

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 450 054**

51 Int. Cl.:

B64C 1/10 (2006.01)

B64C 1/12 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **06.03.2008 E 08731565 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **25.12.2013 EP 2117922**

54 Título: **Panel elástico para aeronaves**

30 Prioridad:

06.03.2007 US 682818

05.03.2008 US 42629

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
21.03.2014

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-2016, US**

72 Inventor/es:

**KOCH, WILLIAM J.;
MATHESON, DONALD P.;
ANDERSON, BARNEY B. y
SWADA, JEFFREY R.**

74 Agente/Representante:

UNGRÍA LÓPEZ, Javier

ES 2 450 054 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

Panel elástico para aeronaves

5 **Campo técnico**

La presente descripción se refiere en general a estructuras de aeronaves, y se ocupa más en particular de un panel elástico para una aeronave.

10 **Antecedentes**

Una aeronave presurizada puede contener uno o más mamparos de presión delanteros o paneles situados en la punta del fuselaje que sirven como una barrera para el ambiente interior de la cabina presurizada. Por ejemplo, en un diseño de una aeronave, la parte frontal de un mamparo de presión delantero puede estar rodeado por una cúpula o "cono de punta" de la aeronave, que aloja una antena y/u otros equipos. El interior de la cúpula de radar no está presurizado, es decir, se expone a condiciones del aire ambiente. La cúpula se forma típicamente de un material de peso ligero y electromagnéticamente transparente, tales como fibra de vidrio. En consecuencia, el mamparo de presión delantero está diseñado para proporcionar una protección adicional contra los objetos transportados por el aire, como las aves, que pueden golpear la punta de la aeronave.

Los mamparos de presión delanteros convencionales están diseñados para reaccionar de manera rígida a los impactos, proporcionando un modo de protección de "pared de ladrillos". En otras palabras, los mamparos de presión delanteros convencionales están diseñados para resistir la penetración de objetos en el aire con muy baja deformación estructural. En este sentido, dichos mamparos y paneles de presión delanteros utilizan vigas, costillas, u otros componentes rígidos de refuerzo que soportan el panel delantero de cierre. Por lo tanto, dichos mamparos y paneles de presión delanteros están típicamente fabricados a partir de muchos componentes separados que están soldados, remachados, o conectados de otro modo entre sí para formar la estructura deseada. La estructura resultante puede incluir una gran cantidad de piezas, lo que aumenta el coste del mamparo de presión delantero.

El panel de corona de una aeronave es el área que comienza por encima de las ventanas de la cabina y que se extiende típicamente a la popa de un elemento del marco estructural de la aeronave. Al igual que el mamparo de presión delantero, esta área puede estar sujeta a los choques con aves y granizo durante el vuelo debido a su ubicación expuesta cerca de la parte delantera del fuselaje. En esta área, puede haber un ángulo pronunciado de incidencia respecto a la dirección de vuelo (típicamente alrededor de 25 a 30 grados). Los paneles de corona convencionales utilizan la estructura y los elementos de marco sustanciales diseñados para resistir la desviación y la penetración de objetos extraños. En consecuencia, los conjuntos de paneles de la corona de la técnica anterior utilizan pesadas vigas, costillas, u otros componentes de refuerzo que soportan el revestimiento del panel de corona expuesta. Además, tales conjuntos de panel de corona de la técnica anterior pueden requerir una gran cantidad de piezas grandes, lo que aumenta el material y el coste de fabricación del panel de corona.

En consecuencia, hay una necesidad para una aeronave de ocuparse de las limitaciones o desventajas discutidas anteriormente. Paneles elásticos se conocen a partir de los documentos US 4.593.870, US 5.674.586 y US 4.227.593.

Por otra parte, el documento WO03000546 describe una aeronave con un panel de absorción de energía que absorbe y disipa la energía de impacto cuando es golpeado por un objeto. El panel comprende capas interior y exterior frangibles que intercalan una capa de Kevlar que puede estirarse para absorber un impacto.

50 **Breve resumen**

La presente invención proporciona una aeronave como se reivindica en la reivindicación 1.

Las realizaciones de una aeronave comprenden un panel elástico como el empleo de un revestimiento deformable en lugar de una estructura de panel y marco rígido. El panel elástico es un panel de absorción de energía que comprende: un revestimiento interior y un revestimiento exterior elástico configurados para deformarse en respuesta a una cantidad límite de energía de impacto causado por un golpe de un objeto estando el revestimiento interior separado del revestimiento exterior y que tiene una capa que se puede aplastar entre los revestimientos interior y exterior, donde el panel de absorción de energía es un panel de corona en forma de cúpula dispuesto por encima de las ventanas de una cabina en la aeronave. La sección principal del panel está diseñada para deformarse bajo el impacto de un golpe de un objeto, tal como un objeto en vuelo, absorbiendo y disipando así la energía del impacto. En una realización, el panel se forma a partir de un material de una sola pieza monolítica tal como, sin limitación, de aluminio, de titanio, de material compuesto, o de otros materiales adecuados. Un perímetro reforzado y/o características de refuerzo transversal pueden formarse en el material de una sola pieza mediante la eliminación de material de modo selectivo. La eliminación selectiva de material puede resultar en áreas relativamente finas que se deforman cuando se someten a fuerzas de impacto más bajas, mientras que las áreas relativamente gruesas definen las características de refuerzo. Algunas de estas características de refuerzo se deforman cuando se

someten a fuerzas de impacto más altas. Las realizaciones del panel descrito en la presente memoria utilizan menos piezas y son de peso ligero en relación con los paneles de aeronaves y la estructura de soporte del panel convencionales. Por ejemplo, las realizaciones del panel de corona pueden ser de unos 60 a 80 libras más ligeras que sus contrapartes tradicionales.

5 En una realización de la invención, el panel de absorción de energía para las aeronaves comprende un revestimiento interior y un revestimiento exterior elástico configurados para deformarse en respuesta a una cantidad límite de energía del impacto causado por un golpe por un objeto estando el revestimiento interior separado del revestimiento exterior y teniendo una capa deformable entre los revestimientos interior y exterior, donde la absorción
10 de energía del panel es un panel de corona en forma de cúpula dispuesto por encima de las ventanas de una cabina en la aeronave. El revestimiento elástico puede ser monolítico y puede incluir al menos una característica de refuerzo deformable formada integralmente con y que se extiende a lo largo de al menos un borde del revestimiento. El panel incluye además un revestimiento interior, sustancialmente rígido y una capa deformable de material que absorbe energía entre los revestimientos interior y exterior. El revestimiento rígido interior puede formar un mamparo
15 de presión separado del revestimiento exterior a una distancia suficiente para permitir que el revestimiento exterior elástico se desvíe hacia el interior durante un golpe de un objeto.

20 En otra realización, una aeronave tiene un panel de corona en forma de cúpula de absorción de energía dispuesto por encima de las ventanas de una cabina que tiene un marco de ventana de cabina que incluye al menos un poste de ventana y un marco de la ventana de popa, comprendiendo el panel de absorción de energía: un revestimiento interior y uno revestimiento exterior elástico configurado para deformarse en respuesta a una cantidad límite de energía del impacto causado por un golpe de un objeto estando el revestimiento interior separado del revestimiento exterior y teniendo una capa deformable entre los revestimientos interior y exterior, donde el panel de absorción de energía por lo tanto absorbe y disipa al menos una parte de la energía del impacto; una característica de refuerzo delantero formada en el panel elástico y junto con el marco de la ventana de popa, y, al menos una característica de refuerzo transversal formada en el panel elástico, y alineada con el al menos un poste de ventana. La característica de refuerzo transversal puede incluir características de refuerzo izquierda, central y derecha alineadas con los postes de ventana.

30 En una realización adicional, un panel de absorción de energía en una aeronave presurizada, siendo el panel de absorción de energía un panel de corona en forma de cúpula dispuesto por encima de las ventanas de una cabina en la aeronave, que comprende un lado exterior sujeto a ser golpeado por un objeto, y un lado interior sujeto a la presión dentro de la aeronave. El panel de absorción de energía comprende: un revestimiento interior y un revestimiento exterior elástico que forma el lado exterior y configurado para deformarse en respuesta a una cantidad
35 límite de energía del impacto causado por un golpe de un objeto estando el revestimiento interior separado del revestimiento exterior. Una capa deformable se proporciona entre los revestimientos interior y exterior. El lado exterior está formado de un material que se deforma en respuesta a una cantidad límite de energía del impacto causado por un golpe de un objeto. Los lados interiores y exteriores pueden estar formados por superficies enfrentadas opuestas de un solo revestimiento monolítico. El revestimiento monolítico puede estar formado de plástico, de aluminio, de titanio o de un material compuesto, y puede incluir áreas periféricas de aumento del espesor que sirven como características de refuerzo deformables. El lado exterior incluye un revestimiento exterior deformable, y el lado interior incluye un revestimiento interior separado del revestimiento exterior una distancia suficiente para permitir que el revestimiento exterior se desvíe hacia el interior durante un golpe de un objeto. Una capa que se puede aplastar de material de absorción de energía, se proporciona entre los revestimientos interior y
40 exterior para ayudar en la absorción de la energía del impacto.

Un panel de absorción de energía que comprende: un revestimiento interior y un revestimiento exterior elástico configurado para deformarse en respuesta a una cantidad límite de energía del impacto causado por un golpe de un objeto estando el revestimiento interior separado del revestimiento exterior y teniendo una capa deformable entre los
50 revestimientos interior y exterior, donde la absorción de energía del panel es un panel de corona en forma de cúpula dispuesto por encima de las ventanas de una cabina en la aeronave, pueden proporcionar un revestimiento monolítico para las aeronaves que se deforma en respuesta a una cantidad límite de energía del impacto causado por un golpe de un objeto. Dicho revestimiento monolítico puede fabricarse por un procedimiento que comprende: formar una lámina de metal en una forma contorneada, y formando una lámina de metal en una forma contorneada, y formando en la lámina una zona elástico que se deformará en respuesta al golpe de un objeto alterando el espesor de la lámina metálica en las zonas seleccionadas de la lámina. La alteración del espesor en las áreas seleccionadas se puede realizar, sin limitación, por grabado químico y/o mecanizado para efectuar la eliminación de material. El fresado químico o mecanizado permite la retención del espesor del material deseado en las áreas elásticas mientras que deja un acolchado graduado en áreas no elásticas sobre todo donde se encuentran elementos de fijación. Las áreas de acolchado también pueden crearse mediante la unión de material tal como un doblador de aluminio unido o capas adicionales en una realización de material compuesto.

Breve descripción de los dibujos

65 Una comprensión más completa de la materia se puede derivar haciendo referencia a la descripción detallada y las reivindicaciones cuando se consideran en conjunto con las siguientes figuras, en las que números de referencia se

refieren a elementos similares en todas las figuras.

