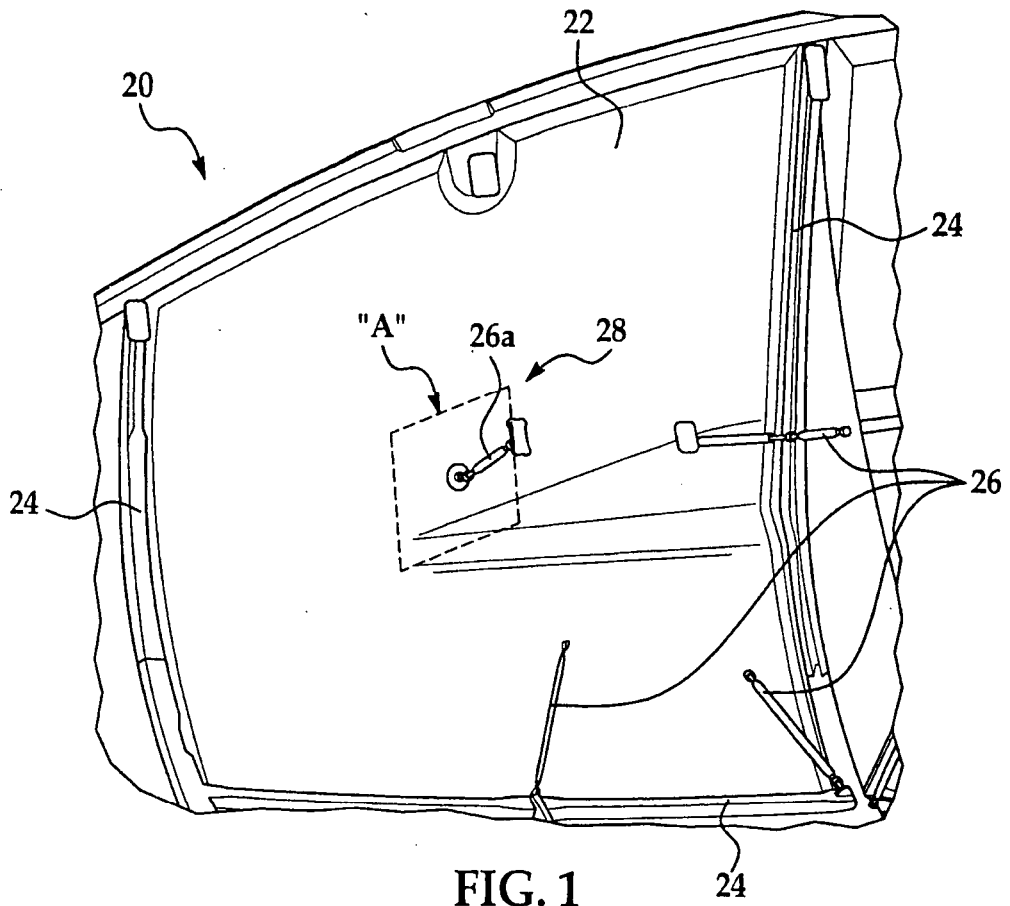


FIG. 1

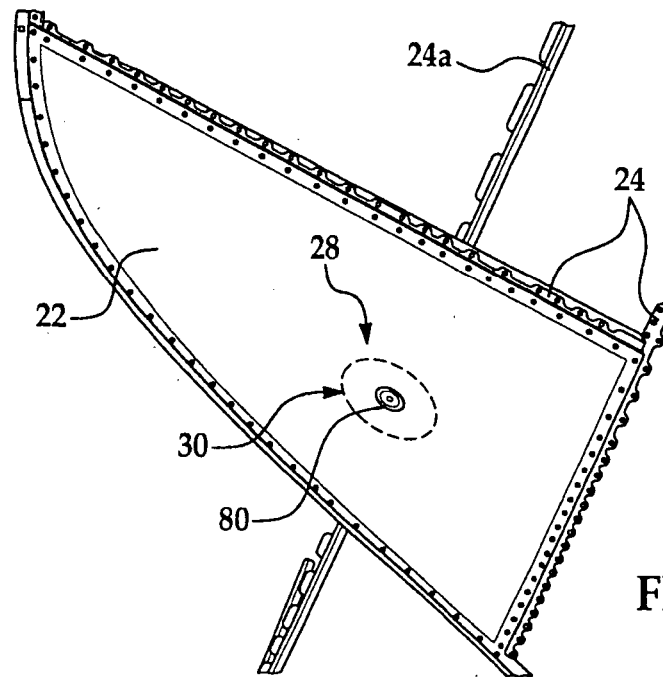


FIG. 2

