

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 738 276**

51 Int. Cl.:

B64C 1/14 (2006.01)

H05K 9/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **25.09.2013 PCT/US2013/061602**

87 Fecha y número de publicación internacional: **26.06.2014 WO14099068**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **25.09.2013 E 13846252 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **24.04.2019 EP 2906466**

54 Título: **Ventana de aeronave con blindaje electromagnético y habilitada para la luz infrarroja**

30 Prioridad:

10.10.2012 US 201261712201 P
06.08.2013 US 201313960354

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
21.01.2020

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

RUSSELL, SHAWN P.

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 738 276 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 de aeronave con blindaje electromagnético y habilitada para la luz infrarroja

Campo

5 La presente divulgación se refiere a una ventana de aeronave y, en particular, a una ventana de aeronave de la cabina de vuelo que tiene una transparencia mejorada a la luz visible e infrarroja y que tiene un blindaje contra la transmisión de radiación electromagnética a través de la ventana.

Antecedentes

10 En la construcción de aeronaves es esencial que las ventanas de las aeronaves tengan resistencia estructural y buena transparencia. Esto es especialmente cierto en el caso de las ventanas de la cabina de vuelo, que deben ser estructuralmente fuertes para resistir los impactos, por ejemplo, de los choques con aves, y proporcionar a la tripulación de vuelo una buena visibilidad alrededor de la nariz de la aeronave.

En las aeronaves, es esencial que las ventanas de la cabina de vuelo tengan resistencia, buena transparencia y, en algunas aeronaves, blindaje contra la radiación electromagnética.

15 Sin embargo, el blindaje electromagnético añadido a las ventanas de la cabina de vuelo de una aeronave puede disminuir la transparencia de las ventanas.

El documento WO/2011/132349 divulga una aeronave y una ventana de cabina de aeronave en la que puede instalarse una película de blindaje electromagnético para evitar el ruido electromagnético.

El documento FR 2793106 divulga una unidad de aislamiento de acristalamiento múltiple.

Sumario

20 Las desventajas asociadas con las ventanas de la cabina de vuelo de aeronaves convencionales que incluyen blindaje electromagnético se superan con la ventana de la cabina de vuelo de la presente divulgación. La ventana está construida de dos capas de diferentes tipos de vidrio que mejoran la transparencia de la ventana a la luz visible y a la luz infrarroja. En la realización más preferida, una capa de vidrio es vidrio blanco acuoso y la segunda capa de vidrio es un vidrio diferente al vidrio blanco acuoso, por ejemplo vidrio Herculite® producido por Pittsburgh Plate Glass Company.

30 Para proporcionar a la ventana de la cabina de vuelo un blindaje contra la radiación electromagnética, se extiende una capa fina de material de blindaje sobre las dos capas de vidrio. En la realización preferida, el material de blindaje es óxido de indio y estaño. Una capa fina de óxido de indio y estaño puede proporcionar el blindaje requerido sin añadir peso a la ventana de manera apreciable o sin disminuir la transparencia mejorada de las dos capas de vidrio.

35 Alrededor del borde periférico de la ventana de aeronave se extiende un conductor y se comunica eléctricamente con la capa de óxido de indio y estaño. Con la ventana de aeronave instalada en una aeronave, el conductor conecta a tierra la capa de óxido de indio y estaño a una parte de la aeronave a la que está conectada la ventana, por ejemplo, el bastidor o fuselaje de la aeronave. La radiación electromagnética dirigida hacia la ventana es interceptada por la capa de óxido de indio y estaño y la energía producida por la radiación se conduce desde la capa de óxido de indio y estaño a través del conductor que rodea la ventana y luego al bastidor o fuselaje de la aeronave donde se disipa la energía.

40 Se proporciona un cordón alrededor del borde periférico de la ventana de aeronave. El cordón se extiende completamente alrededor del borde periférico de la ventana de la aeronave y se coloca dentro del conductor que rodea la ventana. Una parte del conductor eléctrico se superpone al cordón. El cordón garantiza el contacto del conductor eléctrico y el bastidor o fuselaje de la aeronave sin interferir con el sello entre la ventana y la parte de la aeronave a la que está unida la ventana. Además, la parte del conductor eléctrico que se superpone al cordón garantiza una buena comunicación eléctrica entre la capa de óxido de indio y estaño y la parte de la aeronave a la que está unida la ventana de aeronave.