- La figura 1 es una vista frontal en perspectiva de una realización de un panel elástico, tal como está instalado en la corona de una aeronave.
- 5 La figura 2 es una vista frontal en perspectiva de estructuras de soporte y de marco cercanas a la ubicación de la instalación del panel elástico que se muestra en la figura 1.
- La figura 3 es una vista frontal de una realización de un panel elástico.
- La figura 4 es una vista lateral del panel elástico que se muestra en la figura 3.
- La figura 5 es una vista posterior del panel elástico que se muestra en la figura 3.
- 10 La figura 6 es una vista en sección transversal del panel elástico como se ve desde la línea 13-13 en la figura 5.
- La figura 7 es una vista en sección transversal del panel elástico como se ve desde la línea 14-14 en la figura 5.
- La figura 8 es una vista en perspectiva de una estructura de cabina de aeronave, que ilustra un refuerzo jaula de pájaro que forma parte de un panel no elástico, y que muestra el área a ser modificada para incluir un panel elástico que se indica por una línea discontinua.
- 15 La figura 9 es una vista en perspectiva tomada a lo largo de la línea 16-16 en la figura 8.
- La figura 10 es una vista en sección que ilustra la fijación del refuerzo de jaula de pájaro a una parte de formación de viga del marco de cabina mostrado en las figuras 8 y 9.
- La figura 11 es una vista en sección de otra realización del panel elástico que tiene un núcleo que se puede aplastar, de absorción de energía.
- 20 La figura 12 es una vista en sección similar a la figura 11, pero que muestra una parte del núcleo después de haber sido aplastado por un golpe de un objeto.
- La figura 13 es una vista en sección de otra realización del panel elástico que tiene un revestimiento exterior plano, y un revestimiento interior curvado.
- La figura 14 es una vista en sección que muestra el uso de otra realización de un panel elástico que tiene un revestimiento interior y exterior realizado en un marco de material compuesto laminado.
- 25 La figura 15 es una vista en sección que ilustra un refuerzo de borde utilizando materiales compuestos laminados.
- La figura 16 es una vista en sección que muestra una característica de refuerzo central utilizando materiales compuestos laminados.
- 30 La figura 17 es una vista en sección que muestra el uso de una bisagra deformable para el montaje del panel elástico.
- La figura 18 es una vista similar a la figura 17, pero que muestra el panel elástico girado en la bisagra, como resultado de un golpe de un objeto.
- La figura 19 es una vista en sección que ilustra la unión de un panel del revestimiento y un panel de corona utilizando un marco intermedio como una bisagra de metal.
- 35 La figura 20 es un diagrama de flujo que ilustra un procedimiento de fabricación de la realización de un panel metálico elástico.
- La figura 21 es un diagrama de flujo de la producción de aeronaves y metodología de servicio.
- La figura 22 es un diagrama de bloques de una aeronave.

40

Descripción detallada

La siguiente descripción detallada es meramente de naturaleza ilustrativa y no pretende limitar la invención o la aplicación y los usos de la invención. Además, no hay intención de limitarse por ninguna teoría expresada o implícita presentada en los anteriores campos, antecedentes, breve sumario técnica anterior o la siguiente descripción detallada. Por motivos de brevedad, las técnicas y las características relacionadas con el diseño de aeronaves, las estructuras de aeronaves, la fabricación de aeronaves, y otros aspectos de los mamparos de aeronaves y paneles (y los componentes operativos individuales de los mamparos y paneles de aeronaves) convencionales no pueden ser descritos en detalle en este documento.

50

La siguiente descripción se refiere a elementos o características que se "conectan" o "acoplan" juntos. Tal como se usa en el presente documento y salvo indicación expresa en contrario, "conectados" significa que un elemento/función se une directamente a (o se comunica directamente con) otro elemento/función, y no necesariamente de forma mecánica. De la misma manera, salvo que se indique expresamente lo contrario, "acoplado" significa que un elemento/función está directa o indirectamente unido a (o directa o indirectamente se comunica con) otro elemento/función, y no necesariamente de forma mecánica. En un diseño típico de las aeronaves, el panel de corona de aeronaves 400, 500 funciona para contener la presión y proporcionar resistencia contra pájaros en vuelo, granizo y otros objetos. Las realizaciones del panel de corona 400, 500 descritas en el presente documento pueden realizar esta función con un peso y coste reducidos con respecto a los paneles convencionales de la corona y la estructura de soporte. Estos beneficios se derivan de la utilización de un panel de corona en forma de cúpula 400, 500 que está diseñado para deformarse después de que una cantidad límite de energía de impacto se aplica al mismo. Las deflexiones resultantes pueden ser grandes en relación a los paneles de corona convencionales - uno o dos órdenes de magnitud más grandes. Esta desviación más grande reduce efectivamente la fuerza de impacto aplicada dado que la energía absorbida es un producto la fuerza aplicada por la deflexión resultante.

65

Los paneles de la corona 400, 500 descritos en el presente documento están diseñados para reaccionar a los golpes de objetos a través de las deflexiones que reducen el impulso de la fuerza y presión estática en la estructura. En la práctica, los paneles de la corona 400, 500 de acuerdo a las realizaciones descritas reaccionan a los golpes de objetos como resultado de tres efectos físicos. En primer lugar, la energía del impacto es absorbida a través de una carrera de deflexión más prolongada, por lo que la fuerza máxima del impulso es inferior. En segundo lugar, un pájaro o un objeto similar, tendrán tiempo para extenderse sobre un área de impacto mayor, lo que reduce la presión estática al final del golpe - ya que el panel de corona 400, 500 es elástico, se produce muy poca reacción en el límite hasta el final del golpe (para un impacto central), y al final del golpe las fuerzas de reacción se extienden alrededor de una gran parte del perímetro del panel en lugar de a los elementos de marco/larguero adyacentes más cercanos. En tercer lugar, parte de la energía inicial se absorbe a través de la flexión del material en el panel 440, 500, pero parte también es absorbida por la aceleración de la masa de destino (para impactos centrales), y la energía inicial eventualmente se desenvuelve en el límite, pero el efecto es reducir la fuerza impulsiva del pico.

Los paneles de la corona 400, 500 que se describen en el presente documento son simples en su forma respecto a los diseños convencionales del panel de corona. En lugar del revestimiento tradicional y elementos de rigidización asociados, un panel de corona 400, 500 como se describe en el presente documento emplea preferentemente un panel trazado que tiene un límite reforzado. El panel de corona 400, 500 se forma preferentemente de modo que tiene una sección transversal cónica y no uniforme que es más delgada hacia el centro del panel 400, 500. En las realizaciones ilustradas, la sección transversal no uniforme puede ser creada usando cualquiera de los diversos procesos de fabricación, tales como, sin limitación, fresado químico. Una realización del panel de corona 500 puede incluir un sistema de correas de desgarro o una segunda membrana unida que puede detener las grietas resultantes del impacto sin la rigidez añadida de marcos o largueros de manera que se mantienen las características deformables, elásticas del panel de corona 500. Como se discutirá a continuación, en contraste con el panel trazado descrito anteriormente, es posible emplear un panel de corona 400, 500 que tiene una superficie exterior esencialmente plana, en lugar de trazada.

La figura 1 es una vista frontal en perspectiva de una realización de un panel de corona deformable 400 instalado en una aeronave 402, y la figura 2 es una vista frontal en perspectiva de las estructuras de soporte y de marco cerca de la ubicación de la instalación del panel de corona 400. Para mayor claridad, el panel de corona 400 no se muestra en la figura 2. La figura 1 representa la parte de la aeronaves 402 cerca de la cabina. Esta realización particular de la aeronave 402 utiliza una estructura de marco de la ventana de la cabina que incluye un poste de ventana derecho (estribor) 404, un poste de ventana izquierdo (babor) 406, un poste de ventana central 408 entre el poste de ventana derecho 404 y el poste de ventana izquierdo 406, y una estructura de soporte de marco de la ventana de popa 410. Estos elementos de la estructura de marco de la ventana de cabina pueden formarse a partir de aluminio, titanio, materiales compuestos o cualquier material adecuado que tenga las propiedades estructurales necesarias. Estos elementos facilitan el montaje de las ventanas de la cabina 412 de la aeronave 402.

En general, la energía de impacto absorbida por una zona estructural en el panel de corona 400 debido a un golpe de un objeto es esencialmente igual al producto de la fuerza aplicada a la zona estructural por el objeto impactante y la distancia en la que la zona estructural se desvía en respuesta al impacto. Por lo tanto, las áreas estructurales de mayor rigidez se desvían menos en el impacto y por lo tanto deben absorber un nivel más alto de fuerza, en comparación a las áreas estructurales de menor rigidez. Dado que las zonas estructurales de menor rigidez pueden desviar más que las áreas estructurales de mayor rigidez, las zonas menos rígidas se someten a fuerzas más bajas como resultado del impacto. La incorporación de los principios anteriores en el diseño del panel de corona 400 permite que las principales áreas, deformables del panel 400 absorban la energía del impacto a través del desvío y la deformación estructural, mientras que otras zonas reforzadas del panel de corona 400 que sustancialmente no se desvían son capaces de absorber la energía de impacto debido a su fuerza.

En el ejemplo ilustrado, el panel de corona 400 se encuentra entre la estructura de soporte de marco de la ventana de popa 410 y otra estructura de soporte de marco 414 de la aeronave (ver la figura 2). En este sentido, el panel de corona 400 puede incluir características de refuerzo integrales que están configuradas adecuadamente para acoplar a la estructura de soporte de marco de la ventana de popa 410, la estructura de soporte del marco 414, y/u otros elementos de montaje de aeronaves 402. El límite del panel de corona 400 se puede formar de manera que sea más rígido que la sección principal del panel de corona 400 con el fin de resistir el impacto. Por ejemplo, el límite de panel de corona 400 puede tener un espesor aumentado en relación con la sección principal del panel 400 con el fin de proporcionar al límite con la fuerza adicional requerida para resistir los impactos de objetos sin daños. Esta característica (mayor rigidez) es deseable para el límite, que sirve como una unión entre la sección deformable de panel de corona 400 y las estructuras de soporte de aeronaves rígidas 410, 414. Por otra parte, el límite puede requerir fuerza adicional para dar cabida a elementos de fijación para el panel de corona 400.

El panel de corona 400 alcanza una sección de aeronave 402 que tiene un ángulo relativamente empinado de incidencia con respecto a la dirección de desplazamiento, mientras que la sección de la aeronave 402 detrás de la estructura de soporte de marco 414 puede tener un ángulo relativamente bajo de incidencia. En particular, el panel de corona 400 no tiene por qué incluir o utilizar elementos de marco pesados, rígidos o indeformables, que son característicos de los diseños de paneles de corona convencionales. Haciendo referencia a la figura 2, el espacio 416 entre la estructura de soporte de marco de la ventana de popa 410 y la estructura de soporte del marco 414 está

vacío de cualquier elemento de soporte estructural para el panel de corona 400.

En contraste, los paneles de corona convencionales pueden requerir una "red" de elementos transversales rígidos y firmes en el espacio 416; esta red sirve como soporte estructural para el revestimiento del panel de corona convencional, y está diseñado de tal manera que el panel de corona convencional funciona como una "pared" rígida para resistir la deformación o la penetración de objetos extraños. En implementaciones prácticas, el uso de este refuerzo de red añade a la cantidad de partes generales, gastos, peso, y la complejidad de fabricación del panel de corona y de la aeronave.

Los elementos de soporte representados en la figura 2 se han simplificado para ilustrar que el panel de corona 400 no tiene por qué ser soportado o respaldado por los elementos de refuerzo estructurales rígidos. En la práctica, la aeronave 402 puede incluir elementos de soporte (no mostrados) dentro del espacio 416, donde se utilizan dichos elementos de soporte para montar o apoyar los sistemas y el hardware de las aeronaves. Por lo tanto, el equipo que de otro modo podría ser montado en o detrás de un panel de corona convencional puede volver a montarse en la estructura de la aeronave circundante, lo suficientemente lejos del panel de corona 400 para evitar ser afectado por la deformación del panel de corona 400 en el caso de un impacto de un objeto. Dicho equipo de elementos de soporte no se muestran en las figuras, ya que no están relacionados con la configuración o la operación del panel de corona 400.

La figura 3 es una vista frontal de una realización alternativa de un panel de corona elástico 500, la figura 4 es una vista lateral del panel de corona 500, la figura 5 es una vista posterior del panel de corona 500, la figura 6 es una vista en sección del panel de corona 500 tomada a través de la línea 13-13 en la figura 5, y la figura 7 es una vista en sección del panel de corona 500 tomada a través de la línea 14-14 en la figura 5. En una aplicación particular de aeronave, por ejemplo y sin limitación, el panel de corona 500 puede tener una anchura de alrededor de 100 pulgadas (la dimensión más larga en la figura 3 o la figura 4) y una longitud antero-posterior de alrededor de 57 pulgadas (la dimensión del "pico" del panel de corona 500, que se muestra mejor en la figura 4).