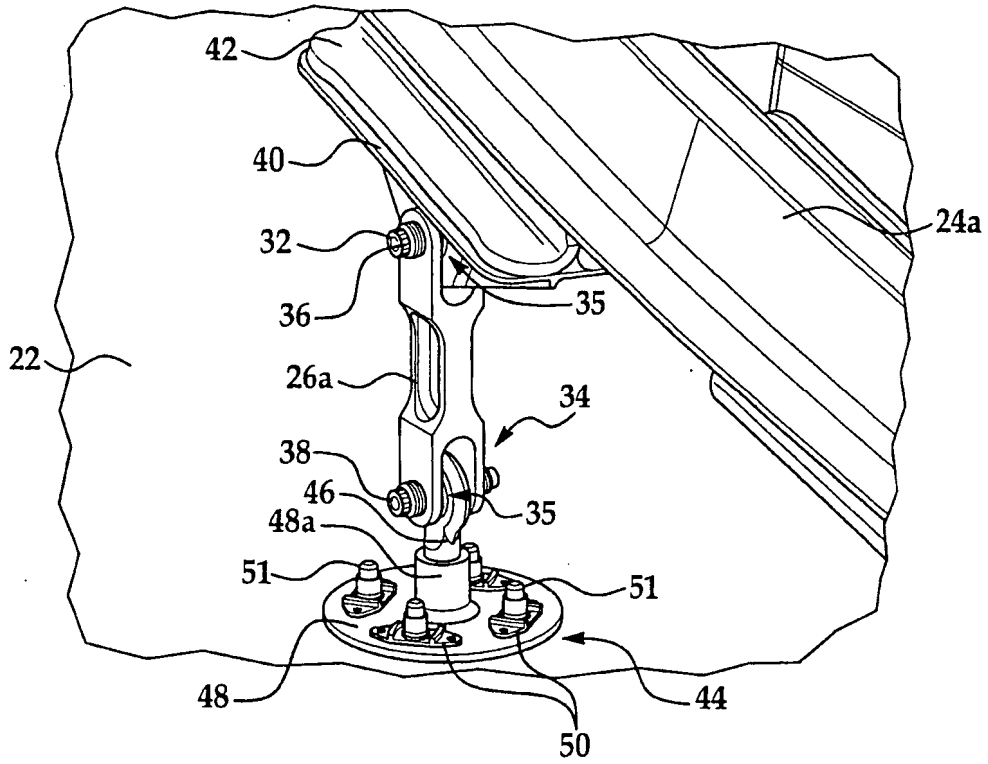


FIG. 3

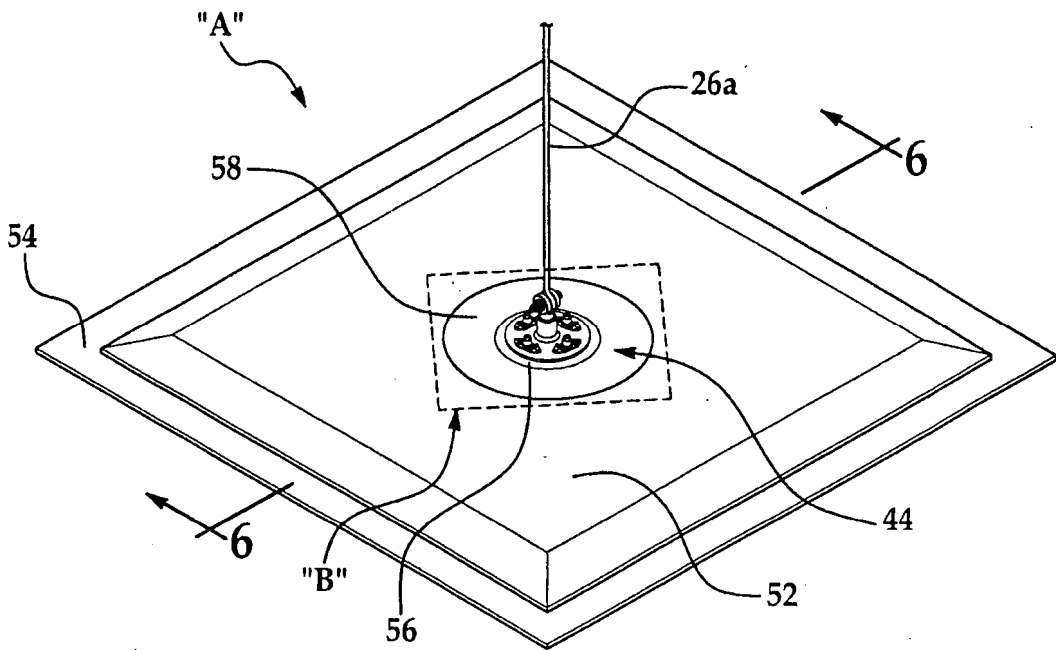


FIG. 4