45 Las ventanas de las aeronaves generalmente tienen dispositivos eléctricos instalados en las ventanas, por ejemplo, sensores que detectan una condición de la ventana, como la temperatura, y dispositivos para tratar la condición, como elementos calentadores. Estos dispositivos eléctricos se comunican a través del cableado y de las conexiones de los terminales eléctricos con otros dispositivos, por ejemplo, monitores de condición o una fuente de alimentación

que están separados de la ventana. En ventanas con dispositivos eléctricos, el cableado y los terminales eléctricos pueden funcionar como una antena para la radiación electromagnética.

5 La ventana de aeronave de la presente divulgación incluye un conector eléctrico en la ventana que está conectado eléctricamente a través del cableado a los dispositivos eléctricos de la ventana. El conector eléctrico está contenido en un bloque de terminales en el que todo el cableado está blindado electromagnéticamente. El bloque de terminales une todo el cableado blindado con el conector eléctrico e impide que el cableado y el conector eléctrico funcionen como una antena de radiación electromagnética.

De acuerdo con un aspecto de la presente divulgación, se proporciona una ventana de aeronave de acuerdo con la reivindicación 1.

10 Ventajosamente, la ventana de aeronave comprende además una capa de adhesivo entre la primera capa de vidrio y la segunda capa de vidrio, estando la capa de adhesivo en contacto tanto con la primera capa de vidrio como con la segunda capa de vidrio y asegurando entre sí la primera capa de vidrio y la segunda capa de vidrio.
15 Ventajosamente, la ventana de aeronave comprende además un lado exterior que está orientado hacia el exterior de una aeronave en la que está instalada la ventana de aeronave, y un lado interior opuesto que está orientado hacia el interior de la aeronave en la que está instalada la ventana de aeronave, y la primera capa de vidrio está próxima al lado exterior de la ventana de aeronave y la segunda capa de vidrio está próxima al lado interior de la ventana de aeronave.

La ventana de aeronave comprende una capa de material de blindaje electromagnético que se extiende sobre la ventana de aeronave entre las capas de vidrio primera y segunda.

20 Opcionalmente, la capa de material de blindaje electromagnético se encuentra en la segunda capa de vidrio.

Opcionalmente, la capa de material de blindaje electromagnético es óxido de indio y estaño.

La ventana de aeronave tiene un borde periférico alrededor de la ventana de aeronave; y un conductor eléctrico en el borde periférico, estando el conductor eléctrico conectado en comunicación eléctrica con la capa de material de blindaje electromagnético.

25 El conductor eléctrico puede conectarse en comunicación eléctrica a una parte de una aeronave en la que se usa la ventana de aeronave y, por lo tanto, conecta a tierra la capa de material de blindaje electromagnético a través del conductor eléctrico a la parte de la aeronave.

30 Opcionalmente, la ventana de aeronave tiene un cordón de contacto en el borde periférico adyacente al conductor eléctrico, el cordón de contacto garantiza que el conductor eléctrico esté conectado en comunicación eléctrica con la parte de la aeronave en la que se usa la ventana sin interferir con el sellado de la ventana de aeronave en la parte de la aeronave en la que se usa la ventana.

La ventana de aeronave tiene una almohadilla de verificación eléctrica en el borde periférico, siendo operable la almohadilla de verificación eléctrica para monitorizar la conductividad eléctrica entre el conductor eléctrico y la parte de la aeronave.

35 Opcionalmente, la ventana de aeronave de la reivindicación 1, comprende además un conector eléctrico en la ventana de aeronave, estando conectado el conector eléctrico al cableado de un dispositivo eléctrico en la ventana de aeronave y a un blindaje electromagnético que rodea el cableado dentro de un bloque de terminales.

De acuerdo con un aspecto adicional de la presente divulgación, se proporciona un método de acuerdo con la reivindicación 8.