El panel de corona 500 es una posible realización de un revestimiento de absorción de energía adecuada para una aeronave. El panel de corona 500 está configurado adecuadamente para reaccionar a la carga de presión cuando la cabina de la aeronave es presurizada respecto a presión a la presión del aire del ambiente fuera de la aeronave. El panel de corona 500 se aprovecha de las características naturales de una forma cóncava para llevar a las fuerzas de presión de la cabina con una membrana de luz en lugar de una pesada estructura rígida "del panel y viga" tan utilizado por los paneles de corona convencionales. De hecho, las realizaciones descritas del panel de corona 500 pueden estar vacías de cualquier elemento de marco no deformable rígido. El panel de corona 500 es lo suficientemente flexible para deformarse bajo el impacto de un golpe de un objeto, absorbiendo y disipando así al menos una parte de la energía del impacto a través de, por ejemplo y sin limitación, deformación elástica y/o plástica. Más específicamente, el panel de corona 500 está adecuadamente configurado para deformarse en respuesta a una cantidad límite de energía del impacto causado por un golpe de un objeto, absorbiendo y disipando así al menos una parte de la energía del impacto. Esta característica del panel de corona 500 se refiere a la necesidad de una estructura ligera para la presurización de aeronaves, mientras que proporciona protección frente a objetos sin tener que recurrir al enfoque tradicional de "pared rígida". En la práctica, el panel de corona 500 puede ser lo suficientemente flexible para deformarse y desviarse de manera simultánea ante un golpe de un objeto, sin permitir la penetración. Sin embargo, el panel de corona 500 es suficientemente rígido para reaccionar a las cargas de viento que se encuentran comúnmente en vuelo a velocidades de aire de, por ejemplo, 0,85 MACH, sin deformarse.

Haciendo referencia a las figuras 3 a 5, el panel de corona 500 tiene una superficie exterior generalmente convexa 502 y una superficie interna generalmente cóncava 504 (ver la figura 1, que ilustra el contorno general del panel de corona 400). En la realización ilustrada, la superficie exterior convexa 502 representa una superficie exterior de la aeronave y, por lo tanto, la superficie exterior convexa 502 es preferentemente sustancialmente lisa y sin fisuras. La superficie interior cóncava 504 puede ser sometida a la presión interior de la cabina establecida dentro de la aeronave. En este sentido, el panel de corona 500 está configurado adecuadamente para reaccionar a las cargas de aire a presión aplicadas a la superficie interna cóncava 504 con relación a la presión del aire ambiente a que está expuesta a la superficie exterior convexa 502. Como se describe en más detalle a continuación, la superficie interior cóncava 504 puede incluir una serie de características formadas en la misma.

El panel de corona 500 incluye generalmente, sin limitación: un perímetro exterior definido al menos en parte por un borde delantero 506, bordes laterales 508, y un borde de popa 510; una característica de borde delantero de refuerzo 512; características de borde de refuerzo lateral 514; una característica de borde de refuerzo de popa 516; una característica de refuerzo transversal derecho (estribor) 518; una característica de refuerzo transversal izquierda (babor) 520, y una característica de refuerzo transversal central 522. En esta realización del panel de corona 500, las diversas características de refuerzo están formadas integralmente en el panel de corona 500, y por lo tanto el panel de corona 500 es monolítico o unitario en la construcción. En otras palabras, estas características de refuerzo no necesitan ser realizadas como elementos físicos separados y distintos, y el panel de corona 500 se puede fabricar sin el montaje de múltiples partes juntas.

ES 2 450 054 T3

Esta realización del panel de corona 500 está configurada como un panel deformable que se forma a partir de un material de una sola pieza monolítica, sin embargo, otras realizaciones pueden utilizar más de una pieza. Como se representa en la figura 3, la naturaleza de una sola pieza del panel de corona 500 resulta en un panel sin costuras que tiene una superficie exterior sustancialmente lisa. El material utilizado para la fabricación del panel de corona 500 puede ser, por ejemplo y sin limitación, titanio, aluminio, una aleación de metal, un compuesto epoxi - grafito, un material compuesto de epoxi - fibra de vidrio, un material compuesto de cosido, un KEVLAR® cosido, un compuesto termoplástico - grafito, un material compuesto termoplástico - fibra de vidrio, una combinación de material compuesto de metal - fibra o similar. Por ejemplo, en una realización adecuada para un diseño particular de aeronave, el panel de corona 500 se puede formar de aluminio de stock 2024-T3 o 2024-T42. En algunas aplicaciones, el aluminio 2024-T3 puede ser conveniente para el uso en áreas de impacto, debido a sus altas características de tensión hasta el fallo, resistencia a la fatiga y bajo coste.

En una realización, el material metálico monolítico utilizado para el panel de corona 500 puede tener inicialmente un espesor nominal y uniforme antes del mecanizado o fresado químico, que también representa el espesor máximo del panel de corona 500 después del mecanizado o fresado químico. En una aplicación particular, por ejemplo, el espesor nominal indicado por el número 524 en las figuras 6 y 7 podrán ser de aproximadamente 0,375 pulgadas.

En el caso de un panel de corona 500 que se forma a partir de materiales compuestos en capas, puede ser posible proporcionar dobladores de capas, desniveles, aumentos o disminuciones en áreas seleccionadas del panel de corona 500 con el fin de endurecer y fortalecer estas áreas. También, puede ser posible variar la orientación de las capas para variar las propiedades físicas del panel de corona 500, incluyendo la rigidez.

La característica de refuerzo transversal derecho 518, característica de refuerzo transversal izquierdo 520, y una característica de refuerzo transversal central 522 están formadas integralmente en el material de una pieza monolítica utilizado para el panel de corona 500. Las características de refuerzo transversal se forman en la superficie interna cóncava 504 de panel de corona 500. Cada característica de refuerzo transversal se forma preferentemente de modo que sigue siendo deformable cuando se somete a la energía de impacto anticipada causada por un golpe de un objeto. En otras palabras, estas características de refuerzo transversal están intencionadamente diseñadas para deformarse y desviarse en respuesta a una cantidad límite de energía de impacto, y no se pretende, ni de hecho no pueden funcionar como vigas estructurales no deformables rígidas y firmes. Estas características de refuerzo deformables están configuradas adecuadamente para reforzar el panel de corona 500 y para absorber y disipar la energía del impacto causado por los golpes de objetos y otros peligros de impacto. Además, estas características de refuerzo pueden servir como elementos resistentes a las grietas que funcionan para impedir o detener el crecimiento de grietas que podrían originarse en las secciones más delgadas del panel de corona 500, como resultado de un golpe de un objeto, como un pájaro. En esta realización, las características de refuerzo se forman a partir de un material monolítico de una sola pieza, sin embargo otras realizaciones pueden utilizar correas sujetas o unidos separadas como características de detención de grietas.

Como se ha descrito anteriormente con referencia a la figura 1 y la figura 2, una aeronave puede incluir una serie de postes de ventana 404, 406, 408 para las ventanas de la cabina 412. En este sentido, la característica de refuerzo transversal del panel de corona 500 puede estar configurada adecuadamente para la alineación con dichos postes de ventana. Por ejemplo, la característica de refuerzo transversal derecho 518 está situada de tal manera que se alinee con un poste de ventana derecho 404 después de la instalación, estando la característica de refuerzo transversal izquierdo 520 situada de tal forma que se alinea con un poste izquierdo de ventana 406 después de la instalación, y la característica de refuerzo transversal central 522 se sitúa de tal manera que se alinee con un poste de ventana central 408 después de la instalación. Esta configuración es deseable porque establece trayectorias de carga continuas desde los postes de ventana 404, 406, 408 a la estructura restante de la aeronave. Esta alineación de poste de ventana se ilustra en la figura 1 - característica de refuerzo transversal derecho 518 se coloca de manera que sirva como una "extensión" del poste de ventana derecho 404, la característica de refuerzo transversal izquierdo 520 se coloca de tal manera que sirve como una "extensión" del poste de ventana izquierdo 406, y una característica de refuerzo transversal central 522 se coloca de manera que sirva como una "extensión" del poste de ventana central 408. Las características de refuerzo transversal se representan en líneas de trazos en la figura 1, ya que de otro modo no serían visibles desde el exterior.

Cada característica de refuerzo transversal 518, 520, 522 se forma preferentemente con una sección transversal en rampa, como se muestra en la figura 7 (que es una vista en sección transversal de la característica de refuerzo transversal central 522 tomada a lo largo de la línea 14-14 en la figura 5). Esta sección transversal en rampa, que en otras realizaciones puede ser una sección cónica, es deseable que las características de refuerzo transversal sean elásticas, mientras que resistente a la rasgadura o rotura en las uniones con las secciones más delgadas del panel de corona 500. En la realización ilustrada, la característica de refuerzo transversal central 522 mantiene el espesor nominal 524 del material monolítico a lo largo de su eje longitudinal transversal. En particular, la característica de refuerzo transversal central 522 se vuelve gradualmente más delgada en ambos lados hasta que llega a la zona primaria del panel de corona 500, que representa una sección relativamente delgada. En este ejemplo, la característica de refuerzo transversal central 522 disminuye hasta un espesor 526 (figura 7) que puede corresponder al espesor de la zona primaria del panel de corona 500.

El ángulo de la rampa no necesita ser uniforme a lo largo de la longitud de una característica de refuerzo transversal 518, 520, 522. Además, el ángulo de la rampa no tiene que ser uniforme para todas las características de refuerzo transversal, y el perfil de ángulo de rampa de una característica transversal de refuerzo no tiene por qué ser el mismo en ambos lados, es decir, simétrico. Por ejemplo, el ángulo de rampa de una característica de refuerzo transversal central 522 puede ser menor que el ángulo de la rampa de la característica de refuerzo transversal derecho 518 y la característica de refuerzo transversal izquierdo 520 para dar cabida a más deformación cerca de la mitad del panel de corona 500. Como otro ejemplo, el ángulo de rampa en el lado interior de la característica de refuerzo transversal derecho/izquierdo 518/520 puede ser más pronunciado que el ángulo de rampa en el lado exterior de la característica de refuerzo transversal derecho/izquierdo 518/520. Las rampas se utilizan para dos propósitos principales. En primer lugar, puede haber un ángulo de rampa mínimo requerido para satisfacer los requisitos de vida de servicio mejoradas. En esta realización, las características de refuerzo 518, 520, y 522 están en una zona que es relativamente más deformable que los bordes 506, 508, y 510. Estas áreas de borde perimetral son adyacentes a los elementos de refuerzo necesarios para las características alrededor de la ventana de la cabina y de la escotilla de escape y por lo tanto son menos elásticas, debido a que los elementos de refuerzo endurecen las zonas perimetrales.

El panel de corona 400, 500 puede diseñarse y configurarse para adaptar la gradación de la rampa en cada zona en particular. Si la gradación cerca de una característica de rigidez, tal como un marco, es demasiado empinada, la penetración puede ser más probable cuando el indicador del revestimiento "básico" encuentra la rampa. Las características de refuerzo 518, 520, y 522 pueden ser en rampa en la gradación mínima requerida para una mayor vida útil. Las características de rampa y los perfiles de las características de refuerzo transversal se pueden ajustar de acuerdo con la carga de impacto prevista y de acuerdo con las características de desviación y deformación deseadas del panel de corona 400, 500.

Como se mencionó anteriormente, la realización ilustrada del panel de corona 500 puede estar formada de un material de una sola pieza monolítica (tal como aluminio) que tiene un espesor nominal. Las características de refuerzo transversal 518, 520 522 pueden estar formadas integralmente en el panel de corona 500 por la retirada selectiva de material y la reducción del espesor nominal cerca de las características de refuerzo transversal maleable y deformable. En otras palabras, el material a partir del material de stock se elimina selectivamente de tal manera que el material restante define las características de refuerzo transversal y, en su caso, las características cónicas de sección transversal de las características de refuerzo transversal.

