

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 774 273**

51 Int. Cl.:

**B64C 1/14** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **05.08.2014** E 18167192 (6)

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **22.01.2020** EP 3372489

54 Título: **Ventana deformable para aeronave**

30 Prioridad:

**06.08.2013 US 201361862679 P**

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

**20.07.2020**

73 Titular/es:

**PPG INDUSTRIES OHIO, INC. (100.0%)  
3800 West 143rd Street  
Cleveland, OH 44111, US**

72 Inventor/es:

**MCCARTHY, DENNIS P.;  
BLEVINS, CALVIN, B.;  
HARRIS, CAROLINE S.;  
GOODWIN, GEORGE B. y  
GU, YABEI**

74 Agente/Representante:

**VALLEJO LÓPEZ, Juan Pedro**

**ES 2 774 273 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**

Ventana deformable para aeronave

**5 Referencia cruzada a solicitud relacionada**

La presente solicitud reivindica la prioridad de la Solicitud de patente provisional de Estados Unidos N.º 61/862.679, presentada el 6 de agosto de 2013.

**10 Antecedentes de la invención****Campo de la invención**

15 La presente invención se refiere, en general, a ventanas de aeronave y, más en particular, a ventanas deformables de cabina de aeronave que proporcionan una aerodinámica mejorada y menor resistencia aerodinámica.

Consideraciones técnicas

20 Las ventanas de cabina de aeronave normalmente se fabrican con un material acrílico estirado. Las ventanas de cabina se instalan en un armazón, fijado al fuselaje de la aeronave. Las ventanas de cabina convencionales habitualmente tienen una sección transversal semicilíndrica, en la que la superficie exterior curva coincide con la curvatura exterior del fuselaje de la aeronave, para proporcionar una superficie exterior lisa de la aeronave. Esto reduce la resistencia y promueve la aerodinámica general de la aeronave.

25 A bajas altitudes, por ejemplo durante las operaciones de despegue y aterrizaje, hay poca diferencia entre la presión de la cabina de la aeronave (presión interior de la aeronave) y la presión fuera de la aeronave (presión exterior o atmosférica). Por lo tanto, la ventana de cabina conserva su curvatura aerodinámica semicilíndrica, que coincide con la curvatura del fuselaje. Sin embargo, cuando la aeronave está a altitudes de vuelo más altas y la presión interior de la cabina es relativamente más alta, en comparación con la presión en el exterior de la aeronave, la ventana de cabina puede sobresalir o arquearse hacia fuera debido a la diferencia de presión. Esto hace que la superficie exterior de la ventana de cabina se extienda más allá de la curvatura del fuselaje de la aeronave, lo que crea una resistencia aerodinámica indeseable sobre la aeronave. Esta mayor resistencia conlleva mayores costos de combustible y menores velocidades de crucero.

30 Este pandeo de la ventana de cabina puede reducirse utilizando ventanas de vidrio rígidas y relativamente pesadas, que son más resistentes y menos susceptibles al pandeo que las ventanas acrílicas más delgadas, o aumentando el espesor de la ventana acrílica para aumentar su resistencia y reducir el pandeo. Sin embargo, ambas soluciones implican un mayor peso, lo que conlleva un consumo de combustible menos eficiente.

40 Por lo tanto, sería deseable proporcionar una ventana de cabina de aeronave que reduzca, o elimine, al menos algunos de los problemas asociados con las ventanas de cabina de aeronave convencionales. Por ejemplo, sería deseable proporcionar una ventana de cabina de aeronave que conserve el peso ligero de las ventanas de cabina de aeronave convencionales de material acrílico estirado, pero que reduzca los problemas aerodinámicos asociados con las ventanas de cabina de aeronave convencionales.

45 El documento WO 2013/093784 A1 da a conocer una ventana conocida para un vehículo, incluyendo al menos un panel transparente que puede suspenderse dentro de un armazón. El panel transparente comprende un material deformable. El panel transparente define una primera posición de superficie cuando no está sometido a una presión diferencial, y una segunda posición de superficie cuando está sometido a la presión diferencial.

50 El documento WO 2012/066264 A1 se refiere a una ventana de aeronave que comprende un armazón de unión para unir la ventana al fuselaje de una aeronave, y al menos un panel de ventana que se monta en el armazón de unión mediante un sistema de sellado, teniendo dicho al menos un panel de ventana una superficie interior y una superficie exterior, en donde el panel de ventana comprende, en una primera llamada posición inactiva, al menos un rebaje en la superficie exterior del mismo cuando no hay diferencia de presión entre la superficie exterior y la superficie interior del panel de ventana, y dicho al menos un rebaje del panel de ventana desaparece al menos parcialmente en un segundo estado en el que existe una diferencia de presión entre la superficie exterior y la superficie interior del panel de ventana.

**60 Sumario**

Un conjunto de ventana de aeronave deformable según la presente invención se define según la reivindicación independiente 1 adjunta.

65 Otros aspectos del conjunto de ventana de aeronave deformable según la presente invención se definen según las reivindicaciones dependientes adjuntas.

**Breve descripción de los dibujos**

5 La invención se describirá con referencia a las siguientes figuras, a lo largo de las cuales los mismos caracteres de referencia identifican las mismas partes.

- La Fig. 1 es una vista en sección lateral de un conjunto de ventana de aeronave, en un primer estado;
- La Fig. 2 es una vista en sección lateral del conjunto de ventana de la Fig. 1, en un segundo estado;
- La Fig. 3 es una vista en sección lateral de un molde de colada, para fabricar un panel de ventana de aeronave;
- 10 La Fig. 4 es una vista en sección lateral de un conjunto de ventana de aeronave, montado en un armazón;
- La Fig. 5 es una vista en sección lateral de un conjunto de ventana de aeronave, montado en un armazón utilizando una configuración de montaje desplazada;
- La Fig. 6 es una vista detallada de la porción inferior del conjunto de ventana de aeronave de la Fig. 5;
- 15 La Fig. 7 es una vista en sección lateral de la porción inferior de un conjunto de ventana de aeronave, similar a la de la Fig. 6 pero con una configuración de montaje desplazada alternativa;
- La Fig. 8 es una vista en sección lateral de un aspecto adicional de un conjunto de ventana de aeronave;
- La Fig. 9 es una vista en planta de una ventana de aeronave;
- La Fig. 10 es una vista en sección lateral de un borde periférico de la ventana de aeronave de la Fig. 9;
- La Fig. 11 es una vista en planta de una ventana de aeronave que presenta una empaquetadura exterior;
- 20 La Fig. 12 es una vista en sección lateral de una porción de la ventana de aeronave de la Fig. 11, montada en una aeronave;
- La Fig. 13 es una vista en planta de una ventana de aeronave de la invención, que incorpora una junta periférica;
- La Fig. 14 es una vista en sección lateral de un borde periférico de la ventana de la Fig. 13, fijada a un armazón;
- La Fig. 15 es una vista en planta de una ventana de aeronave que incorpora una rejilla de alambre;
- 25 La Fig. 16 es una vista en sección lateral de la ventana de aeronave de la Fig. 15;
- La Fig. 17 es una vista en sección lateral de un conjunto de ventana de aeronave (no se muestra el armazón), que incorpora un revestimiento exterior;
- La Fig. 18 es una vista en sección lateral de un conjunto de ventana de aeronave (no se muestra el armazón), que incorpora un revestimiento interior;
- 30 La Fig. 19 es una vista en sección lateral de un conjunto de ventana de aeronave (no se muestra el armazón), que incorpora un material compresible intermedio;
- La Fig. 20 es una vista en sección lateral de un conjunto de ventana de aeronave (no se muestra el armazón), que incorpora un conjunto electrocrómico;
- La Fig. 21 es una vista en sección lateral de una ventana de aeronave, que incorpora un espesor variable a lo ancho de la misma; y
- 35 La Fig. 22 es una vista en sección lateral de una ventana de aeronave, que incorpora un revestimiento en gradiente.