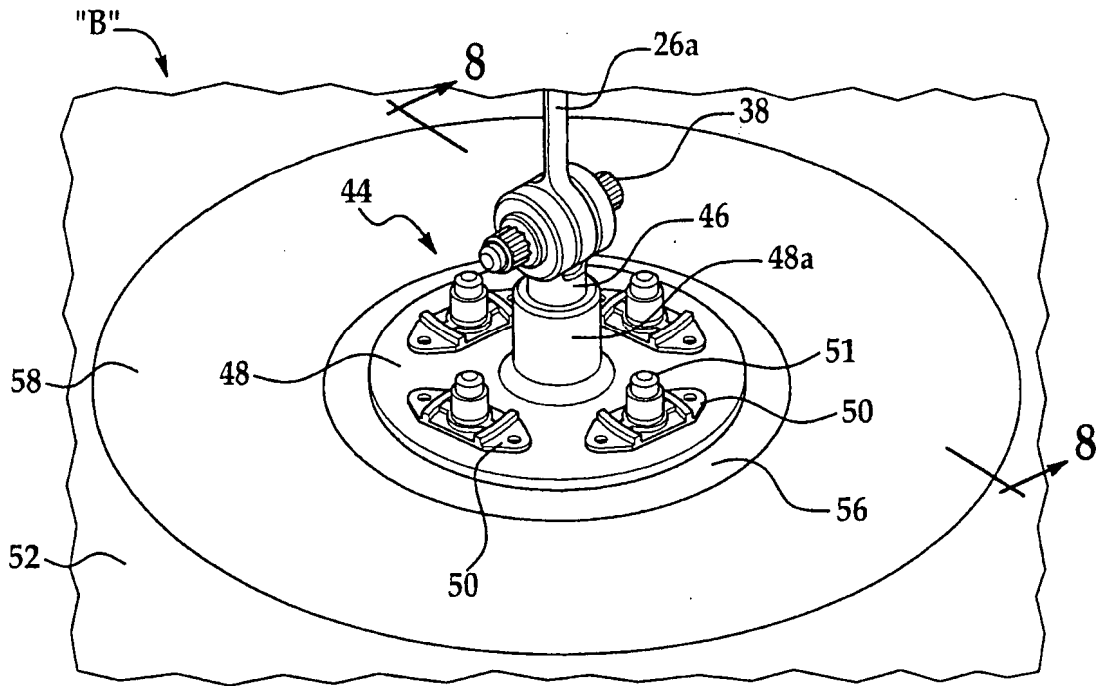


FIG. 5

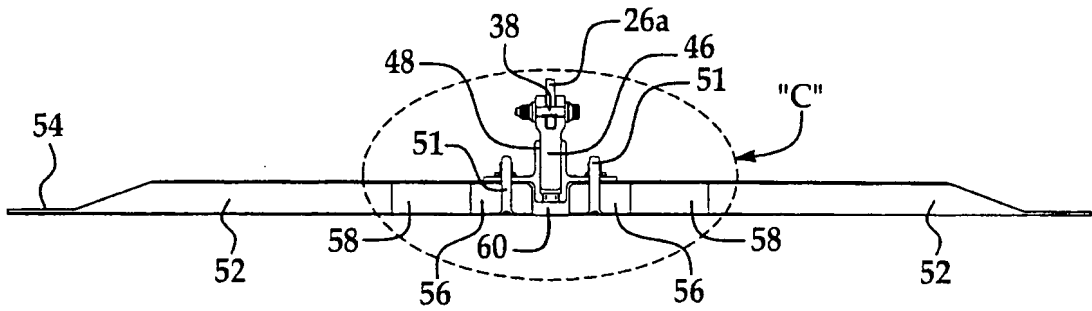


FIG. 6