De acuerdo con una realización en la que el material de una sola pieza monolítica es un metal, las características de refuerzo transversal pueden ser grabadas químicamente en el material. Múltiples pasos de enmascaramiento y grabado pueden ser utilizados para formar la reducción escalonada y gradual descrita anteriormente y mostrada en la figura 5 y la figura 6. Cabe señalar aquí, sin embargo, que una variedad de otras técnicas de fabricación se puede emplear para formar las características de refuerzo transversal 518, 520, 522, dependiendo del material utilizado para fabricar el panel de corona 500, incluyendo, por ejemplo, y sin limitación, el moldeo, la colada y la formación, por nombrar sólo unos pocos.

Haciendo referencia de nuevo a la figura 1 y a la figura 2, el panel de corona 500 puede ser configurado de tal manera que el borde delantero 506, los bordes laterales 508, y el borde de popa 510 (o zonas cercanas a estos bordes) están acoplados a diferentes estructuras de soporte de la estructura de la aeronave. Así, la característica de refuerzo del borde delantero 512, las características de refuerzo del borde lateral 514, y la característica de refuerzo del borde posterior 516 pueden ser configuradas de forma adecuada para el acoplamiento con respectivas estructuras de soporte de la estructura. Por ejemplo, la característica de refuerzo del borde delantero 512 puede estar diseñada para ser acoplada a la estructura de soporte de marco de la ventana de popa 410 representada en la figura 2. Estas características de refuerzo de borde proporcionan un soporte estructural adicional para la transición entre la zona principal elástica del panel de corona 500 y la estructura de marco rígido y no elástico de la aeronave. Por otra parte, estas características de refuerzo de borde pueden ser configuradas para acomodar elementos de fijación avellanados utilizados para instalar el panel de corona 500 (por ejemplo, pasadores o pernos de aluminio o de titanio, tornillos, o remaches).

En la realización ilustrada del panel de corona 500, la característica de refuerzo del borde delantero 512, las características de refuerzo del borde lateral 514, y la característica de refuerzo del borde de popa 516 pueden estar formadas integralmente en el material de una sola pieza monolítica utilizado para el panel de corona 500. Estas características de refuerzo del borde se forman preferentemente en la manera descrita anteriormente para las características de refuerzo transversales. Las características comunes, las características y las técnicas de fabricación no se describirán aquí de forma redundante en el contexto de las características de refuerzo del borde.

En pocas palabras, las características de refuerzo del borde 512, 514, 516 pueden estar formadas en el material de una sola pieza monolítica por la eliminación selectiva de material como se describió anteriormente. La figura 6 es una vista en sección transversal de la característica de refuerzo de borde de popa 516 tomada a través de la línea 13-13 en la figura 5. La figura 6 ilustra un perfil que se estrecha adecuadamente para la característica de refuerzo del borde de popa 516. En particular, la característica de refuerzo del borde de popa 516 pasa desde el espesor nominal 524 al espesor reducido 528 que representa el espesor de la zona deformable primaria del panel de corona

500.

En contraste con las características de refuerzo transversales 518, 520, 522, las características de refuerzo del borde 512, 514, 516 pueden no ser elásticas, ya que sirven como el límite de montaje de panel de corona 500. Este límite de montaje se une a la estructura de soporte rígida y no deformable de la aeronave. Por lo tanto, las características del borde de refuerzo 512, 514, 516 están configuradas preferentemente para proporcionar un perímetro exterior firme y rígido para el panel de corona 500. El panel de corona 500 puede estar diseñado para flexionarse en el centro tanto como sea posible sin afectar al equipo montado debajo del panel de corona 500, en contraste con el perímetro, que puede flexionarse sólo mínimamente debido a las características de refuerzo integradas.

El perfil en rampa de las características de refuerzo del borde 512, 514, 516 se utiliza para proporcionar una transición entre la zona primaria elástica del panel de corona 500 y el perímetro del panel de corona 500. En ciertas realizaciones, la rampa de la característica de refuerzo del borde se puede mezclar con la rampa de las características de refuerzo transversal 518, 520, 522 (ver la figura 5). Por otra parte, tal como se describe anteriormente para la características de refuerzo transversal 518, 520, 522, el ángulo de rampa de una característica de refuerzo del borde 512, 514, 516 no necesita ser uniforme a lo largo de su longitud, el ángulo de la rampa no necesita ser uniforme para todos los elementos de refuerzo del borde 512, 514, 516, y el perfil de ángulo de rampa de una característica de refuerzo del borde 512, 514, 516 no necesita ser el mismo en ambos lados. Las características de rampa y perfiles de la característica de refuerzo del borde 512, 514, 516 se pueden ajustar de acuerdo con la carga de impacto prevista, las características de desviación y deformación deseadas de panel de corona 500, y las características de la aeronave particular donde se instala el panel de corona 500.

La siguiente descripción ilustra uno de varios procedimientos posibles para fabricar el panel de corona 500. El stock de material (por ejemplo, una placa de aluminio) se corta en el tamaño y forma deseados. El material es entonces formado mediante estiramiento a través de una herramienta apropiadamente configurada (no se muestra) hasta que el material asume la forma contorneada deseada. En este punto, el material puede ser mecanizado para formar el perfil de borde deseado y para formar lengüetas que sostienen que se utilizarán para un proceso de grabado químico. A partir de entonces, las características de refuerzo se pueden formar a través de un proceso de grabado químico adecuado, que puede implicar varios pasos de enmascaramiento y grabado. Después de la terminación del grabado químico, el material se limpia y se retiran las lengüetas de retención. De esta manera, el material de una sola pieza monolítica se transforma en un panel de corona 500. Se debe apreciar que las técnicas de fabricación alternativas y diferentes etapas de procesamiento se pueden utilizar para formar el panel de corona 500.

Una realización alternativa de un panel de corona que tiene las características deformables descritas en este documento puede realizarse usando una construcción de material compuesto que tiene un revestimiento interior y un revestimiento exterior. Por ejemplo, ciertas realizaciones pueden formarse a partir de una construcción de material compuesto laminado que no incluye un núcleo, mientras que otras realizaciones pueden formarse a partir de una construcción que tiene un revestimiento interior, y un revestimiento exterior, y un material de núcleo intercalado entre los revestimientos. La estructura puede ser un panel no endurecido, de nido de abeja endurecido, u otro tipo de panel de núcleo endurecido diseñado para invertirse o deformarse en el impacto. Una realización metálica utiliza revestimientos de aluminio y un núcleo de nido de abeja de aluminio, donde el aplastamiento del núcleo absorbe la energía del impacto de un golpe de un objeto extraño. En dicha realización, un acolchado, una rampa u otra característica de refuerzo está incluida alrededor del perímetro (como se describe anteriormente para la realización monolítica) para evitar la penetración en las zonas no deformables y/o para la fijación a lo largo del perímetro.

Como se mencionó anteriormente, realizaciones del panel de corona 400, 500 formadas a partir de materiales compuestos laminados pueden ser adaptadas para satisfacer los requisitos de una aplicación particular, variando el número de capas, proporcionando dobladores de capas, proporcionando capas caídas que forman patrones contorneados o en rampa, variando la orientación de las capas, utilizando material preimpregnado, refuerzo cosido, infusión de resina y una variedad de otras técnicas conocidas en el arte de la fabricación de materiales compuestos de material.

Una realización de material compuesto puede utilizar revestimientos de fibra de carbono y un material de núcleo adecuado entre los revestimientos. En una realización de este tipo de material compuesto, capas adicionales o capas de material pueden ser necesarias en todo el perímetro con el fin de contener un impacto en áreas no elásticas y para reforzar las zonas donde se instalan elementos de fijación. Alternativamente, las tiras de laminado podrían estar unidas alrededor del perímetro. Además, el uso de una bisagra deformable a lo largo del perímetro permitiría que tanto las realizaciones del compuesto como de compuesto de nido de abeja absorban mejor el impacto, con efecto estructural mínimo. Funcionalmente, una bisagra deformable se puede crear con cualquier metal, tal como metal de muelle, que ofrece una deformación a rotura suficientemente alta como para deformarse plásticamente sin fractura a través de la deflexión requerida de rotación de la bisagra. El ángulo de desviación de rotación dependerá de la convexidad del panel de corona. Si la cúpula hace un ángulo ψ con su brida, entonces la deflexión angular requerida será dos veces ψ . En esta realización, el marco de popa del panel de corona proporciona un punto de unión conveniente y con la selección del material adecuado, una bisagra deformable.

ES 2 450 054 T3

La atención se dirige ahora a las figuras 8 a 16 que ilustran detalles de la unión del panel de corona elástico 500 a un área 532 de la estructura de la aeronave 530 que rodea el área de la cabina delantera de la aeronave, que incluye un marco 534. Como se ve mejor en las figuras 9 y 10, el panel de corona elástico 500 incluye bordes exteriores escalonados 514 que coincide con los escalones 537 formados en la brida superior 538 por una viga de soporte 536. La brida 538 también soporta un panel de superficie colindante 540. Fijadores tales como los remaches 542 se pueden utilizar para sujetar los bordes 542 de la brida 538.

Haciendo referencia a la figura 11, se muestra la realización alternativa 600 del panel elástico que se forma de materiales compuestos. El panel elástico 600 incluye un núcleo de absorción de energía, que se puede aplastar 602 que está unido a y se intercala entre un revestimiento exterior 604 y un revestimiento interior 606. El núcleo de absorción de energía 602 puede comprender una espuma o un panel de abejas, tal como un panel de aluminio. El revestimiento exterior 604 puede ser elástico y puede comprender un metal tal como aluminio, un polímero termoplástico o reforzado con fibra que es suficientemente elástico con tal que se deformará y desviará en respuesta a ser golpeado por un objeto. En la realización ilustrada, el revestimiento interior 606 se muestra como un material compuesto laminado que comprende múltiples capas de laminado 606 que forman un mamparo 608 capaz de reaccionar la presión dentro de la aeronave. Sin embargo, el revestimiento interior 606 puede estar hecho de metal o de otros materiales rígidos, o un material que es menos elástico que el revestimiento exterior 604. En esta realización, cada uno de los revestimientos interior y exterior 604 y 606 son curvos, sin embargo son posibles otras geometrías.

La figura 12 muestra el panel elástico 600 después de haber sido impactado por un golpe de un objeto que hace que el revestimiento exterior 604 se deforme y se desvíe hacia dentro, como se muestra en 610. Una parte de la energía de impacto del golpe de un objeto es absorbida por el revestimiento exterior elástico 604, mientras que otra parte de la energía del impacto puede ser absorbida por el núcleo que se puede aplastar 602. En algunas aplicaciones, puede ser importante que el núcleo 602 tenga un espesor que sea suficiente para absorber los niveles esperados de energía de impacto de manera que el revestimiento interior 606 no está sometido a niveles indeseables.

La figura 13 ilustra otra realización 612 de un panel elástico similar a la realización mostrada en la figura 11 pero que tiene un revestimiento exterior 614 que es plano, en lugar de curvado o trazado. El revestimiento interior de material compuesto laminado 606 se muestra siendo curvado, sin embargo, puede ser sustancialmente plano o curvado en algunas aplicaciones.

La atención se dirige ahora a la figura 14 que representa otra realización 615 del panel elástico que comprende un revestimiento exterior elástico 616 y un revestimiento interior 617 que es relativamente rígido o menos elástico que el revestimiento exterior 616. El revestimiento exterior 616 puede estar formado de, sin limitación, un metal tal como aluminio, un polímero termoplástico, un polímero reforzado con fibras u otros materiales que son suficientemente elásticos para deformarse y absorber la energía del impacto resultante de un golpe de un objeto, sin embargo, reaccionar al viento y/o a las cargas aerodinámicas normales encontradas a velocidades de 0,85 MACH. Es importante destacar que el revestimiento exterior 616 y el revestimiento interior 617 están separados entre sí a una distancia 621 que es suficiente para que la deflexión máxima del revestimiento exterior 616 que se muestra en 616a no tendrá un impacto o afectará la integridad del revestimiento interior 617. En otras palabras, debe ser proporcionada una profundidad suficiente 621 dentro de la cual el revestimiento exterior 616 se pueda deformar durante un golpe de un objeto.