40 De acuerdo con todavía un aspecto adicional de la presente divulgación, se proporciona un método para usar una ventana de aeronave que tiene una capa de material de blindaje electromagnético dentro de la ventana para disipar la radiación electromagnética dirigida hacia la ventana de la aeronave, comprendiendo el método, operar la aeronave en un entorno en el que la ventana de la aeronave esté sometida a radiación electromagnética, interceptar la radiación electromagnética dirigida hacia la ventana de aeronave en el material de blindaje electromagnético en la
45 ventana de aeronave, y conducir la energía de la radiación electromagnética interceptada por la capa de material de blindaje electromagnético dentro de la ventana de aeronave a una parte de la aeronave a la que está unida la ventana de aeronave para disipar la energía en la parte de la aeronave.

Breve descripción de los dibujos

Otras características de la ventana de aeronave de la presente divulgación se exponen en la siguiente descripción detallada de la ventana de aeronave y en las figuras de los dibujos.

5 La figura 1 es una representación de una vista en alzado lateral de una aeronave que emplea la ventana de aeronave con blindaje electromagnético y habilitada para la luz infrarroja de la presente divulgación.

La figura 2 es una vista en perspectiva de la ventana de aeronave de la presente divulgación.

La figura 3 es una vista parcial en sección transversal de la ventana de aeronave que se ha ampliado.

La figura 4 es una vista parcial de una sección del borde periférico de la ventana de aeronave que se ha ampliado.

10 La figura 5 es una vista parcial de una sección del borde periférico de la ventana de aeronave y de un bloque de terminales que se ha ampliado.

La figura 6 es un diagrama de flujo que ilustra una realización de un método para ensamblar o fabricar la ventana de aeronave.

La figura 7 es un diagrama de flujo que ilustra una realización de un método para usar la ventana de aeronave.

La figura 8 es un diagrama de flujo de una metodología de fabricación y servicio de aeronaves.

15 La figura 9 es un diagrama de bloques de una aeronave.

Descripción

La figura 1 es una representación de una vista en alzado lateral de una aeronave 8 que emplea la ventana 10 de la presente divulgación. En una realización preferida, la ventana de aeronave 10 es una del par de ventanas de la cubierta de vuelo más delantero en la aeronave 8.

20 La figura 2 es una representación de una vista en perspectiva de la ventana de aeronave 10 de la presente divulgación. La figura 3 es una vista en sección transversal de la ventana. La ventana de aeronave 10 está compuesta básicamente por una primera lámina de vidrio 12 que forma una primera capa de vidrio, y una segunda lámina de vidrio 14 que forma una segunda capa de vidrio. La primera capa de vidrio 12 y la segunda capa de vidrio 14 son coextensivas a lo largo de la ventana 10. Los bordes periféricos de la primera capa de vidrio 12 y de la
25 segunda capa de vidrio 14 se superponen formando un borde periférico 16 de la ventana de aeronave 10. En la realización preferida de la ventana de aeronave, una de las capas de vidrio 12, 14 es vidrio blanco acuoso. En la realización más preferida de la ventana de aeronave, la primera capa de vidrio 12 es vidrio blanco acuoso y la segunda capa de vidrio 14 es un tipo de vidrio diferente al vidrio blanco acuoso. En la realización más preferida de la ventana de aeronave 10, la primera capa de vidrio 12 es vidrio blanco acuoso y la segunda capa de vidrio 14 es
30 vidrio Herculite® producido por Pittsburgh Plate Glass Company (PPG Aerospace). Además, cuando la ventana de aeronave 10 se instala en una aeronave, la ventana tiene un lado exterior orientado hacia un exterior de la aeronave y un lado interior opuesto orientado hacia el interior de la aeronave. En la realización preferida, la primera capa de vidrio 12 está próxima al lado exterior de la ventana de aeronave 10 y la segunda capa de vidrio 14 está próxima al lado interior de la ventana de aeronave.