**Descripción de los aspectos preferidos**

40 Como se usan en el presente documento, los términos espaciales o direccionales, tales como “izquierda/o”, “derecha/o”, “interior”, “exterior”, “por encima de”, “por debajo de”, “superior”, “inferior”, y similares, se refieren a la invención tal como se muestra en las figuras. Debe comprenderse que la invención puede asumir diversas orientaciones alternativas y, por consiguiente, tales términos no deben considerarse como limitantes. Todos los

45 números que expresan dimensiones, características físicas, parámetros de procesamiento, cantidades de ingredientes, condiciones de reacción, y similares, utilizados en la memoria descriptiva están sujetos en todos los casos a modificación por el término “aproximadamente”. Debe comprenderse que todos los intervalos dados a conocer en el presente documento abarcan los valores inicial y final del intervalo, y cualquiera y todos los subintervalos subsumidos en el mismo. El término “película” se refiere a una región de un revestimiento que tenga

50 una composición deseada o seleccionada. Una “capa” comprende una o más “películas”. Un “revestimiento” o “pila de revestimientos” está compuesto por una o más “capas”. El término “sobre” significa “por encima de”. Por ejemplo, una capa de revestimiento “formada sobre” un sustrato no excluye la presencia de una o más capas de revestimiento adicionales situadas entre la capa de revestimiento formada y el sustrato. Los términos “polímero” o “polimérico/a” incluyen oligómeros, homopolímeros, copolímeros y terpolímeros, por ejemplo, polímeros formados

55 por dos o más tipos de monómeros o polímeros. Los términos “región visible” o “luz visible” se refieren a una radiación electromagnética que tenga una longitud de onda en el intervalo de 380 nanómetros (nm) a 780 nm. Los términos “región infrarroja” o “radiación infrarroja” se refieren a una radiación electromagnética que tenga una longitud de onda en el intervalo de más de 780 nm a 100.000 nm. Los términos “región ultravioleta” o “radiación ultravioleta” se refieren a energía electromagnética que tenga una longitud de onda en el intervalo de 100 nm a

60 menos de 380 nm.

La presente invención se refiere a ventanas de cabina de aeronave (conjuntos de ventana) del tipo que normalmente se utiliza en aeronaves comerciales.

65 Como se muestra en la Fig. 1, un conjunto de ventana de aeronave 10, que no forma parte de la invención reivindicada, pero que puede ser útil para entenderla, comprende un primer panel transparente 12 (panel exterior)

que tiene una primera superficie 14 (superficie exterior) y una segunda superficie 16 (superficie interior). El conjunto 10 puede incluir un segundo panel 18 opcional (panel interior) separado del primer panel 12, y que tiene una tercera superficie 20 (superficie exterior) y una cuarta superficie 22 (superficie interior). En el aspecto mostrado en la Fig. 1, un espacio 24 de aire está presente entre el primer panel 12 y el segundo panel 18. Las periferias del primer panel 12 y el segundo panel 18 están encajadas dentro de una disposición de montaje, tal como un armazón 26. Una empaquetadura elastomérica 28 está situada alrededor de la periferia del conjunto 10. El conjunto 10 está montado sobre una aeronave que tiene un fuselaje 30, con una superficie exterior 32 que define un contorno exterior 34 del fuselaje (que se muestra con líneas discontinuas en la Fig. 1).

Cuando la aeronave está en funcionamiento y volando a una altitud de crucero, la cabina 36 de la aeronave está presurizada. El primer panel 12 está diseñado para soportar la diferencia de presión entre la presión dentro de la cabina 36 de la aeronave, relativamente más alta, y la menor presión en el exterior de la aeronave a grandes altitudes. En el aspecto mostrado en las Figs. 1 y 2, para permitir que sea el primer panel 12 y no el segundo panel 18 el que soporte este diferencial de presión, se proporcionan uno o más orificios pequeños 38 a través del segundo panel 18, para igualar la presión entre el espacio 24 de aire y la cabina 36 de la aeronave.

En el aspecto mostrado en la Fig. 1, el primer panel 12 del conjunto de ventana 10 presenta una configuración plana (es decir, una forma de sección transversal plana o sustancialmente plana) cuando no existe diferencia alguna entre la presión de la cabina 36 y la presión exterior de la aeronave, o bien cuando no la diferencia es sustancialmente inexistente (es decir, un estado despresurizado o "primer" estado). Por sección transversal "plana" se entiende que el panel 12 está situado en un único plano, cuando se mira en sección transversal. En este primer estado, el primer panel 12 está más cerca del segundo panel 18 en, o cerca de, la región central (región medial) del conjunto 10 que en los bordes periféricos del conjunto 10. La superficie exterior 14 del primer panel 12 está separada o desplazada con respecto al contorno 34 definido del fuselaje, siendo este desplazamiento mayor en una región central del primer panel 12 que en la periferia del primer panel 12.

Alternativamente, en el primer estado el primer panel 12 puede tener una sección transversal convexa hacia fuera. Por "convexa hacia fuera" se entiende que la porción medial del primer panel 12 se extiende más hacia fuera que la periferia del primer panel 12.

También alternativamente, en el primer estado el primer panel 12 puede tener una sección transversal convexa hacia dentro. Por "convexa hacia dentro" se entiende que la porción medial del primer panel 12 se extiende más hacia dentro que la periferia del primer panel 12.

En el primer estado, el segundo panel 18 también puede tener una forma de sección transversal plana o sustancialmente plana (como el primer panel 12). Alternativamente, como se muestra en la Fig. 1, en el primer estado el segundo panel 18 puede tener una forma de sección transversal convexa hacia fuera. También alternativamente, en el primer estado el segundo panel 18 puede tener una forma de sección transversal convexa hacia dentro.

Como se muestra en la Fig. 2, a medida que la aeronave aumenta de altitud y la presión interior en la cabina 36 aumenta con respecto a la presión exterior a la aeronave (del primer estado al segundo estado), el primer panel 12 se desvía hacia fuera de manera que el contorno de la superficie exterior 14 del primer panel 12 cambie del primer perfil plano, en la Fig. 1, al segundo perfil convexo hacia fuera, mostrado en la Fig. 2. En el segundo perfil, la superficie exterior 14 del primer panel 12 se aproxima o coincide generalmente con el contorno 34 definido de la superficie exterior 32 del fuselaje 30.

A modo de alternativa, el panel exterior 12 puede tener un contorno convexo hacia fuera en su estado no presurizado, es decir tener un contorno de superficie entre un contorno plano exterior y la forma curvada (convexa hacia fuera) mostrada en la Fig. 2. En este segundo perfil, el primer panel 12 y el segundo panel 18 pueden tener la misma o sustancialmente la misma curvatura de sección transversal.

En cualquiera de los casos descritos anteriormente, cuando la cabina 36 de la aeronave está completamente presurizada y la aeronave está a la altitud de vuelo, la superficie exterior 14 del primer panel 12 se adapta o se adapta sustancialmente al contorno 34 del fuselaje de la aeronave. Esto mejora la aerodinámica de la aeronave, y promueve un consumo de combustible más eficiente.

En ejemplos que no forman parte de la invención, el primer panel 12 y/o el segundo panel 18 del conjunto de ventana de cabina 10 pueden formarse con diversos procesos, y pueden fabricarse con diversos materiales. Por ejemplo, el primer panel 12 y/o el segundo panel 18 pueden formarse a partir de un tocho inicialmente plano, y darse a los mismos la forma requerida mediante una combinación de prensado, calentamiento y/o estiramiento. También se contempla que puedan sobredimensionarse el primer panel 12 y/o el segundo panel 18 y, posteriormente, conformarse y cortarse los mismos hasta obtener una configuración periférica final deseada. Según la invención, el primer panel 12 y/u opcionalmente el segundo panel 18 se conforman por moldeo de forma que apenas sea necesario, o no sea necesario en absoluto, un posterior procesamiento de formación. Por "conformar por moldeo" se entiende que el material para fabricar el panel se vierte o se inyecta en un molde de manera que, al curar o

enfriarse, el panel fundido ya presente las características deseadas (por ejemplo, una forma particular del borde u orificios) de manera que se requieran pocas o ninguna etapa adicional de fabricación (tales como fresado, rectificado, corte o perforación). El panel moldeado tendrá esencialmente su forma final deseada, para su uso en el conjunto de ventana.

5 Ejemplos de materiales adecuados para el primer panel 12 y/o el segundo panel 18 incluyen, pero no se limitan a, materiales plásticos (tales como polímeros acrílicos, tales como poliácridatos; polialquilmacetacrilatos, tales como polimetilmacetacrilatos, polietilmacetacrilatos, polipropilmacetacrilatos, acrílico estirado y similares, poliuretanos, policarbonatos, polialquiléftalatos, tales como tereftalato de polietileno (PET), tereftalatos de polipropileno, tereftalatos de polibutileno y similares, polímeros que contengan polisiloxano o copolímeros de cualquier monómero para preparar los mismos, o cualquier mezcla de los mismos); vidrio, tal como vidrio convencional de soda-cal-silicato (puede ser vidrio recocido, tratado térmicamente o templado químicamente); o combinaciones de cualquiera de los anteriores. El primer panel 12 y el segundo panel 18 son preferentemente transparentes a la luz visible. Por "transparentes" se entiende que presenta una transmisión de la luz visible por encima del 0 % y hasta el 100 %. Alternativamente, uno o ambos paneles pueden ser traslúcidos. Por "traslúcidos" se entiende que permiten el paso de la energía electromagnética (p. ej., luz visible) a través de los mismos, pero que difunden dicha energía de manera que los objetos situados en el lado opuesto al observador no sean claramente visibles.