El revestimiento interior 617 puede estar hecho de cualquier material adecuado que posea una rigidez suficiente para reaccionar a la presurización dentro de la aeronave. Por ejemplo, el revestimiento interior 617 puede estar formado de un material compuesto en capas con fibras de refuerzo o fabricado a partir de material metálico monolítico, tal como aluminio. En el ejemplo ilustrado, el revestimiento interior 617 posee una superficie interior cóncava 619, sin embargo son posibles otras geometrías. Del mismo modo, el revestimiento exterior 616 como se muestra como sustancialmente plana, sin embargo, como se discutió previamente, el revestimiento exterior 616 puede poseer otras geometrías, dependiendo de la aplicación. En esta realización, los revestimientos interior y exterior 616, 617 se realizan entre las capas 618a que forman un marco compuesto laminado 618.

La figura 15 muestra un detalle de borde donde el borde de un panel elástico 622 se sostiene entre capas 624 de un marco compuesto laminado 620. Las capas 624 pueden ser en rampa en 626 para formar una característica de refuerzo similar a los descritos anteriormente en relación con la realización mostrada en las figuras 12-14. Del mismo modo, las capas 624 que recubren el borde de un panel 622 pueden ser en rampa en 628 para formar una transición de la superficie exterior sustancialmente lisa entre el marco 620 y el panel 622.

La figura 16 ilustra una característica de refuerzo transversal, central 628 similar a la mostrada en la figura 14, pero empleando capas de laminado 624 de material compuesto, tal como un polímero reforzado con fibra. Paneles elásticos adyacentes 622 se capturan entre las capas 624 de la característica de refuerzo 628. Desniveles capa puede emplearse para crear un perfil cónico 626.

La atención se dirige ahora a las figuras 17 y 18 que ilustran una realización 640 de un panel elástico que puede ser montado sobre un marco u otra estructura 654 por medio de una bisagra sólida 652. Es decir, el panel elástico 640

comprende un núcleo absorción de energía, que se puede aplastar 644 intercalado entre una capa interior 648 y un revestimiento elástico exterior 646. El revestimiento interior 648 se forma a partir de capas laminadas 650 de un material compuesto.

5 La bisagra 652 incluye primera y segunda patas 652a, 652b y se forma a partir de un material tal como un metal que es lo suficientemente flexible que permita que las patas 652a, 652b pivoten alrededor de un punto 652c de la bisagra cuando se somete a una fuerza de umbral de flexión. La bisagra 652, que puede ser referida como una "bisagra viva" o una "bisagra plástica", permite que el panel elástico 640 pivote alrededor del punto de bisagra 652c cuando impactado por un golpe de un objeto. Las patas 652a, 652b pueden estar orientadas una respecto a la otra en un ángulo ψ , y la bisagra 652 puede estar diseñada de tal manera que la pata 652a puede girar a través de dos veces ψ durante un golpe de un objeto. La deformación de la bisagra viva 652 durante un golpe de un impacto puede absorber una cantidad adicional de la energía del impacto, que complementa de esta manera la cantidad de energía del impacto absorbida por el núcleo que se puede aplastar 644 y el revestimiento exterior elástico 646. La figura 18 muestra el panel 640 que ha sido afectado por un golpe de un objeto, lo que resulta en una deformación del revestimiento exterior 646 que se indica en 656, y la rotación de todo el panel 640 a través de un ángulo designado por el número 657.

La figura 19 ilustra el uso de una viga 660 para unir un panel de corona 601 con un panel del revestimiento 603. En este ejemplo, el panel de corona 601 está formado de capas de material compuesto en capas 664, y el panel del revestimiento 603 incluye de manera similar capas de material compuesto laminado 666. Las capas 664, 666 están fijadas a la brida superior 663 de la viga 660 usando fijadores 665. La viga 660 también puede incluir un reborde inferior 662 conectado a la brida superior 663 por una red 661. Al menos la brida superior 663 puede estar formada de un material tal como una aleación de aluminio que tiene la suficiente flexibilidad tal que puede doblarse en un punto de bisagra 667 cuando el panel de corona 601 se desvía como resultado de un golpe de un objeto.

Como se ha indicado anteriormente, las realizaciones 400, 500 del panel elástico que se muestran en las figuras 1-7 que se forman de metal o de otro material moldeable se pueden fabricar usando un procedimiento que se muestra en la figura 20. Comenzando en 680, una sola lámina de un metal adecuado, por ejemplo y sin limitación, tales como aluminio, se corta primero a un tamaño y forma deseados. A continuación, en 682, la lámina de metal es formada mediante estiramiento sobre una herramienta adecuada, en un contorno deseado. Entonces, en 684, la lámina de metal puede ser mecanizada utilizando un equipo convencional de eliminación de material para alterar selectivamente (por ejemplo, reducir) el espesor de la lámina de metal en las áreas deseadas, así como para dar forma a los bordes de la lámina y para formar las lengüetas de retención (no se muestra) que se utilizan en el procesamiento posterior. En 686, una máscara puede ser aplicada a áreas de la lámina de metal con el fin de proteger esas áreas durante las etapas de procesamiento posteriores. En la etapa 688, el grabado químico de la lámina de metal se lleva a cabo con el fin de producir los refuerzos cónicos de espesor y/o en rampa descritos anteriormente. En la etapa 690 se quita la máscara de grabado, y en 692 se retiran las lengüetas de retención y la lámina metálica se limpia.

En la realización de material compuesto que se ha descrito anteriormente, las capas adicionales pueden ser intercaladas con el fin de impedir o detener la propagación de grietas, mientras que, en la realización de nido de abeja compuestas, correas de desgarrar puede que no sean necesarias debido a la redundancia proporcionada por revestimientos duales y/o gruesos (es decir, láminas de la cara interior y exterior). Del mismo modo, un núcleo de alta densidad o una plancha exterior termoplástica pueden ser utilizados para alcanzar estos objetivos.

Las realizaciones de la divulgación pueden encontrar uso en una variedad de aplicaciones potenciales, particularmente en la industria del transporte, incluyendo, por ejemplo, aplicaciones aeroespaciales, de automoción y marina. Por lo tanto, haciendo referencia ahora a las figuras 21 y 22, realizaciones de la divulgación pueden usarse en el contexto de un procedimiento de fabricación de aeronaves y de servicio 700 como se muestra en la figura 21 y una aeronave 702, como se muestra en la figura 22. Durante el procedimiento de producción previa, ejemplar 700 se pueden incluir las especificaciones y el diseño 704 de la aeronave 702 y la obtención del material 706. Durante la producción, se lleva a cabo la fabricación de componentes y submontajes 708 y la integración del sistema 710 de la aeronave 702. A partir de entonces, la aeronave 702 puede ir a través de la certificación y la entrega 712 con el fin de ser puesta en servicio 714. Mientras que en servicio por parte de un cliente, la aeronave 702 está programada para el mantenimiento de rutina y el servicio 716 (que también puede incluir modificación, reconfiguración, remodelación, y así sucesivamente).

Cada uno de los procesos de procedimiento 200 puede llevarse a cabo o realizarse por un integrador de sistemas, un tercero, y/o un operador (por ejemplo, un cliente). A los efectos de esta descripción, un integrador de sistemas puede incluir, sin limitación, cualquier número de fabricantes de aeronaves y los subcontratistas principales del sistema, un tercero podrá incluir, sin limitaciones, cualquier número de proveedores, subcontratistas y proveedores, y un operador puede ser una línea aérea, empresa de arrendamiento, entidad militar, organización de servicio, y así sucesivamente.

Como se muestra en la figura 22, la aeronave 702 producida por el procedimiento ejemplar 700 puede incluir un fuselaje 718 con una pluralidad de sistemas 720 y un interior 722. Ejemplos de sistemas de alto nivel 720 incluyen

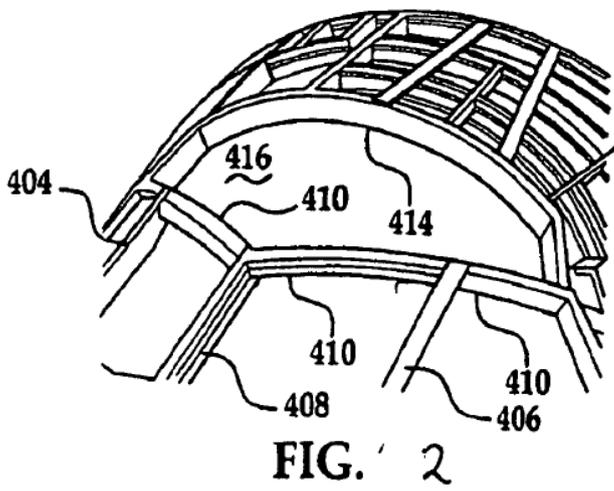
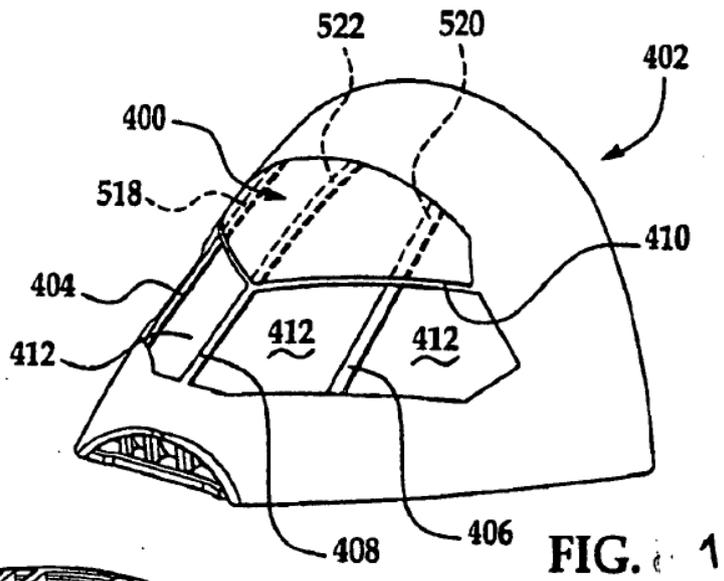
uno o más de un sistema de propulsión 724, un sistema eléctrico 726, un sistema hidráulico 728, y un sistema ambiental 730. Cualquier número de otros sistemas se puede incluir. Aunque se muestra un ejemplo aeroespacial, los principios de la divulgación pueden aplicarse a otras industrias, tales como las industrias marinas y automotrices.

5 Los sistemas y procedimientos incorporados en el presente documento pueden ser empleados durante una o más de las etapas de la producción y del procedimiento de servicio 700. Por ejemplo, los componentes o subconjuntos correspondientes a proceso de producción 708 se pueden fabricar o manufacturarse de una manera similar a los componentes o subconjuntos producidos mientras la aeronave 700 está en servicio. También, una o más realizaciones del aparato, realizaciones del procedimiento, o una combinación de los mismos pueden ser utilizados durante las etapas de producción 708 y 710, por ejemplo, sustancialmente mediante la aceleración montaje de o reducir el costo de una aeronave 702. Del mismo modo, uno o más de realizaciones del aparato, realizaciones del procedimiento, o una combinación de los mismos puede utilizarse mientras la aeronave 702 está en servicio, por ejemplo y sin limitación, para el mantenimiento, la reparación de la estructura de material compuesto, y el servicio 716.