35 Con referencia a la figura 3, que muestra una vista parcial en sección transversal ampliada de la ventana de aeronave 10, se muestra una capa fina de material de blindaje de radiación electromagnética 18 entre la primera capa de vidrio 12 y la segunda capa de vidrio 14. La capa de material de blindaje electromagnético 18 se extiende sobre las dos capas de vidrio 12, 14 hasta el borde periférico 16 de la ventana. En una realización preferida de la ventana de aeronave 10, la capa fina de material de blindaje de radiación electromagnética es óxido de indio y estaño. El óxido de indio y estaño es transparente e incoloro en capas finas. Es eléctricamente conductor y ópticamente transparente. En una realización de las ventanas, la capa de óxido de indio y estaño se aplica a la superficie exterior de la segunda capa de vidrio 14. En otra realización, la capa de óxido de indio y estaño se aplica a la superficie interior 20 de la capa de vidrio más exterior 15. Como se muestra en la figura 3, la capa de óxido de indio y estaño 18 se coloca entre la primera capa de vidrio 12 y la segunda capa de vidrio 14. La capa fina de óxido
40 de indio y estaño proporciona a la ventana de aeronave 10 el blindaje requerido contra la radiación electromagnética sin añadir peso a la ventana de manera apreciable o sin disminuir la transparencia mejorada de la primera capa de vidrio 12 y de la segunda capa de vidrio 14.
45

También se coloca una capa de adhesivo 22 entre la primera capa de vidrio 12 y la segunda capa de vidrio 14. La

capa de adhesivo 22 se extiende completamente sobre las dos capas de vidrio 12, 14 y asegura entre sí la primera capa de vidrio 12 y la segunda capa de vidrio 14 con la capa de óxido de indio y estaño entre ellas. En una realización preferida, la capa de adhesivo 22 es butiral de polivinilo (o PVB). El PVB es una resina que se usa a menudo en aplicaciones que requieren una unión fuerte, claridad óptica, adherencia a muchas superficies, dureza y flexibilidad.

Con referencia a las figuras 2 y 4, un conductor eléctrico 24 se extiende a lo largo del borde periférico 16 de la ventana. En una realización preferida de la ventana de aeronave 10, el conductor eléctrico 24 se extiende completamente alrededor del borde periférico 16 de la ventana. Además, en una realización preferida de la ventana de aeronave 10, el conductor eléctrico 24 es una tira de lámina, por ejemplo, lámina de estaño o lámina de cobre estañado. El conductor eléctrico 24 en el borde periférico 16 de la ventana se comunica eléctricamente con la capa de óxido de indio y estaño. El conductor eléctrico 24 se coloca en el borde periférico 16 de la ventana de modo que, cuando la ventana de aeronave 10 se instala en una aeronave, el conductor eléctrico 24 proporciona una conexión eléctricamente conductora a la parte de la aeronave a la que está unida, por ejemplo, el bastidor o fuselaje de la aeronave. Por lo tanto, el conductor eléctrico 24 proporciona una conexión eléctricamente conductora entre la capa de óxido de indio y estaño en la ventana de aeronave 10 y la parte de la aeronave a la que está unida la ventana. La radiación electromagnética dirigida hacia la ventana de aeronave 10 es interceptada por la capa de óxido de indio y estaño y la energía producida por la radiación electromagnética se conduce desde la capa de óxido de indio y estaño a través del conductor eléctrico 24 hasta el armazón o fuselaje de la aeronave donde se disipa la energía.

También se extiende un sello de presión 26 alrededor del borde periférico 16 de la ventana de aeronave. El sello de presión 26 tiene un cordón de contacto 28 elevado colocado en el lado exterior del conductor eléctrico 24. En una realización preferida de la ventana de aeronave 10, el cordón 28 se extiende completamente alrededor del borde periférico 16 de la ventana de aeronave. Una parte 30 del conductor eléctrico 24 se superpone al cordón 28. Esta parte 30 del conductor eléctrico 24 que se superpone al cordón 28 garantiza una buena comunicación eléctricamente conductora desde la capa de óxido de indio y estaño 18 hasta la parte de la aeronave a la que está unida la ventana de aeronave 10 sin interferir con el sellado de la ventana de aeronave en la parte de la aeronave. El sellado de la ventana de aeronave mediante el sello de presión 26 y el cordón de contacto 28 está diseñado para resistir la presurización y despresurización repetidas de la aeronave para que la ventana perdure durante la vida útil de la aeronave.