20 Preferentemente, el primer panel 12 y/o el segundo panel 18 están fabricados con un material transparente que pueda moldearse y/o conformarse con la forma deseada final, tal como, pero sin limitación, vidrio, acrílico, policarbonato, poliuretano u otros plásticos, tal como el material fabricado por PPG Industries, Inc., con el nombre comercial OPTICOR, que es un material de poliuretano fundible (descrito en la Publicación de Estados Unidos n.º 2013/0095311 A1). En un aspecto preferido, el primer panel 12 está fabricado con un material de poliuretano moldeado. En un aspecto más preferido, tanto el primer panel 12 como el segundo panel 18 están fabricados con un material de poliuretano fundido.

El primer panel 12 presenta preferentemente una transmitancia de la luz visible de al menos el 50 %, tal como al menos el 60 %, tal como al menos el 70 %, tal como al menos el 80 %.

30 El segundo panel 18 presenta preferentemente una transmitancia de la luz visible de al menos el 50 %, tal como al menos el 60 %, tal como al menos el 70 %, tal como al menos el 80 %.

El conjunto de ventana 10 presenta preferentemente una transmitancia de la luz visible de al menos el 50 %, tal como al menos el 60 %, tal como al menos el 70 %, tal como al menos el 80 %.

35 Un método de configuración del primer panel 12 para que presente el grado correcto de desvío hacia fuera, de modo que su superficie exterior 14 coincida con el perfil 34 del fuselaje exterior de la aeronave cuando la cabina 36 de la aeronave esté presurizada, es variar el espesor del primer panel 12 para hacerlo más o menos rígido, según sea necesario. Sin embargo, se cree que variar el espesor puede conllevar una distorsión óptica cuando se mira a través del primer panel 12. Como resultado, en otro aspecto, independientemente de si el primer panel 12 es inicialmente convexo hacia dentro (es decir, cóncavo hacia fuera), plano o convexo hacia fuera (es decir, cóncavo hacia dentro), el espesor del primer panel 12 permanecerá sustancialmente constante en toda el área de visión del primer panel 12.

45 En el aspecto mostrado en las Figs. 1 y 2, la periferia del primer panel 12 está provista de un borde configurado, por ejemplo, un borde rebajado 40, que encaja en un canal o surco 42 correspondiente conformado de la empaquetadura 28. Este borde rebajado 40 puede mecanizarse alrededor de la periferia del primer panel 12 una vez que se ha conformado, por ejemplo doblado, el primer panel 12, y, si es necesario, puede recortarse su forma.

50 Según la invención, se moldea el primer panel 12 para darle forma al mismo. En este aspecto, se contempla adicionalmente que también pueda darse una forma deseada al borde rebajado 40, mediante moldeo, mientras se moldea el primer panel 12 de modo que se minimice el procesamiento de formación posterior del mismo. Por ejemplo y con referencia a la Fig. 3, unos moldes superior e inferior 44, 46 de colada, respectivamente, forman junto con unos bloques 48, 50 de borde una cavidad en la que se vierte, se inyecta o se suministra de otro modo un material polimérico líquido 52, para moldear la forma final deseada del primer panel 12. Las caras 54, 56 dirigidas hacia dentro de los moldes 44, 46 de colada pueden estar fabricadas con metal, vidrio o cualquier otro material que pueda impartir superficies lisas y no distorsionadas en las superficies opuestas del primer panel 12. Los bloques 48, 50 de borde pueden ser de un material metálico o elastomérico. En el aspecto de la invención que se muestra en el lado izquierdo de la Fig. 3, el bloque 48 de borde forma un borde recto a lo largo de la periferia del panel moldeado, que puede mecanizarse posteriormente hasta que adopte una forma deseada (por ejemplo, como muestra la línea discontinua 58). Alternativamente, como se muestra en el lado derecho de la Fig. 3, el bloque 50 de borde puede estar conformado o configurado para proporcionar la forma final deseada (por ejemplo, el borde rebajado 40) al borde periférico, durante la colada del primer panel 12.

65 El segundo panel 18 puede fabricarse mediante el mismo método que el primer panel 12, o con un método diferente.

Los ejemplos mencionados anteriormente e ilustrados en las Figs. 1-3 muestran el primer panel 12 como una capa monolítica, es decir, una estructura de una sola capa.

Se contempla adicionalmente que el primer panel 12 de la presente invención pueda incluir una o más capas de revestimiento (como se describe a continuación), para proporcionar funcionalidad adicional al conjunto de ventana 10. Por ejemplo, la superficie exterior 14 y/o la superficie interior 16 del primer panel 12 pueden incluir un revestimiento resistente a la abrasión, o un revestimiento que refleje la radiación UV y/o IR.

Como se muestra en la Fig. 4, en un ejemplo que no forma parte de la invención reivindicada, el primer panel 12 puede incluir un borde periférico curvado 58 especialmente formado, configurado para encajar con un receptor 60 de forma complementaria situado en el armazón 26. Por ejemplo, el borde periférico 58 puede ser una proyección en forma de bulbo, que tenga una sección transversal arqueada o parcialmente esférica. El receptor 60 puede ser un surco o canal curvado, configurado para recibir o encajar con la proyección bulbosa para capturar en el armazón 26 fijo el borde periférico 58 del primer panel 12, y sujetar el primer panel 12 en su sitio. Una junta 64 de un material compresible puede estar situada en el receptor 60. La forma del borde periférico 58 define una muesca o surco 66. El receptor 60 tiene una punta o proyección exterior 68, configurada para encajar con el surco 66. El borde periférico 58 y el receptor 60 actúan como una articulación esférica convencional, para sujetar el primer panel 12 en su sitio. En la Fig. 4, el primer panel 12 se ilustra con una forma de sección transversal convexa hacia fuera, en el primer estado.

Cuando se presuriza la cabina 36 de la aeronave, el primer panel 12 comienza a desviarse hacia fuera. A diferencia de otras disposiciones de montaje, en las que el borde periférico del panel puede deslizarse hacia dentro de una junta periférica, en la disposición de montaje y soporte mostrada en la Fig. 4 la periferia del primer panel 12 está fijada en su sitio por el armazón 26. Esto implica que, a medida que se desvía, el primer panel 12 se verá sometido a tensión, y la superficie exterior 14 se desviará hacia fuera. Esta carga de tensión resultante de la posición fija del borde periférico 58 reduce la deflexión del primer panel 12 hacia el perfil exterior 34 de la aeronave. Si se desea, el primer panel 12 y el material pueden seleccionarse de manera que la deflexión exterior máxima del primer panel 12 se corresponda generalmente con, y en un aspecto sea esencialmente coplanar con, el perfil exterior 34 del fuselaje 30 de la aeronave.

Como se apreciará en la Fig. 4, a medida que el primer panel 12 se desvía hacia fuera, el borde periférico bulboso 58 puede girar en el receptor 60. Sin embargo, la proyección 68 encajada en el surco 66 ayuda a mantener el primer panel 12 conectado al armazón 26.

En el ejemplo que no forma parte de la invención mostrado en las Figs. 5 y 6, el primer panel 12 se fabrica sin un borde periférico conformado (por ejemplo, el borde rebajado 40 o el borde periférico curvado 58 anteriormente descritos). El armazón 26 está configurado, y el primer panel 12 se instala en la aeronave, de manera que la superficie exterior 14 del primer panel 12 no sea coplanar con el perfil exterior 34 del fuselaje de la aeronave 30, cuando la aeronave no está presurizada (primer estado). El borde periférico del primer panel 12 está desplazado una distancia "X" con respecto al perfil exterior 34 del fuselaje 32 de la aeronave. Cuando la aeronave está en funcionamiento a la altitud de crucero, y la cabina 36 está presurizada, el primer panel 12 se desvía hacia fuera, quedando la porción central generalmente alineada y esencialmente coplanar con el perfil exterior 34 de la aeronave, para reducir la resistencia del viento sobre la aeronave. La superficie exterior 14 de la periferia del primer panel 12 permanece desplazada con respecto al perfil exterior 34 de la aeronave, en la periferia del primer panel 12 o cerca de la misma.