15 Aunque al menos un ejemplo de realización se ha presentado en la descripción detallada anterior, se deberá apreciar que existe un gran número de variaciones. También debe apreciarse que el ejemplo de realización o realizaciones descritas en este documento no están destinados a limitar el alcance, aplicabilidad, o configuración de la materia reivindicada de ninguna manera. Más bien, la descripción detallada anterior proporcionará a los expertos en la técnica una hoja de ruta conveniente para la implementación de la realización o realizaciones descritas. Debe entenderse que varios cambios se pueden hacer en la característica y disposición de los elementos sin apartarse del alcance definido por las reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Una aeronave que tiene una superficie exterior proporcionada por un panel de absorción de energía (600) para aeronaves, comprendiendo el panel de absorción de energía (600): un revestimiento interior (606) y un revestimiento exterior elástico (604) configurado para deformarse en respuesta a una cantidad límite de energía del impacto causado por un golpe de un objeto estando el revestimiento interior (606) separado del revestimiento exterior (604) y caracterizado por proporcionar una capa deformable (602) entre los revestimientos interior y exterior, donde el panel de absorción de energía (600) es un panel de corona en forma de cúpula dispuesto por encima de las ventanas de una cabina en la aeronave.
- 10 2. Una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, donde el revestimiento exterior elástico (604) es monolítico.
- 15 3. Una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1 o la reivindicación 2, donde el revestimiento exterior elástico (604) está formado de aluminio.
- 20 4. Una aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, donde: al menos una característica de refuerzo deformable está formada integralmente con y que se extiende a lo largo de al menos un borde del revestimiento exterior elástico (604).
- 25 5. Una aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, donde la característica de borde de refuerzo tiene un perfil en rampa para proporcionar una transición entre un área primaria elástica del panel y un perímetro del panel.
- 30 6. Una aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, donde: la capa deformable (602) incluye un panel de abejas.
- 35 7. Una aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, donde el revestimiento exterior (604) proporciona a la aeronave una superficie exterior generalmente convexa y el revestimiento interior (606) proporciona el panel de energía con una superficie interna generalmente cóncava que puede reaccionar la carga del aire presurizado aplicada a la superficie cóncava interna respecto a la presión del aire ambiente a la que está expuesta la superficie exterior convexa.
- 40 8. Una aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, donde la superficie exterior proporcionada por el revestimiento exterior (604) del panel es sin costuras.
- 45 9. Una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, donde el panel de corona en forma de cúpula (600) no incluye ningún agujero o cavidad distintos de los lugares de fijación cerca del borde perímetro del mismo.
- 50 10. Una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1 o la reivindicación 9, que tiene un marco de ventana de cabina que incluye al menos un poste de ventana (404; 406; 408), y un marco de la ventana de popa (410), donde el revestimiento exterior del panel de absorción de energía (600) comprende: una característica de borde de refuerzo formada en el revestimiento exterior y acoplada con el marco de la ventana de popa (410), y al menos una característica de refuerzo de poste de ventana formada en el revestimiento exterior y alineada con el al menos un poste de la ventana (404; 406; 408).
- 55 11. Una aeronave de acuerdo con la reivindicación 10, donde el marco de la ventana de cabina incluye un poste de ventana derecho (404), un poste de ventana izquierdo (406), y un poste de ventana central (408) entre el poste de ventana derecho (404) y el poste de ventana izquierdo (406), y el revestimiento exterior del panel de absorción de energía comprende: una característica de refuerzo de poste derecho alineado con el poste de ventana derecho, una característica de refuerzo de poste izquierdo alineado con el poste de ventana izquierdo, y un poste de refuerzo central alineado con el poste de ventana central.
12. Una aeronave de acuerdo con la reivindicación 11, donde cada una de las características de refuerzo de poste derecho, izquierdo y central es deformable.
13. Una aeronave de acuerdo con la reivindicación 12 donde cada característica de refuerzo de poste está formada con una sección transversal en rampa.