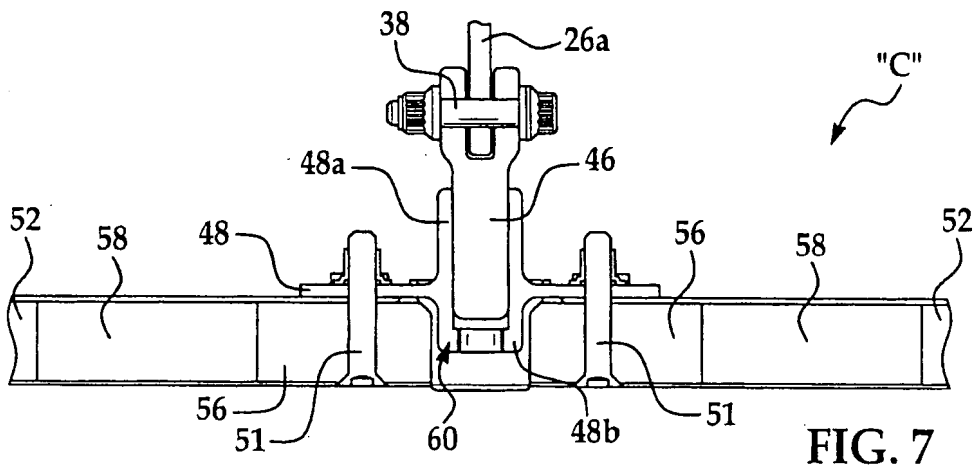


FIG. 7

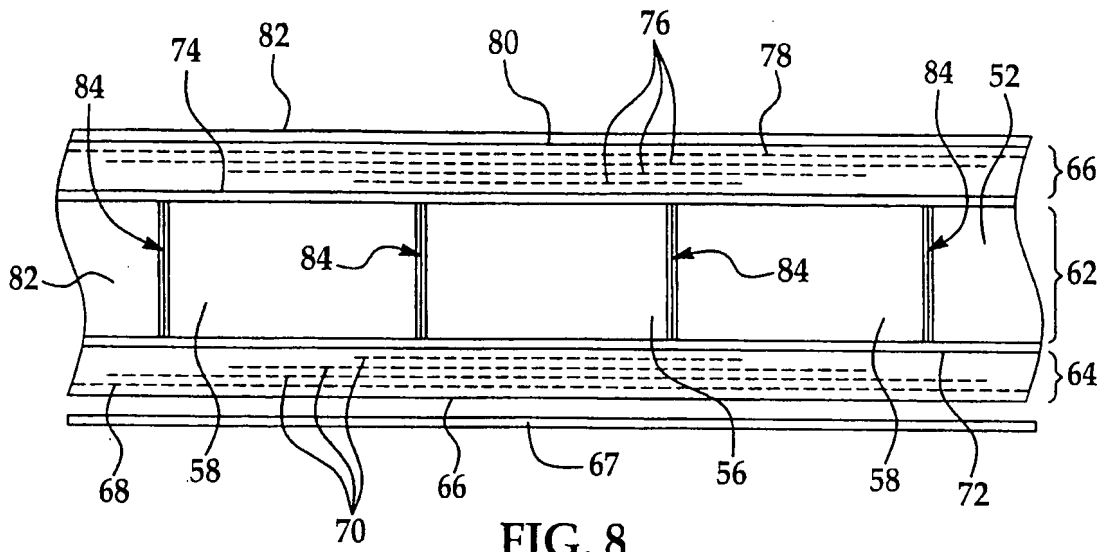


FIG. 8