Cabe observar que, debido al desplazamiento X del primer panel 12 en la periferia del primer panel 12 o cerca de la misma, que se mantiene durante la deflexión del primer panel 12, se crean corrientes parásitas en esta región periférica del primer panel 12. Para reducir la resistencia al viento debida a estas corrientes, y con referencia a la Fig. 7, en un aspecto, el primer panel 12 está provisto de un borde escalonado o rebajado 70. Esta disposición de borde da como resultado que la periferia del primer panel 12 quedará instalada en la aeronave con un desplazamiento "Y", que es menor que el desplazamiento X mostrado en la Fig. 6. Como se ha mencionado anteriormente, la superficie exterior 14 del primer panel 12 está configurada, y el primer panel 12 se instala en la aeronave, de manera que la superficie exterior 14 no quede coplanar con el perfil exterior 34 del fuselaje de la aeronave 32, cuando la aeronave no esté presurizada, quedando el borde periférico del primer panel 12 desplazado una distancia Y con respecto al perfil exterior 34 del fuselaje 32. Cuando la aeronave está en servicio y la cabina 36 está presurizada, la porción central del primer panel 12 se desvía hacia fuera hasta una posición generalmente alineada con, y esencialmente coplanar con, el perfil 34 del fuselaje exterior de la aeronave. La periferia del primer panel 12 permanecerá desplazada con respecto al perfil exterior 34 de la aeronave, debido al borde rebajado 70. Sin embargo, en la Fig. 7 se observa una reducción del desplazamiento de la periferia del primer panel 12, en comparación con la Fig. 6, lo que reduce las corrientes parásitas creadas en dicha región periférica del primer panel 12, reduciendo así la consiguiente resistencia al viento de la aeronave.

La Fig. 8 da a conocer un aspecto del conjunto de ventana de aeronave 10 de la invención (el armazón 26 no se muestra para facilitar el análisis), en el que el primer panel 12 tiene uno o más orificios 72 y el segundo panel 18 no presenta los orificios 38 descritos en los aspectos anteriores. Como se apreciará, en este aspecto los orificios 72

proporcionan un equilibrio de presión entre el exterior de la aeronave y el espacio 24 de aire. Así, la barrera funcional principal entre la cabina 36 y el exterior de la aeronave es el segundo panel 18, y no el primer panel 12. En un estado presurizado (segundo estado), mostrado con las líneas discontinuas 74 en la Fig. 8, el segundo panel 18 se desvía hacia fuera, hacia el primer panel 12, debido a la diferencia de presión entre el interior y el exterior de la aeronave.

En el aspecto mostrado en la Fig. 8, el primer panel 12 puede ser un panel rígido, tal como vidrio o poliuretano fundido. El segundo panel 18 es un panel flexible, tal como poliuretano fundido, el cual, en un estado relajado o no presurizado, puede tener una sección transversal plana o sustancialmente plana, o puede tener un contorno convexo hacia fuera o un contorno convexo hacia dentro.

En el aspecto mostrado en las Figs. 9 y 10, el primer panel 12 es un panel de poliuretano fundido que tiene una pluralidad de orificios fundidos de montaje 76, situados alrededor de la periferia del panel. Los orificios de montaje 76 pueden usarse para fijar el primer panel 12 al armazón 26, por ejemplo insertando unos pernos 78 u otros sujetadores a través de los orificios de montaje 76, para montar el primer panel 12 en el armazón 26.

En el ejemplo que no forma parte de la invención reivindicada mostrado en las Figs. 11 y 12, el primer panel 12 incluye un borde periférico en ángulo, que forma una proyección en ángulo 82 que encaja con un surco o canal 84 de un miembro sellante flexible 86, situado alrededor de la periferia exterior del primer panel 12. El miembro sellante 86 puede estar fabricado con cualquier material flexible convencional, tal como polímeros o caucho. En la Fig. 12, el primer panel 12 se muestra fijado al armazón 26 mediante una capa adhesiva 88, tal como un pegamento convencional u otro adhesivo adecuado, para unir adhesivamente el miembro sellante 86 a la aeronave o al armazón 26 de la aeronave. El miembro sellante 86 puede incluir un alambre metálico flexible 90 incrustado en el material de sellado, para facilitar la extracción del primer panel 12 con respecto al armazón 26. Por ejemplo, un extremo del alambre 90 puede sobresalir del miembro sellante 86. Para desmontar el primer panel 12 del armazón 26, puede tirarse de este extremo exterior del alambre 90. Cuando se tira del alambre 90, se rompe el miembro sellante 86 y puede retirarse el primer panel 12 más fácilmente.

En el aspecto mostrado en las Figs. 13 y 14, una junta 92 está incrustada en el mismo alrededor de la periferia exterior del primer panel 12. Por ejemplo, cuando el primer panel 12 es de un material de poliuretano moldeado, cuando se moldea el panel, puede colocarse una porción de borde interior 94 de la junta 92 de manera que el material de poliuretano se forme alrededor y sobre esta porción de borde interior 94. La porción de borde interior 94 de la junta 92 queda así incrustada en el primer panel 12. La porción de borde interior 94 puede incluir una pluralidad de orificios o taladros pasantes 96, de manera que, cuando se moldea el panel, el material de poliuretano fluya hacia y a través de los taladros pasantes 96, y se solidifique en estos taladros pasantes 96 para anclar la porción de borde interior 94 de la junta 92 en el primer panel 12, para ayudar a evitar que se retire o extraiga la junta 92 del primer panel 12. Una porción periférica exterior 98 de la junta 92 puede incluir una pluralidad de orificios de montaje 100, de manera que, como se muestra en la Fig. 14, pueda conectarse el primer panel 12 a una aeronave o al armazón 26 mediante la inserción de miembros de fijación, tal como pernos 78, a través de los orificios de montaje 100 para fijar la junta 92 al armazón 26 y mantener el primer panel 12 en su sitio.

Como se muestra en las Figs. 15 y 16, el primer panel 12 también puede incluir una rejilla de alambre 102 colocada dentro del mismo. Esto puede lograrse colando el material de poliuretano alrededor de la rejilla de alambre 102, de manera que la rejilla de alambre 102 quede al menos parcialmente incrustada en el primer panel 12. Esta rejilla de alambre 102 puede ser, por ejemplo, de nanoalambres útiles para la protección ante impulsos electromagnéticos.

En el aspecto de la Fig. 17, el primer panel 12 puede incluir al menos un revestimiento funcional 104 sobre la superficie exterior 14 y/o la superficie interior 16. El revestimiento funcional 104 puede ser, por ejemplo, un revestimiento conductor; un revestimiento de control solar que tenga una o más capas metálicas reflectantes de los infrarrojos; un revestimiento protector, por ejemplo con una o más capas de óxido de metal, para proporcionar protección mecánica y/o química; o un revestimiento de tipo "pem", para proporcionar protección contra los daños causados por pulsos electromagnéticos.

Puede colocarse un revestimiento protector 106 sobre el revestimiento funcional 104, para proteger el revestimiento funcional 104 frente a los daños químicos y/o mecánicos durante el vuelo. Ejemplos de revestimientos protectores 106 adecuados incluyen revestimientos de óxido metálico o revestimientos poliméricos. Un material particularmente adecuado es el revestimiento SOLGARD (fabricado por PPG Industries, Inc.). Adicional o alternativamente, el revestimiento funcional 104 (u otro revestimiento funcional) puede estar situado sobre la superficie interior 16 del primer panel.

La Fig. 18 muestra un aspecto del conjunto de ventana 10 que tiene un revestimiento funcional 104 sobre el segundo panel 18. El revestimiento funcional 104 puede ser como los anteriormente descritos.

La Fig. 19 ilustra un conjunto de ventana para aeronave 10 en el que un material compresible 108 está posicionado entre el primer panel 12 y el segundo panel 18. Así, no está presente un espacio 24 de aire entre el primer panel 12 y el segundo panel 18. Cuando la cabina 36 de la aeronave está presurizada, el segundo panel 18 se desvía hacia

fuera y presiona contra el material compresible 108. El material compresible 108 absorbe al menos parte de esta desviación hacia fuera del segundo panel 18, para ayudar a reducir la desviación hacia fuera del primer panel 12.