Se proporciona una almohadilla de verificación eléctrica 32 en el conductor eléctrico 24. La almohadilla de verificación eléctrica 32 es un dispositivo de monitorización, por ejemplo, un dispositivo de monitorización de resistencia eléctrica que garantiza que existe una buena conductividad eléctrica entre el conductor eléctrico 24 y la parte de la aeronave a la que está unida la ventana de aeronave 10. Aunque en la figura 4 solo se muestra una almohadilla de verificación eléctrica 32, podría haber dos o más almohadillas de verificación eléctrica espaciadas alrededor del borde periférico 16 de la ventana de aeronave.

Al igual que en las aeronaves convencionales, la ventana de aeronave 10 tiene dispositivos eléctricos instalados en la ventana, por ejemplo, sensores que detectan una condición de la ventana, como la temperatura, y dispositivos para tratar la condición, como una película de calentamiento antihielo. Estos dispositivos eléctricos normalmente se comunican a través de cableado con un conector eléctrico en la ventana. En la figura 5 se muestra un ejemplo de dicho conector eléctrico o terminal eléctrico 36. El terminal eléctrico 36 puede conectarse de manera extraíble a otros conductores en la aeronave que comunican los dispositivos eléctricos en la ventana de aeronave 10 con otros dispositivos eléctricos de la aeronave, por ejemplo un monitor de condición tal como un monitor de temperatura y/o una fuente de alimentación que proporciona energía a la película de calentamiento antihielo en la ventana.

Como se representa en la figura 5, la ventana de aeronave 10 está provista de un bloque de terminales 38 que contiene el conector eléctrico 36. El bloque de terminales 38 une el conector eléctrico blindado 36 y el cableado blindado conectado al conector eléctrico e impide que el terminal y el cableado funcionen como una antena para la radiación electromagnética.

Como se ha descrito anteriormente, la construcción de la ventana de aeronave 10 de la cabina de vuelo ha mejorado la transparencia a partir de dos capas de diferentes tipos de vidrio y el blindaje a la radiación electromagnética a partir una capa fina de óxido de indio y estaño que proporciona el blindaje requerido sin añadir peso a la ventana de manera apreciable o sin disminuir la transparencia mejorada de las dos capas de vidrio.

La figura 6 es un diagrama de flujo de una realización de un método 40 para ensamblar o fabricar la ventana de aeronave 10. Básicamente, el método de fabricación 40 de la ventana puede implicar una etapa 42 de asegurar la primera capa de vidrio 12 en la ventana 10 en la que la primera capa de vidrio es vidrio blanco acuoso y se coloca en un lado exterior de la ventana. El método de fabricación también puede incluir una etapa 44 de asegurar la segunda capa de vidrio 14 en la ventana 10, en la que la segunda capa de vidrio es un vidrio diferente al vidrio blanco acuoso y la segunda capa de vidrio se coloca en un lado interior de la ventana. Además, el método de fabricación de la ventana 10 puede incluir una etapa 46 de aplicar una capa fina de óxido de indio y estaño 18 sobre la segunda capa de vidrio 14.

La figura 7 es un diagrama de flujo 50 que ilustra las etapas descritas anteriormente implicadas en el método para usar la ventana de aeronave 10 para disipar la radiación electromagnética dirigida a la aeronave. El método 50 implica básicamente una etapa 52 de operar la aeronave 8 en un entorno en el que la ventana de aeronave 10 estará sometida a radiación electromagnética. El método 50 también implica una etapa 54 de interceptar la radiación electromagnética dirigida hacia la ventana de aeronave 10 con la capa de material de blindaje electromagnético 18. En una etapa adicional 56 del método 50, la energía generada por la radiación electromagnética interceptada por la capa de material de blindaje electromagnético 18 se conduce a una parte de la aeronave a la que está unida la ventana 10 para disipar la energía en la parte de la aeronave.

Con referencia a las figuras 8 y 9, las realizaciones de la divulgación pueden describirse en el contexto de un método de fabricación y servicio de aeronave **100** como se muestra en la figura **8** y de una aeronave **102** como se muestra en la figura **9**. Durante la preproducción, el método **100** a modo de ejemplo puede incluir la especificación y diseño **104** de la aeronave **102** y la adquisición de material **106**. Durante la producción, tienen lugar la fabricación de componentes y subconjuntos **108** y la integración de sistemas **110** de la aeronave **102**. A partir de entonces, la aeronave **102** puede pasar por certificación y entrega **112** para ponerla en servicio **114**. Mientras está en servicio por un cliente, la aeronave **102** está programada para el mantenimiento y servicio de rutina **116** (que también puede incluir modificación, reconfiguración, renovación, etc.).