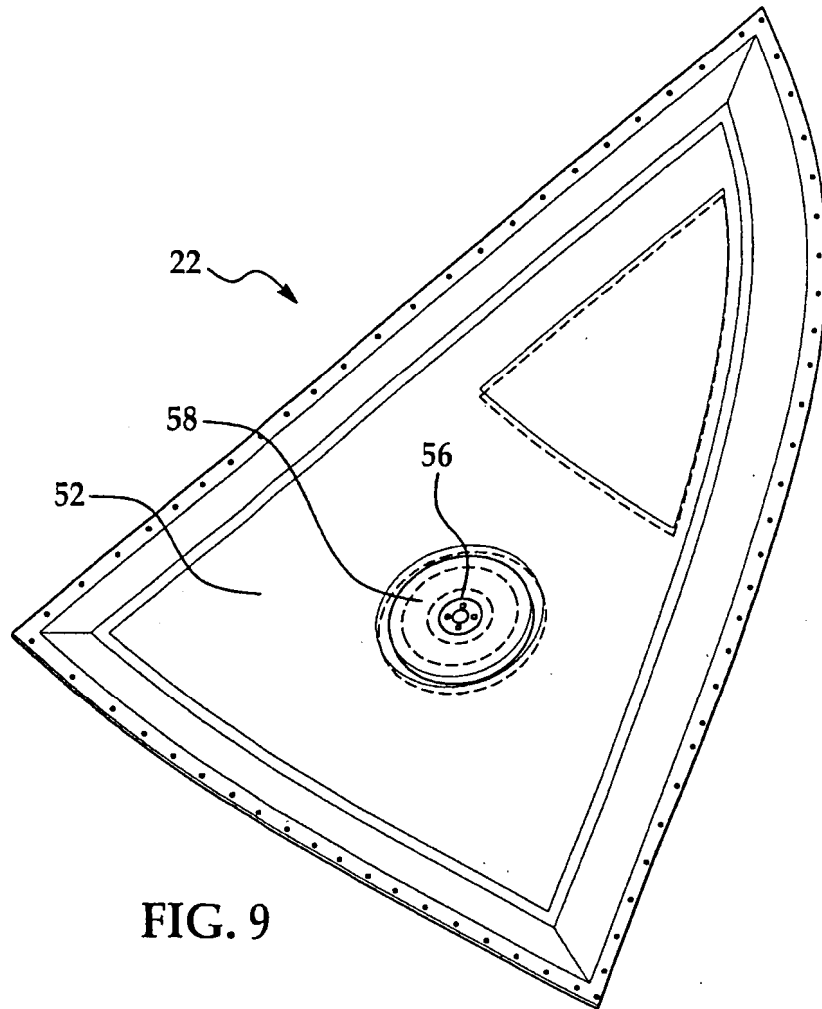


FIG. 9

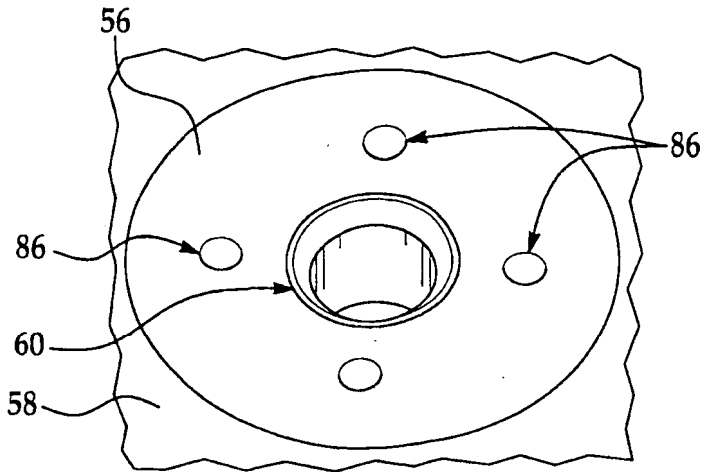


FIG. 10