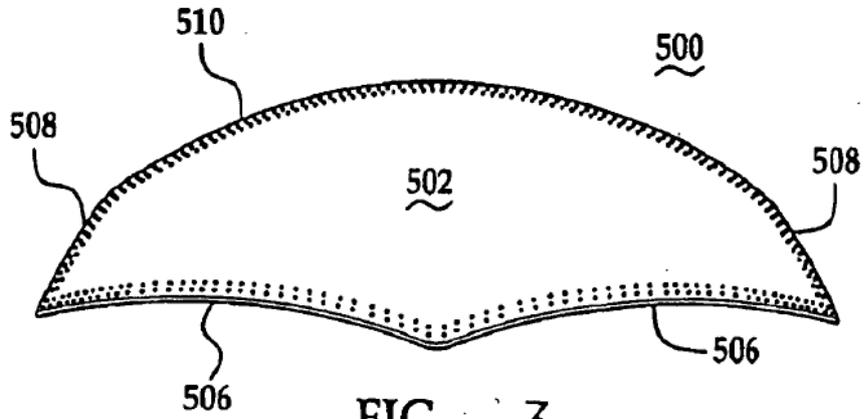


FIG. 3

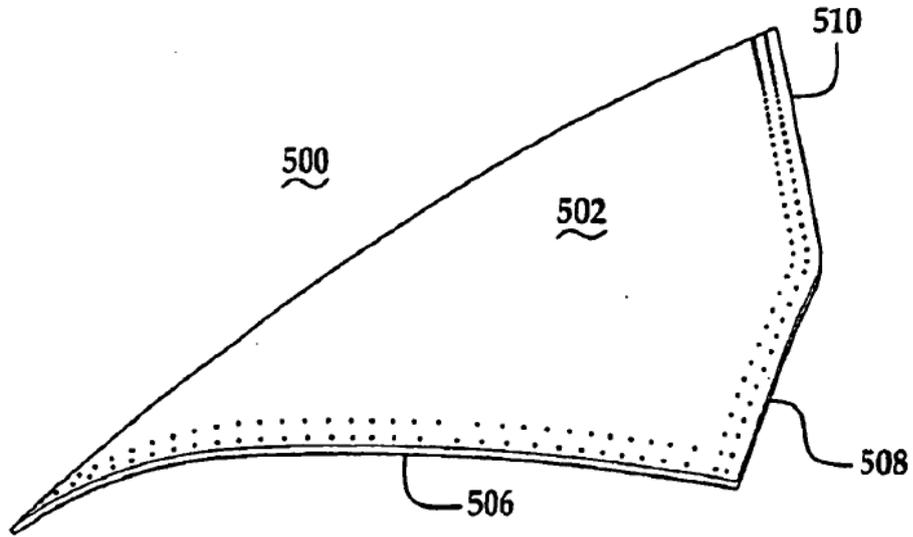


FIG. 4

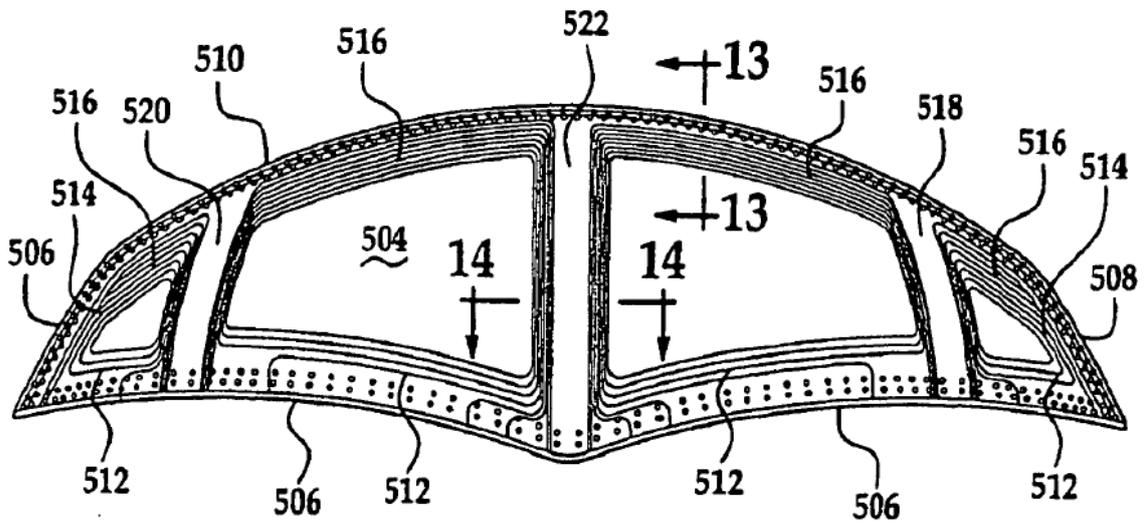


FIG. 5

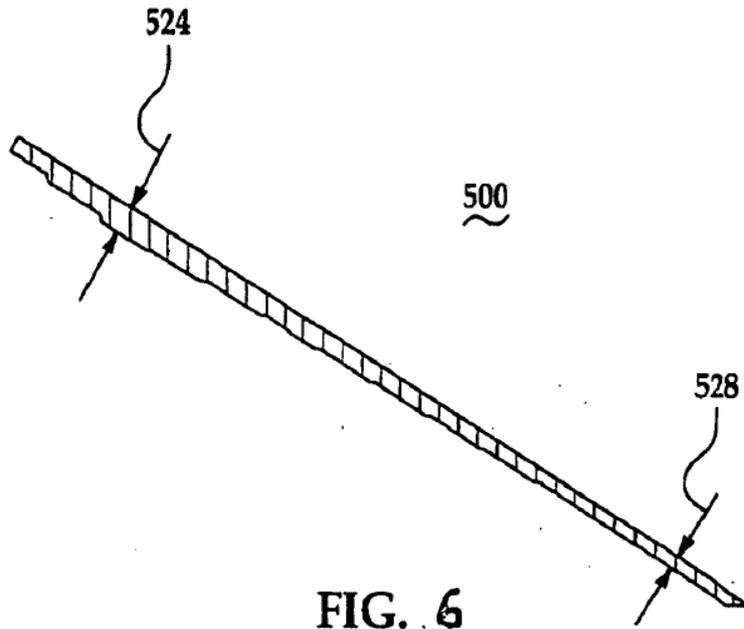


FIG. 6

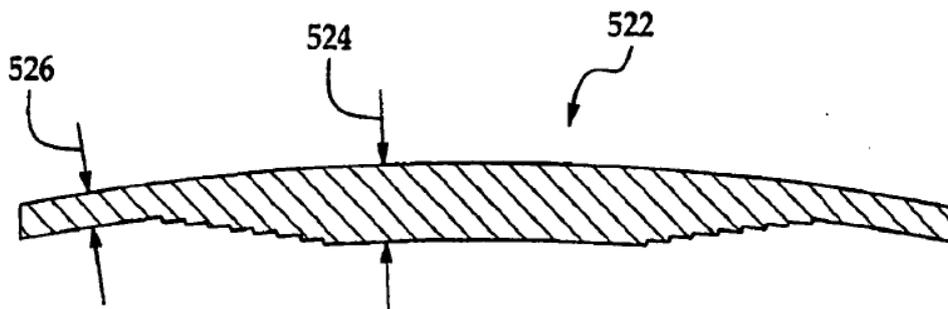


FIG. 7

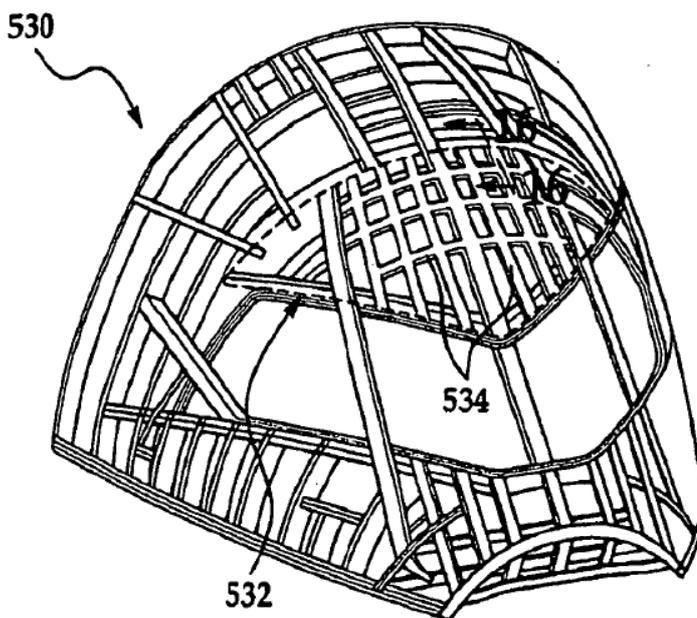
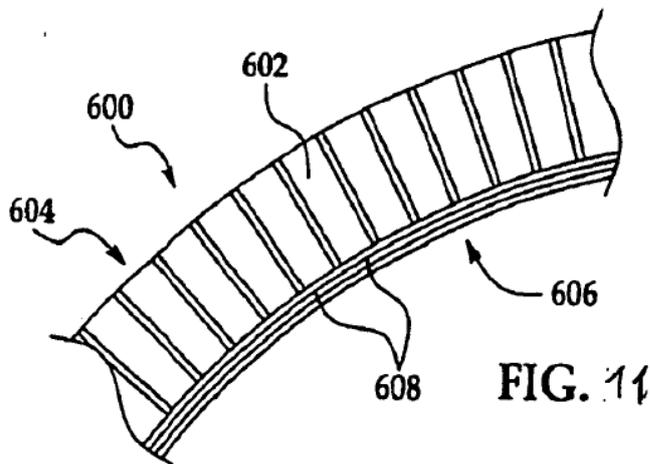
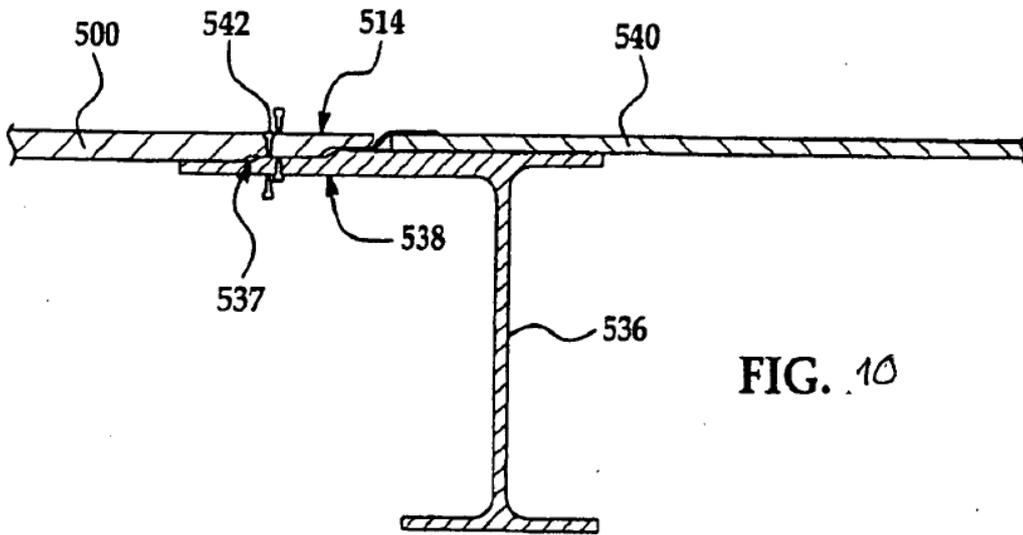
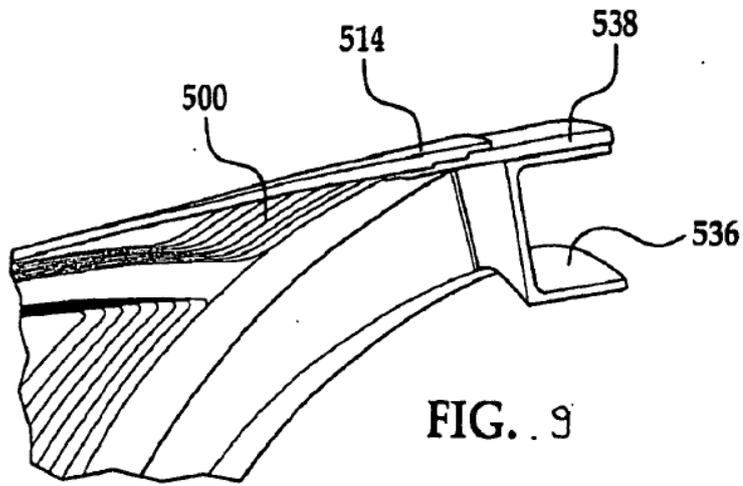
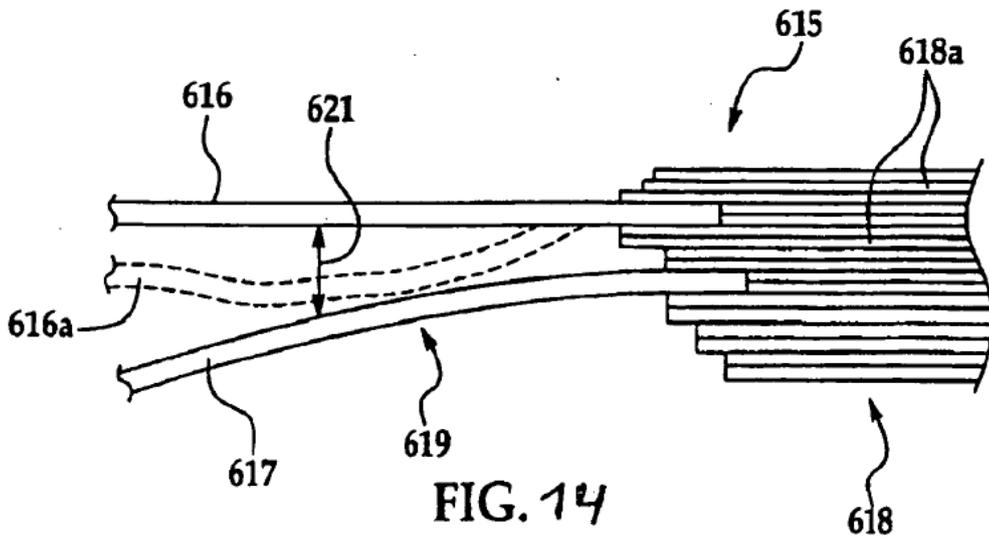
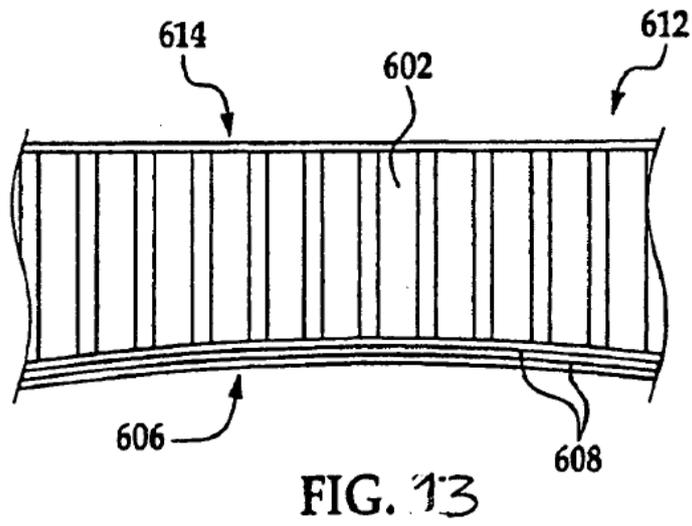
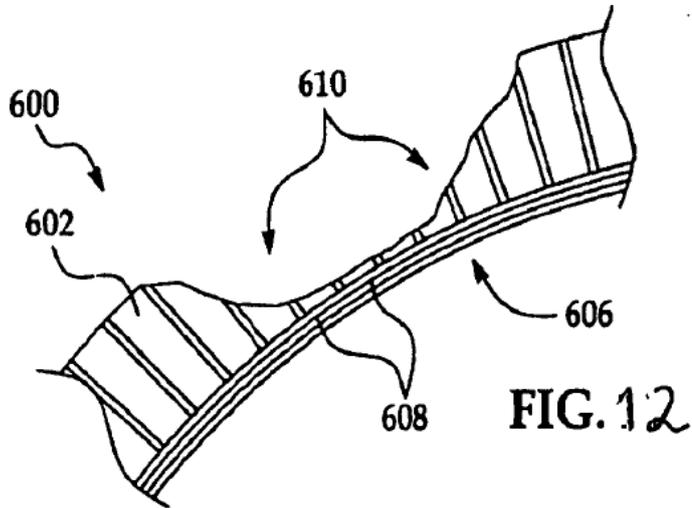