5 El material compresible 108 es preferentemente un material transparente. Ejemplos de materiales compresibles 108 adecuados incluyen polímeros transparentes y compresibles. Ejemplos particulares incluyen materiales plásticos tales como polímeros acrílicos, polímeros de uretano y polímeros de vinilo. Un material a modo de ejemplo particular es el polivinilbutiral.

10 La Fig. 20 ilustra un conjunto de ventana para aeronave 10, que tiene un conjunto electrocrómico 110. En el aspecto ilustrado, el conjunto electrocrómico 110 está situado sobre el segundo panel 18. En este aspecto, el segundo panel 18 puede tener una sección transversal de forma plana o, al menos una porción del segundo panel 18, tal como la porción central o medial del segundo panel 18, puede tener una superficie plana sobre la cual pueda situarse el conjunto electrocrómico 110. El conjunto electrocrómico 110 puede ser cualquier dispositivo electrocrómico convencional que tenga un material que cambie reversiblemente de color (por ejemplo, que se aclare y se oscurezca), cuando se aplique o deje de aplicarse un potencial eléctrico.

20 La Fig. 21 ilustra un conjunto de ventana para aeronave 10, en el que el primer panel 12 presenta un espesor variable a lo largo o ancho del mismo. Se cree que esta variación de espesor puede ayudar a contrarrestar el efecto de lente, causado por la deflexión del uno o más paneles 12, 18 del conjunto de ventana para aeronave 10. En el aspecto ilustrado, el primer panel 12 es más grueso en su periferia y más delgado hacia su centro. Alternativamente, el primer panel 12 podría ser más delgado en su periferia y más grueso hacia su centro.

25 En un aspecto adicional, el segundo panel 18 puede presentar un espesor variable a lo largo o ancho del mismo, como se describió anteriormente con respecto al primer panel 12. Por ejemplo, el segundo panel 18 puede ser más grueso en su periferia y más delgado hacia su centro. Alternativamente, el segundo panel 18 podría ser más delgado en su periferia y más grueso hacia su centro.

30 La Fig. 22 ilustra un conjunto de ventana para aeronave 10, que tiene un revestimiento en gradiente 112 situado sobre el primer panel 12. En el aspecto ilustrado, el revestimiento en gradiente 112 está situado sobre la superficie exterior 14 del primer panel 12. Este revestimiento en gradiente 112 (u otro revestimiento en gradiente) podría estar situado alternativamente sobre la superficie interior 16. El revestimiento en gradiente 112 presenta un espesor variable a lo largo o ancho del mismo. En el aspecto ilustrado, el revestimiento en gradiente 112 es más grueso en su periferia y más delgado hacia su centro. Alternativamente, el revestimiento en gradiente 112 podría ser más delgado en su periferia y más grueso hacia su centro. Este revestimiento en gradiente 112 puede ayudar a contrarrestar el efecto de lente, causado por la deflexión del uno o más paneles del conjunto de ventana para aeronave 10.

40 En otro aspecto, un revestimiento en gradiente 112 puede estar situado sobre la tercera superficie 20 y/o la cuarta superficie 22 del segundo panel 18. El revestimiento en gradiente 112 puede presentar un espesor variable a lo largo o ancho del mismo. En el aspecto ilustrado, el revestimiento en gradiente 112 es más grueso en su periferia y más delgado hacia su centro. Alternativamente, el revestimiento en gradiente 112 podría ser más delgado en su periferia y más grueso hacia su centro.

45 Los expertos en la materia apreciarán fácilmente que pueden efectuarse modificaciones en la invención sin apartarse de los conceptos divulgados en la anterior descripción. Por consiguiente, los aspectos particulares descritos en detalle en el presente documento son solo ilustrativos y no limitan a la invención, que se define según las reivindicaciones adjuntas.

**REIVINDICACIONES**

1. Un conjunto de ventana deformable para aeronave (10), que comprende:

5 un primer panel (12), que tiene una primera superficie orientada hacia fuera (14) y una segunda superficie orientada hacia dentro (16),  
 en donde, en un primer estado en el que no existe una diferencia de presión entre la primera superficie (14) y la segunda superficie (16), el primer panel (12) tiene una primera forma de sección transversal y en donde en un  
 10 segundo estado, en el que existe una diferencia de presión entre la primera superficie (14) y la segunda superficie (16), el primer panel (12) tiene una forma convexa hacia fuera,  
 en donde la primera forma de sección transversal del primer panel (12) se selecciona del grupo que consiste en una forma plana, convexa hacia fuera y convexa hacia dentro,  
 y en donde el primer panel (12) comprende un borde periférico escalonado (40), configurado para encajar con un  
 15 armazón de montaje (26), de manera que la superficie exterior (14) del primer panel (12) está desplazada con respecto al contorno exterior (34) del fuselaje (32) de una aeronave,

**caracterizado por que el primer panel (12) es un panel moldeado para darle forma, y por que el conjunto (10) comprende una junta periférica (92), en donde una porción de borde interior (94) de la junta periférica (92) está incrustada en el primer panel (12), y en donde una porción de borde periférico exterior (98) de la junta (92) se extiende más allá del borde periférico del primer panel (12).**

20

2. El conjunto de ventana deformable para aeronave de la reivindicación 1, en donde el primer panel es un panel exterior y el conjunto de ventana comprende además un segundo panel interior (18) separado del primer panel.

25 3. El conjunto de ventana deformable para aeronave (10) de la reivindicación 1 o la reivindicación 2, en donde el primer panel (12) y/o el segundo panel (18), si está presente, es un panel de poliuretano moldeado para darle forma.

4. El conjunto de ventana deformable para aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en donde al menos uno del primer panel (12) y el segundo panel (18), si está presente, incluye al menos un orificio (38, 72).

30

5. El conjunto de ventana deformable para aeronave (10) de la reivindicación 2, o de las reivindicaciones 3 o 4 cuando dependen de la reivindicación 2, que incluye un material transparente y compresible (108) situado entre el primer panel (12) y el segundo panel (18), en donde preferentemente el material compresible (108) está en contacto con el primer panel (12) y el segundo panel (18) de manera que no existe hueco de aire entre el primer panel (12) y el segundo panel (18).

35

6. El conjunto de ventana deformable para aeronave (10) de la reivindicación 2, o cualquiera de las reivindicaciones 3-5 cuando dependen de la reivindicación 2, en donde el segundo panel (18) tiene una forma plana en sección transversal, una forma convexa hacia dentro en sección transversal o una forma convexa hacia fuera en sección transversal en el primer estado.

40

7. El conjunto de ventana deformable para aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6 en donde el primer panel (12) incluye una pluralidad de orificios de montaje (76) situados adyacentes a un borde periférico del primer panel (12).

45

8. El conjunto de ventana deformable para aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7 en donde la junta (92) incluye una pluralidad de taladros pasantes (96) en la porción de borde interior (94) de la junta (92) incrustada en el primer panel (12).

50 9. El conjunto de ventana deformable para aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8 en donde la junta (92) incluye una pluralidad de orificios de montaje (100), situados en la porción de borde exterior (98) de la junta (92) que se extiende más allá del borde periférico del primer panel (12).

10. El conjunto de ventana deformable para aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, que incluye una rejilla de alambre (102) incrustada en el primer panel (12), en donde la rejilla de alambre (102) comprende preferentemente nanoalambres.