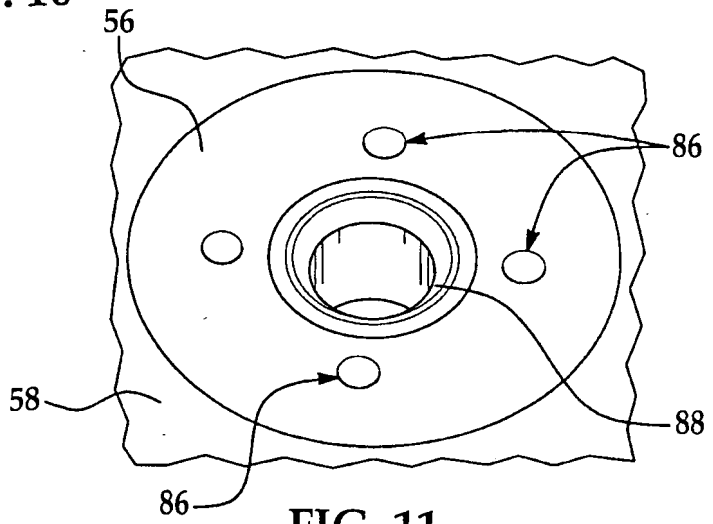


FIG. 11

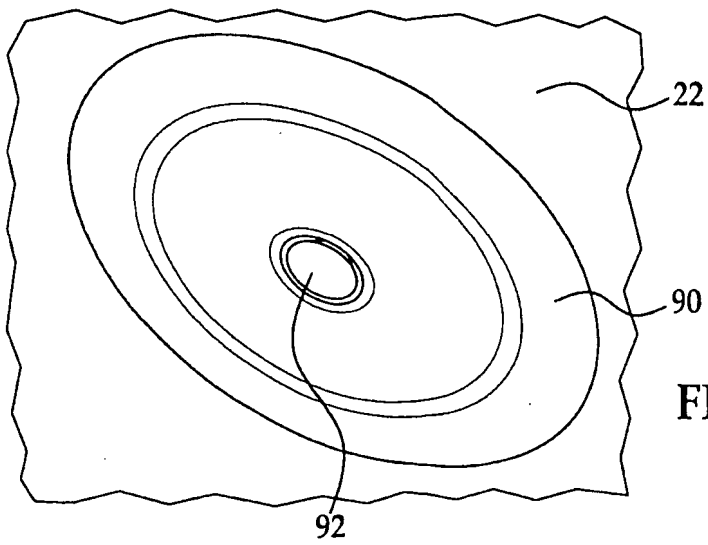


FIG. 12