FIG. 8





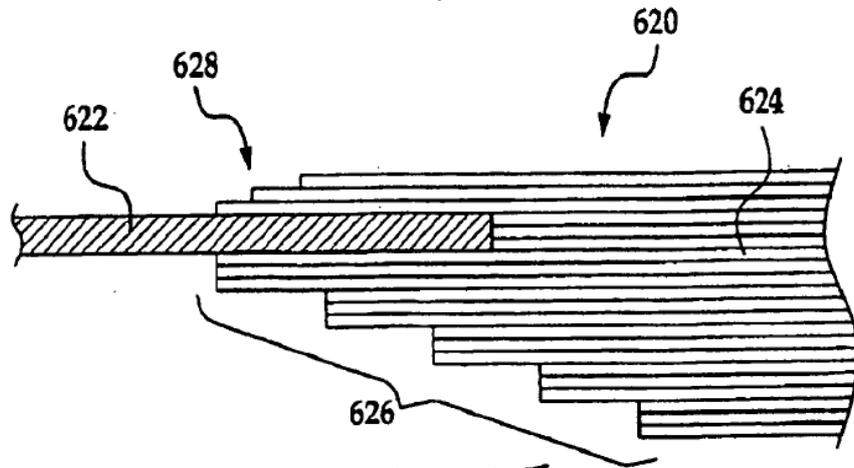


FIG. 15

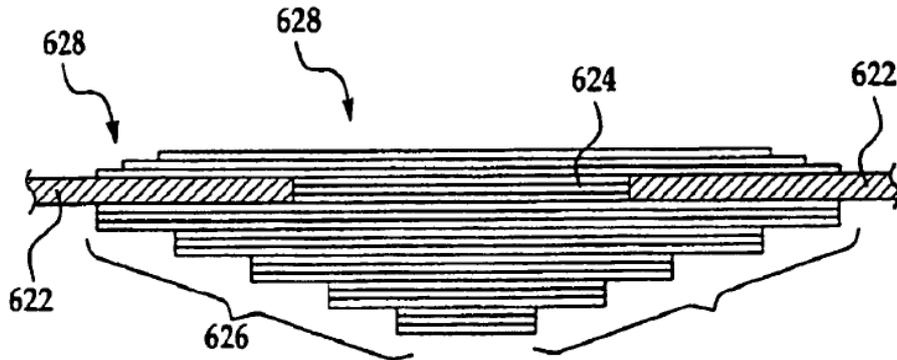


FIG. 16

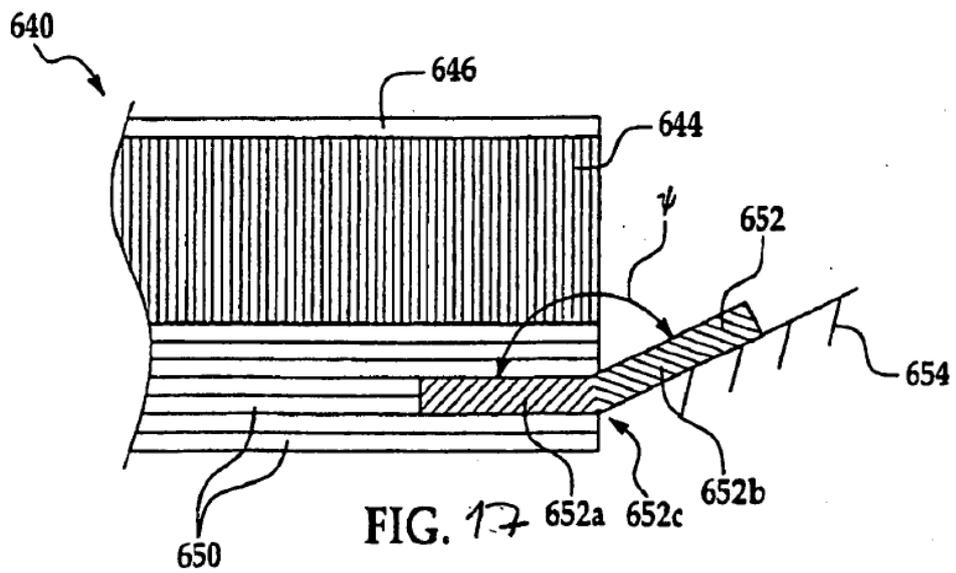


FIG. 17

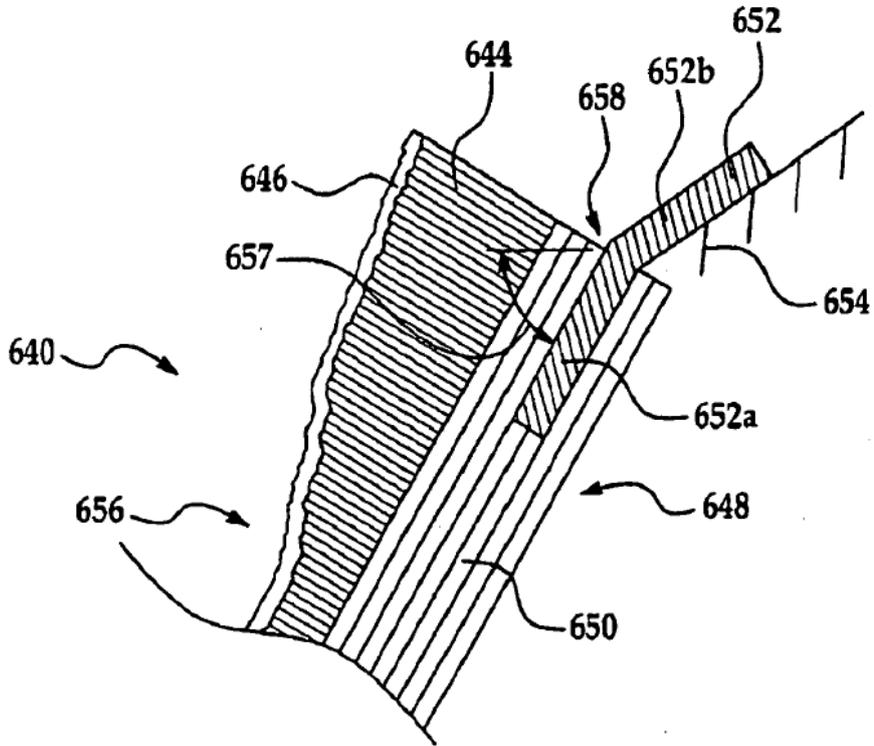


FIG. 18

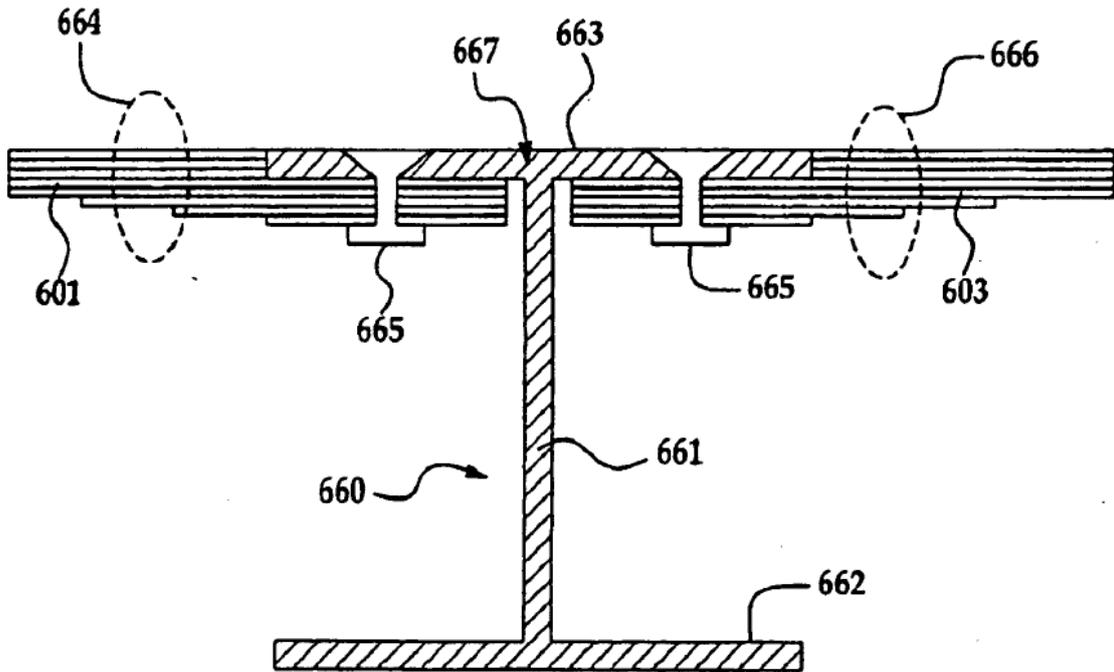


FIG. 19

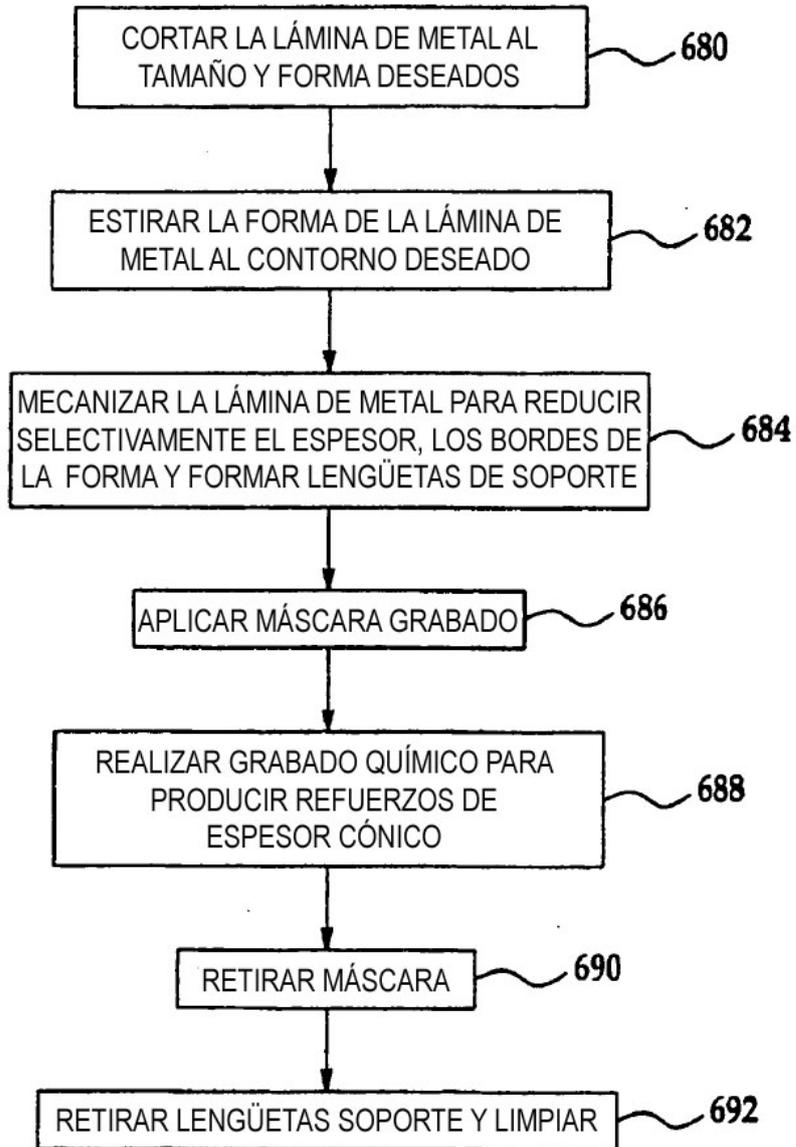


FIG. 20

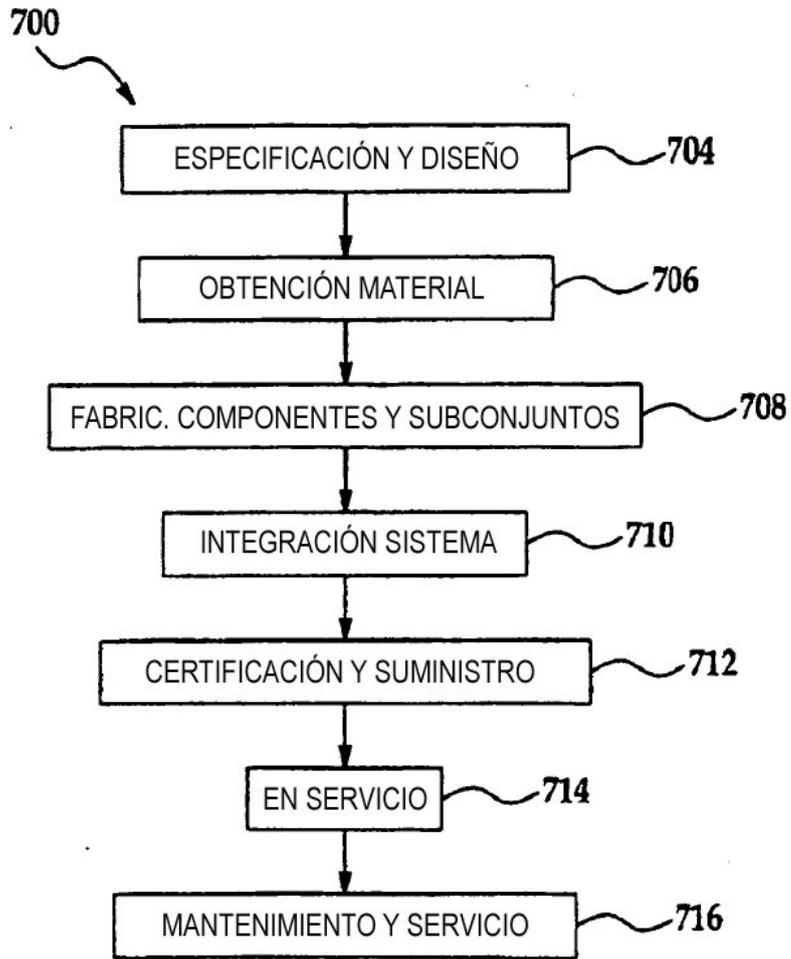


FIG. 21

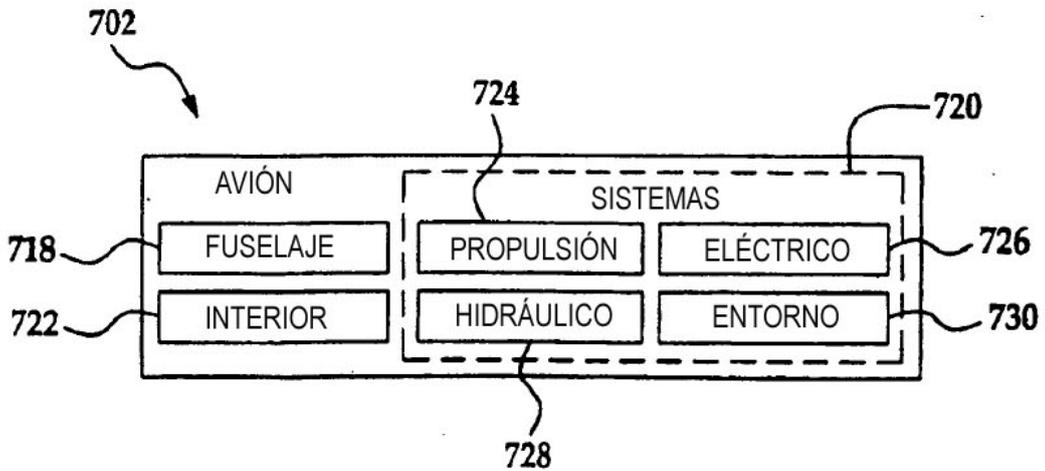


FIG. 22