55

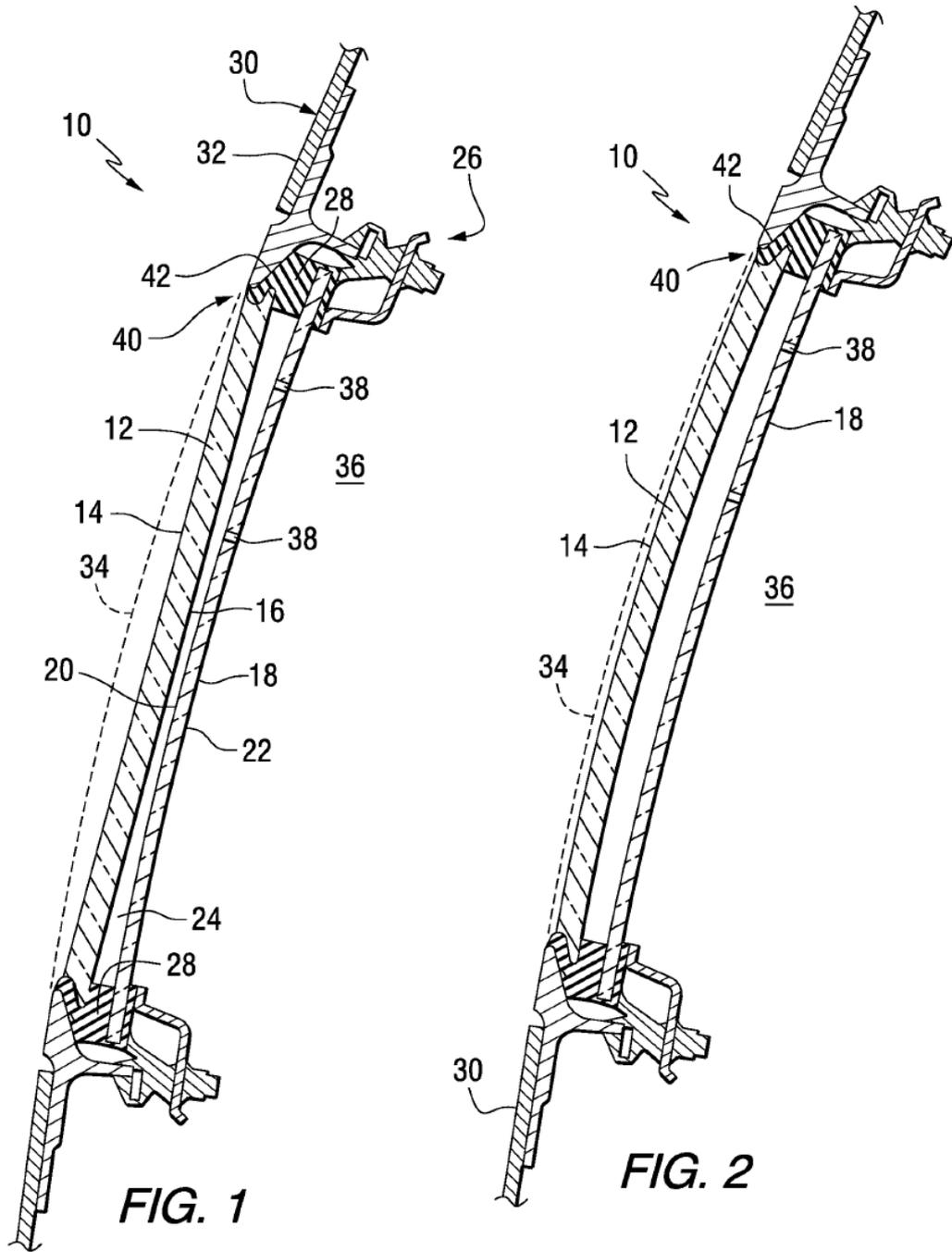
11. El conjunto de ventana deformable para aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, que incluye un revestimiento funcional (104) situado sobre el primer panel (12), siendo el revestimiento funcional (104) preferentemente un revestimiento de control solar (104), situado sobre la segunda superficie (16) del primer panel (12), incluyendo el conjunto de ventana (10) adicionalmente, de manera opcional, un revestimiento protector (106) situado sobre el revestimiento funcional (104).

60

12. El conjunto de ventana deformable para aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11, en donde el primer panel (12) y/o el segundo panel (18), si está presente, tiene un espesor variable por una anchura del panel.