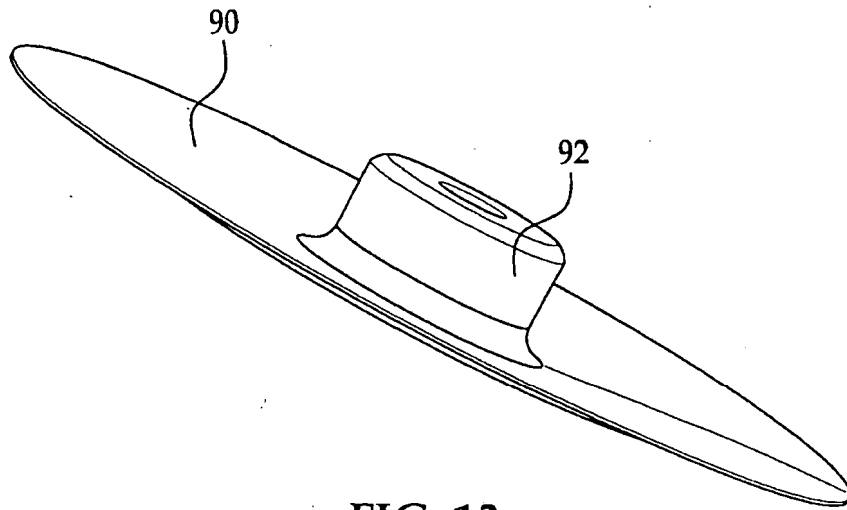


FIG. 13

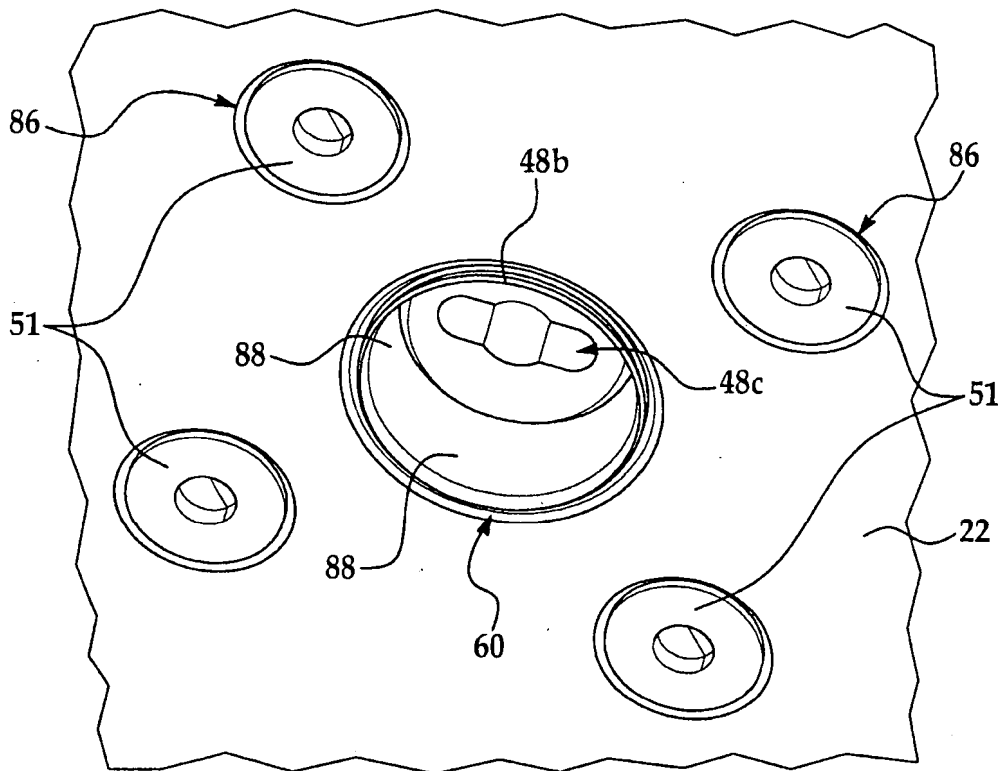


FIG. 14