Cada uno de los procesos del método **100** puede realizarse o llevarse a cabo por un integrador de sistemas, un tercero y/o un operador (por ejemplo, un cliente). Para los fines de esta descripción, un integrador de sistemas puede incluir, sin limitación, cualquier número de fabricantes de aeronaves y subcontratistas de sistemas principales; un tercero puede incluir, sin limitación, cualquier número de vendedores, subcontratistas y proveedores; y un operador puede ser una aerolínea, una compañía de leasing, una entidad militar, una organización de servicio, etc.

Como se muestra en la figura **9**, la aeronave **102** producida por el método **100** a modo de ejemplo puede incluir un armazón **118** con una pluralidad de sistemas **120** y un interior **122**. Ejemplos de sistemas de alto nivel **120** incluyen uno o más de un sistema de propulsión **124**, un sistema eléctrico **126**, un sistema hidráulico **128** y un sistema ambiental **130**. Puede incluirse cualquier número de otros sistemas. Aunque se muestra un ejemplo aeroespacial, los principios de la presente divulgación pueden aplicarse a otras industrias, como la industria automotriz.

Los aparatos y métodos incorporados en el presente documento pueden emplearse durante una cualquiera o más de las fases del método de producción y servicio **100**. Por ejemplo, los componentes o subconjuntos correspondientes al proceso de producción **108** pueden fabricarse o manufacturarse de manera similar a los componentes o subconjuntos producidos mientras la aeronave **102** está en servicio. Además, pueden usarse una o más realizaciones del aparato, realizaciones del método o una combinación de las mismas durante las fases de producción **108** y **110**, por ejemplo, acelerando sustancialmente el ensamblaje o reduciendo el coste de una aeronave **102**. De manera similar, pueden usarse una o más de las realizaciones del aparato, de las realizaciones del método o una combinación de las mismas mientras la aeronave **102** está en servicio, por ejemplo y sin limitación, en mantenimiento y servicio **116**.

REIVINDICACIONES

1. Una ventana de aeronave (10) que comprende:

una primera capa de vidrio (12) que se extiende sobre la ventana de aeronave;
 una segunda capa de vidrio (14) que se extiende sobre la ventana de aeronave, superponiéndose la segunda
 5 capa de vidrio a la primera capa de vidrio, siendo la segunda capa de vidrio de un tipo de vidrio diferente de la
 primera capa de vidrio, la ventana de aeronave tiene un borde periférico (16) alrededor de la ventana de
 aeronave;
 una capa de material de blindaje electromagnético (18) que se extiende sobre la ventana de aeronave entre las
 capas de vidrio primera y segunda;
 10 un conductor eléctrico (24) en el borde periférico, estando conectado el conductor eléctrico en comunicación
 eléctrica con la capa de material de blindaje electromagnético; **caracterizada por**
 una almohadilla de verificación eléctrica (32) en el borde periférico, siendo la almohadilla de verificación eléctrica
 un dispositivo de monitorización, pudiendo operarse la almohadilla de verificación eléctrica para monitorizar la
 conductividad eléctrica entre el conductor eléctrico y una parte de una aeronave en el que se usa la ventana.

15 2. La ventana de aeronave de la reivindicación 1, que comprende además:

una capa de adhesivo (22) entre la primera capa de vidrio y la segunda capa de vidrio, estando en contacto la capa
 de adhesivo tanto con la primera capa de vidrio como con la segunda capa de vidrio y asegurando entre sí la
 primera capa de vidrio y la segunda capa de vidrio.

20 3. La ventana de aeronave de cualquier reivindicación precedente, en la que la capa de material de blindaje
 electromagnético está en la segunda capa de vidrio.

4. La ventana de aeronave de cualquier reivindicación precedente, en la que la capa de material de blindaje
 electromagnético es óxido de indio y estaño.