65

13. El conjunto de ventana deformable para aeronave de la reivindicación 12, en donde un espesor periférico del primer panel (12) es mayor que el espesor central del primer panel (12) o un espesor periférico del primer panel (12) es menor que el espesor central del primer panel (12); y/o
- 5 un espesor periférico del segundo panel (18), si está presente, es mayor que un espesor central del segundo panel (18) o un espesor periférico del segundo panel (18) es menor que un espesor central del segundo panel (18).



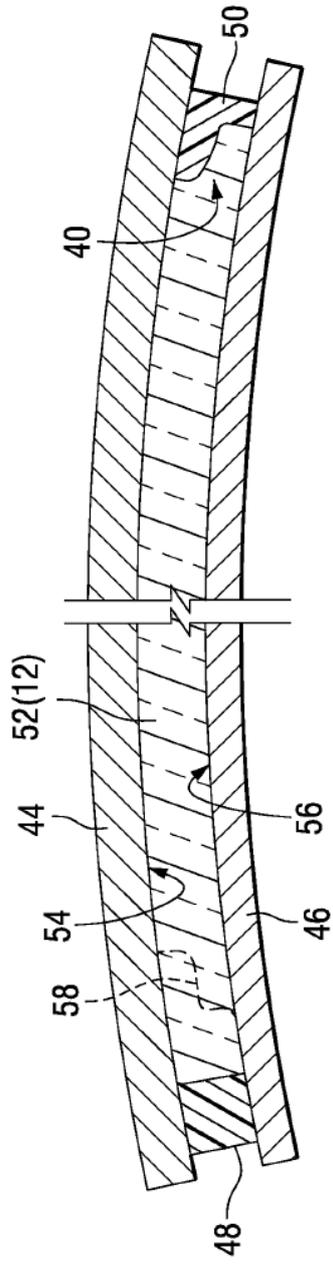
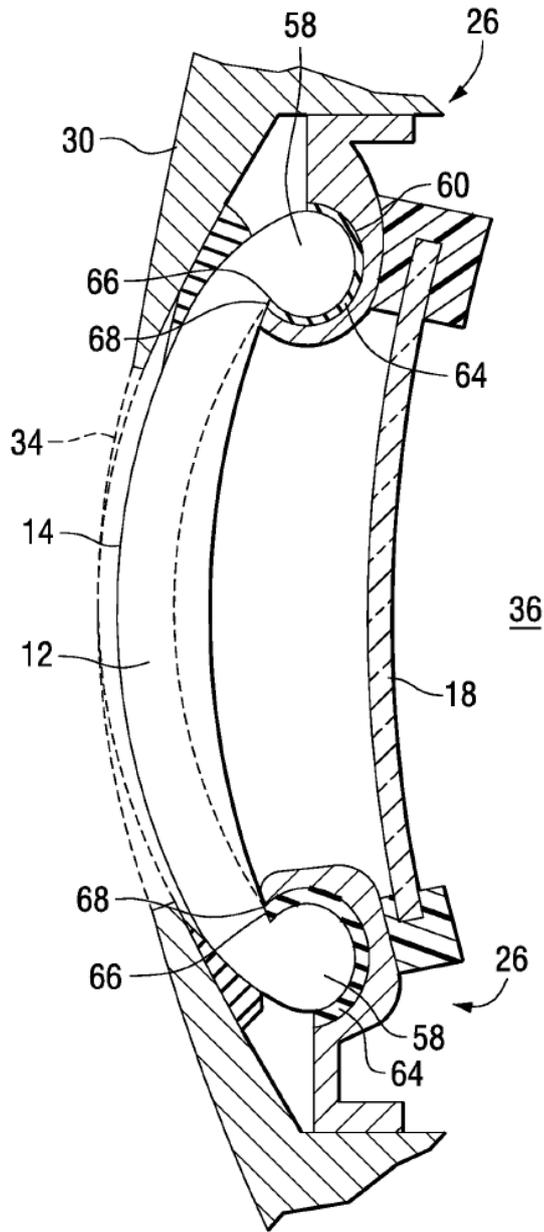
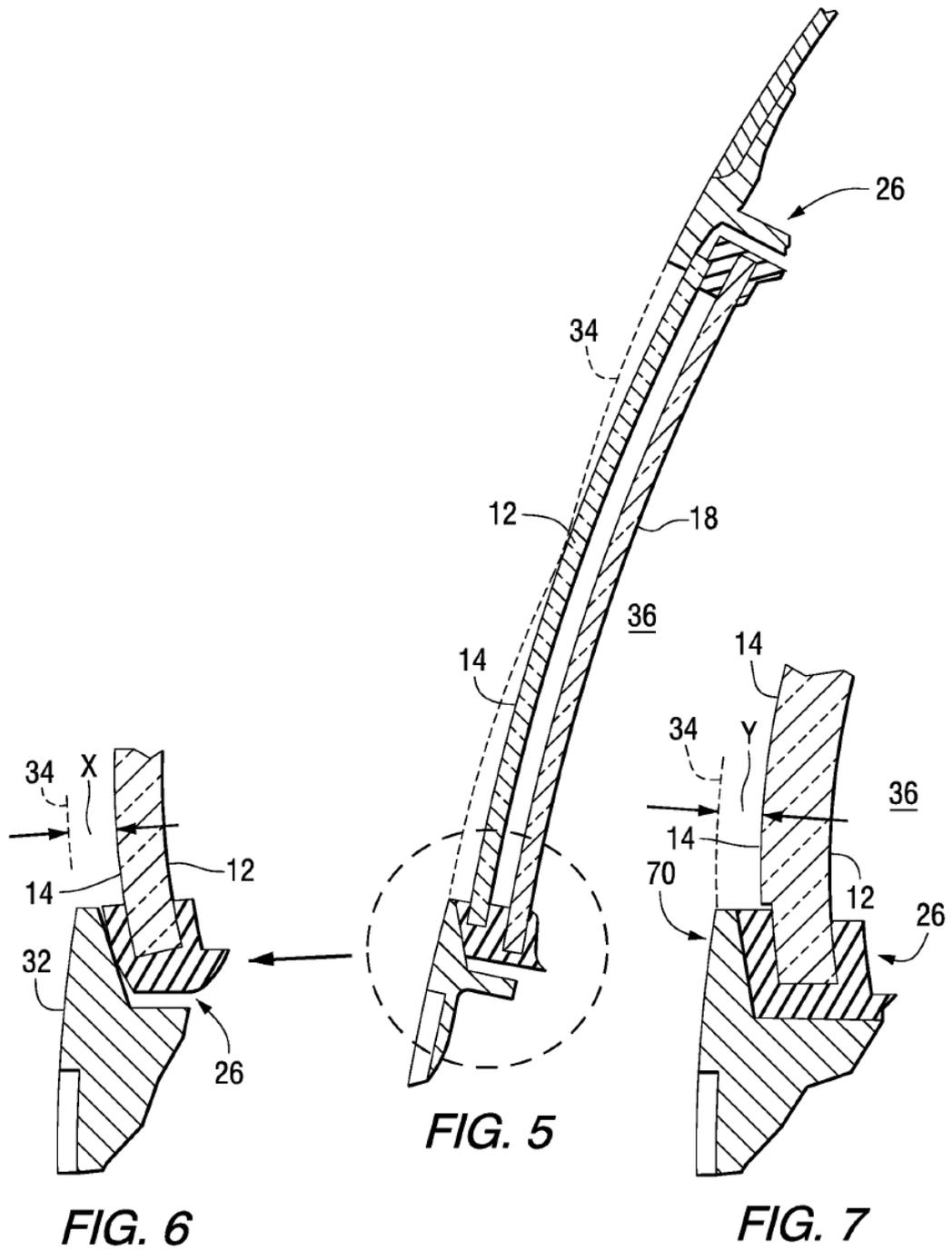
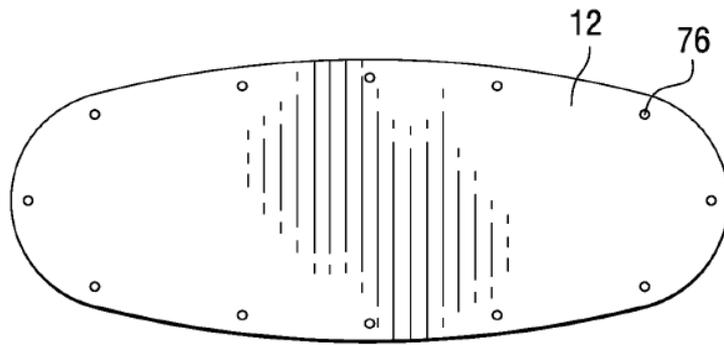
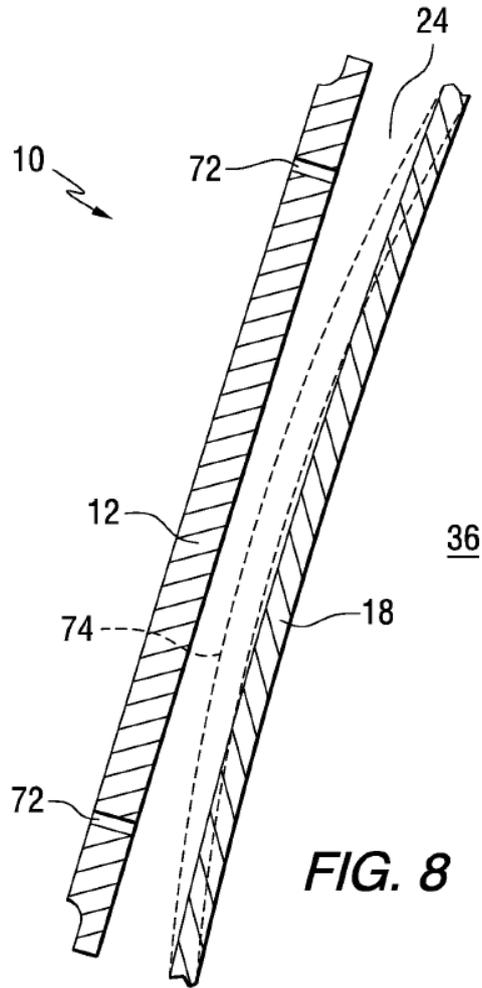