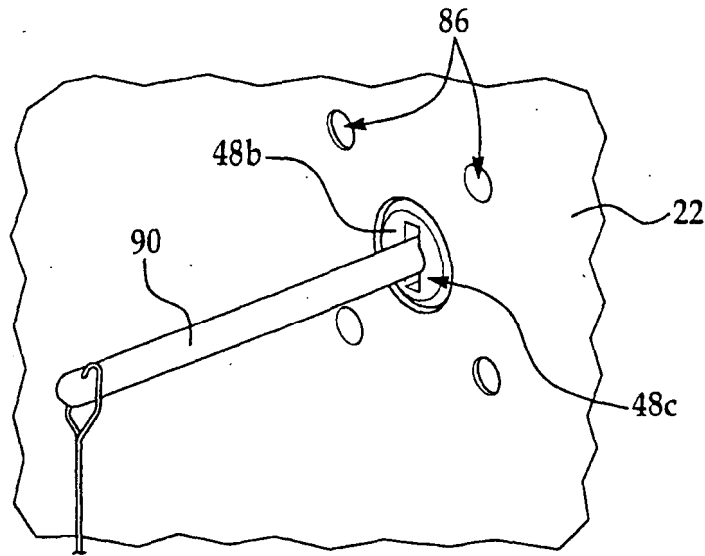


FIG. 15

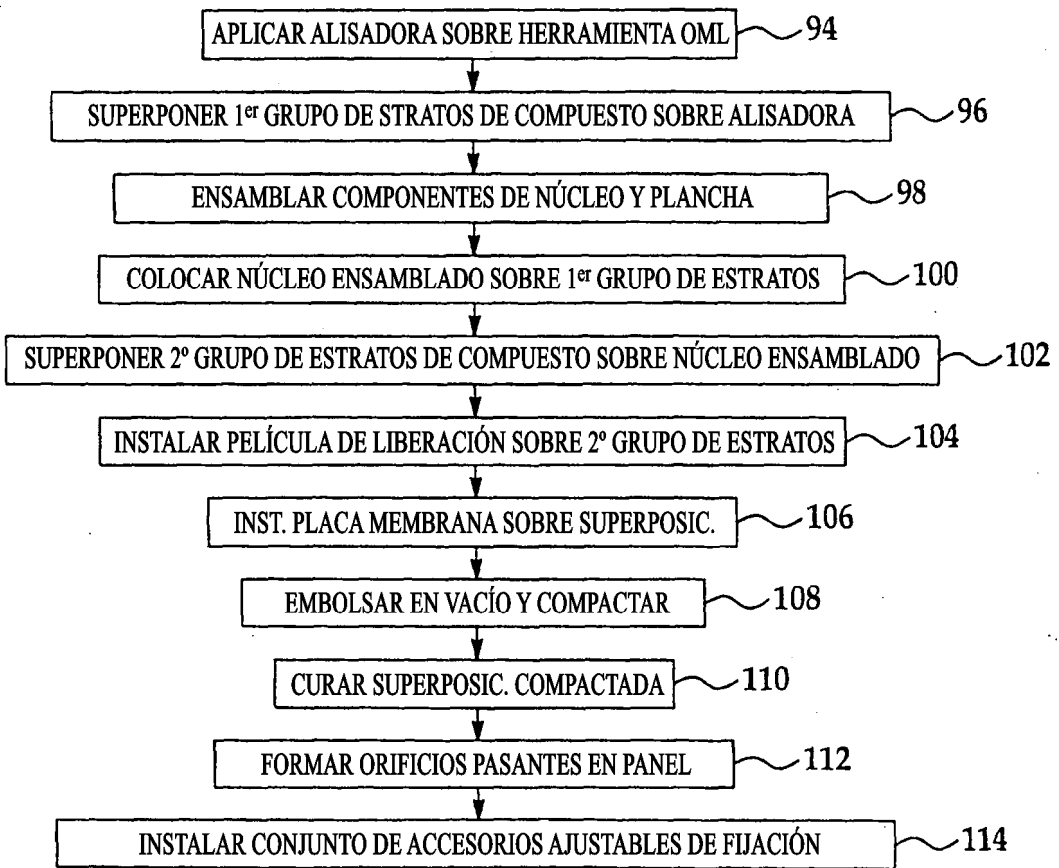


FIG. 16