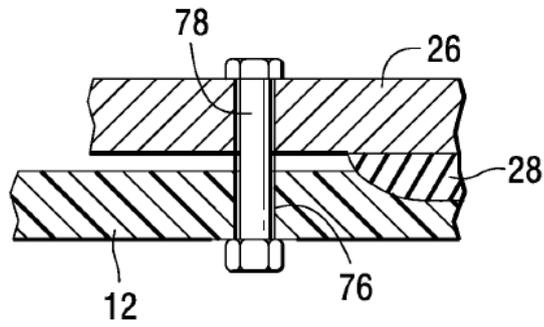
FIG. 3



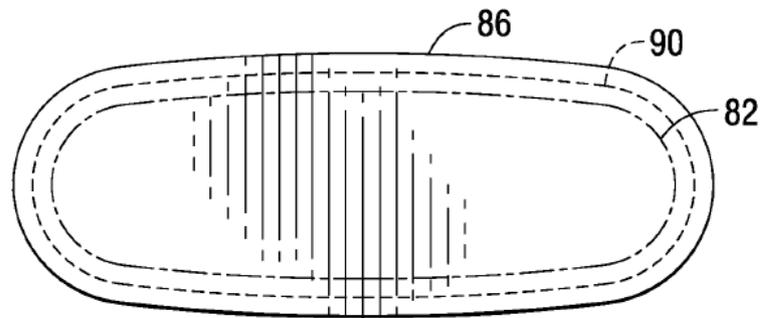
**FIG. 4**



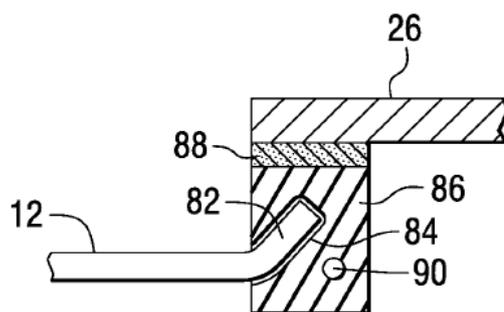




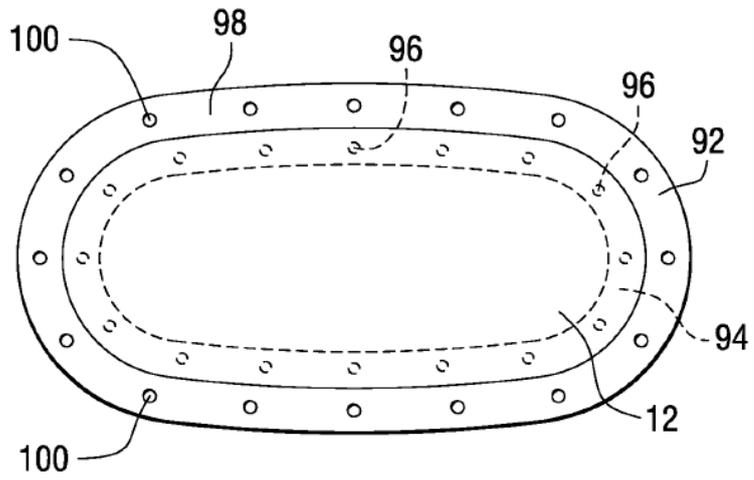
**FIG. 10**



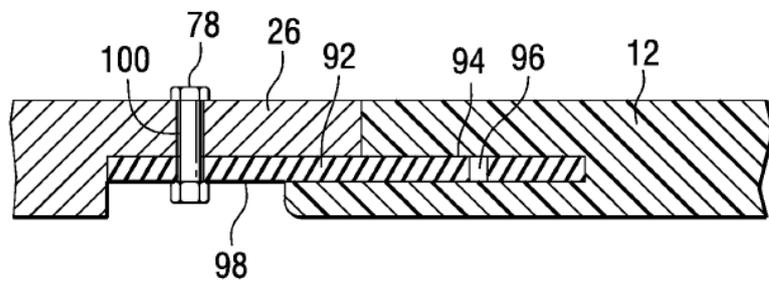
**FIG. 11**



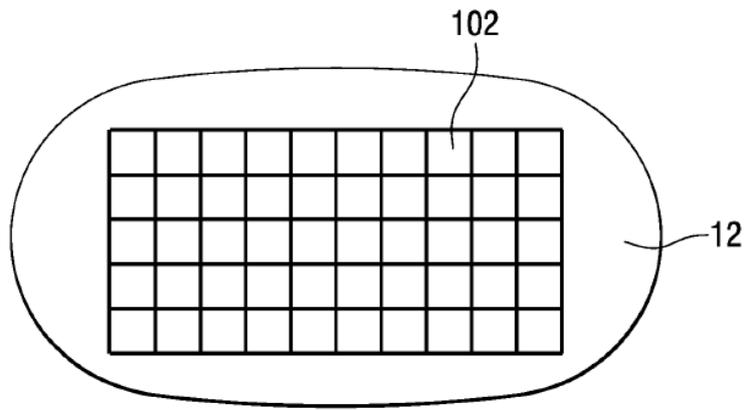
**FIG. 12**



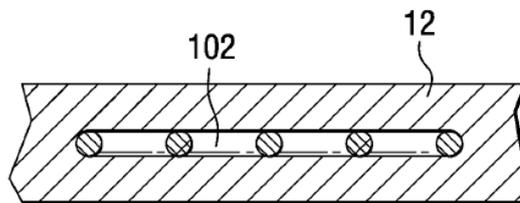
**FIG. 13**



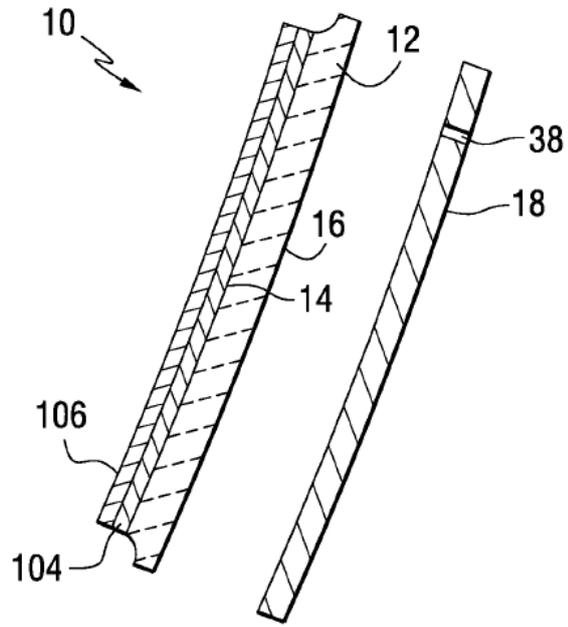
**FIG. 14**



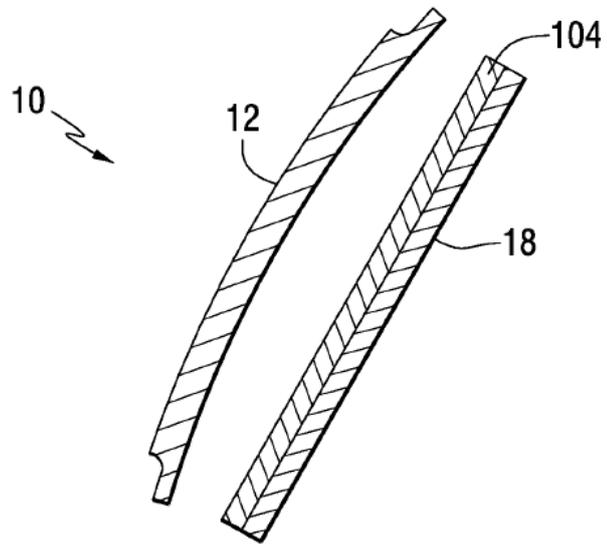
**FIG. 15**



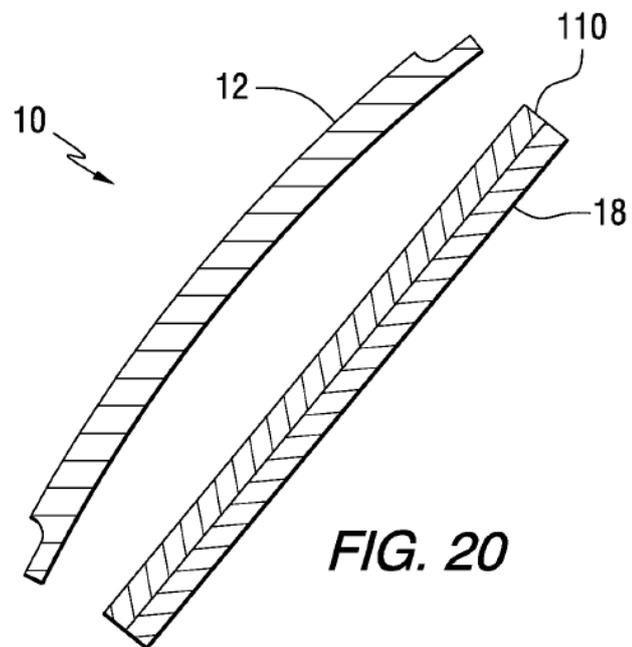
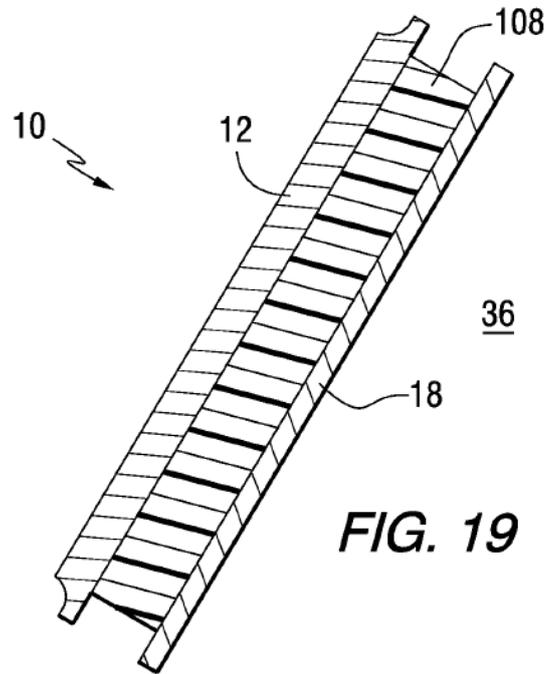
**FIG. 16**

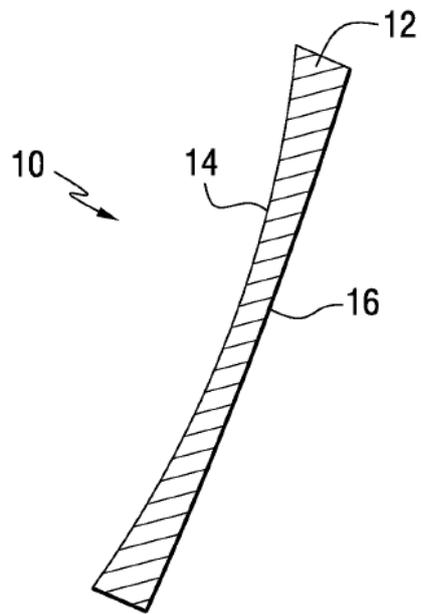


**FIG. 17**

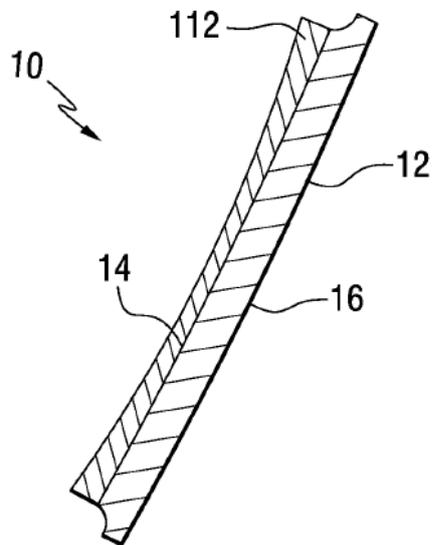


**FIG. 18**





**FIG. 21**



**FIG. 22**