5. La ventana de aeronave de cualquier reivindicación precedente, que comprende además:

25 el conductor eléctrico puede conectarse en comunicación eléctrica a la parte de la aeronave en la que se usa la
 ventana de aeronave y, por lo tanto, conecta a tierra la capa de material de blindaje electromagnético a través del
 conductor eléctrico a la parte de la aeronave.

6. La ventana de aeronave de cualquier reivindicación precedente, que comprende además:

30 un cordón de contacto (28) en el borde periférico adyacente al conductor eléctrico, en la que el cordón de contacto
 está configurado para garantizar que el conductor eléctrico esté conectado en comunicación eléctrica con la parte de
 la aeronave en la que se usa la ventana sin interferir con el sellado de la ventana de aeronave en la parte de la
 aeronave en la que se usa la ventana.

7. La ventana de aeronave de cualquier reivindicación precedente, que comprende además:

35 un conector eléctrico (36) en la ventana de aeronave, estando conectado el conector eléctrico al cableado de un
 dispositivo eléctrico en la ventana de aeronave; y
 un blindaje electromagnético que rodea el cableado dentro de un bloque de terminales (38).

8. Un método para fabricar una ventana de aeronave (10) que comprende:

asegurar una primera capa de vidrio (12) en la ventana de aeronave, en el que la primera capa de vidrio se
 coloca en un lado exterior (18) de la ventana de aeronave;
 40 asegurar una segunda capa de vidrio (14) en la ventana de aeronave, en el que la segunda capa de vidrio se
 coloca en un lado interior (20) de la ventana de aeronave y la segunda capa de vidrio es un tipo de vidrio
 diferente a la primera capa de vidrio ,
 la ventana de aeronave tiene un borde periférico (16) alrededor de la ventana de aeronave;
 aplicar una capa de material de blindaje electromagnético (18) de óxido de indio y estaño sobre la ventana de
 aeronave entre la primera capa de vidrio y la segunda capa de vidrio;
 45 aplicar un conductor eléctrico (24) en el borde periférico, estando conectado el conductor eléctrico en
 comunicación eléctrica con la capa de material de blindaje electromagnético; y
 proporcionar una almohadilla de verificación eléctrica (32) en el borde periférico, siendo la almohadilla de
 verificación eléctrica un dispositivo de monitorización, y pudiendo operarse la almohadilla de verificación eléctrica
 para monitorizar la conductividad eléctrica entre el conductor eléctrico y una parte de una aeronave en la que se
 50 usa la ventana.

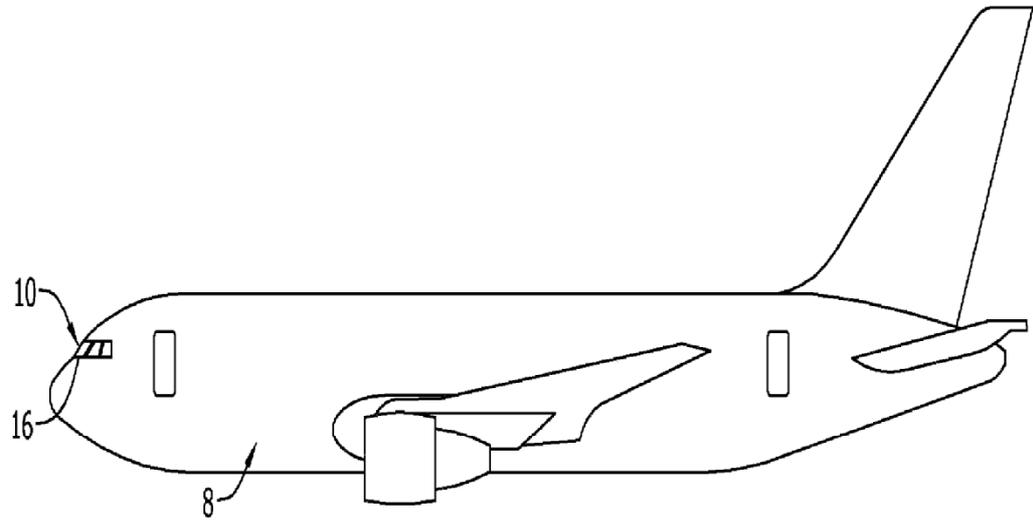


FIG. 1

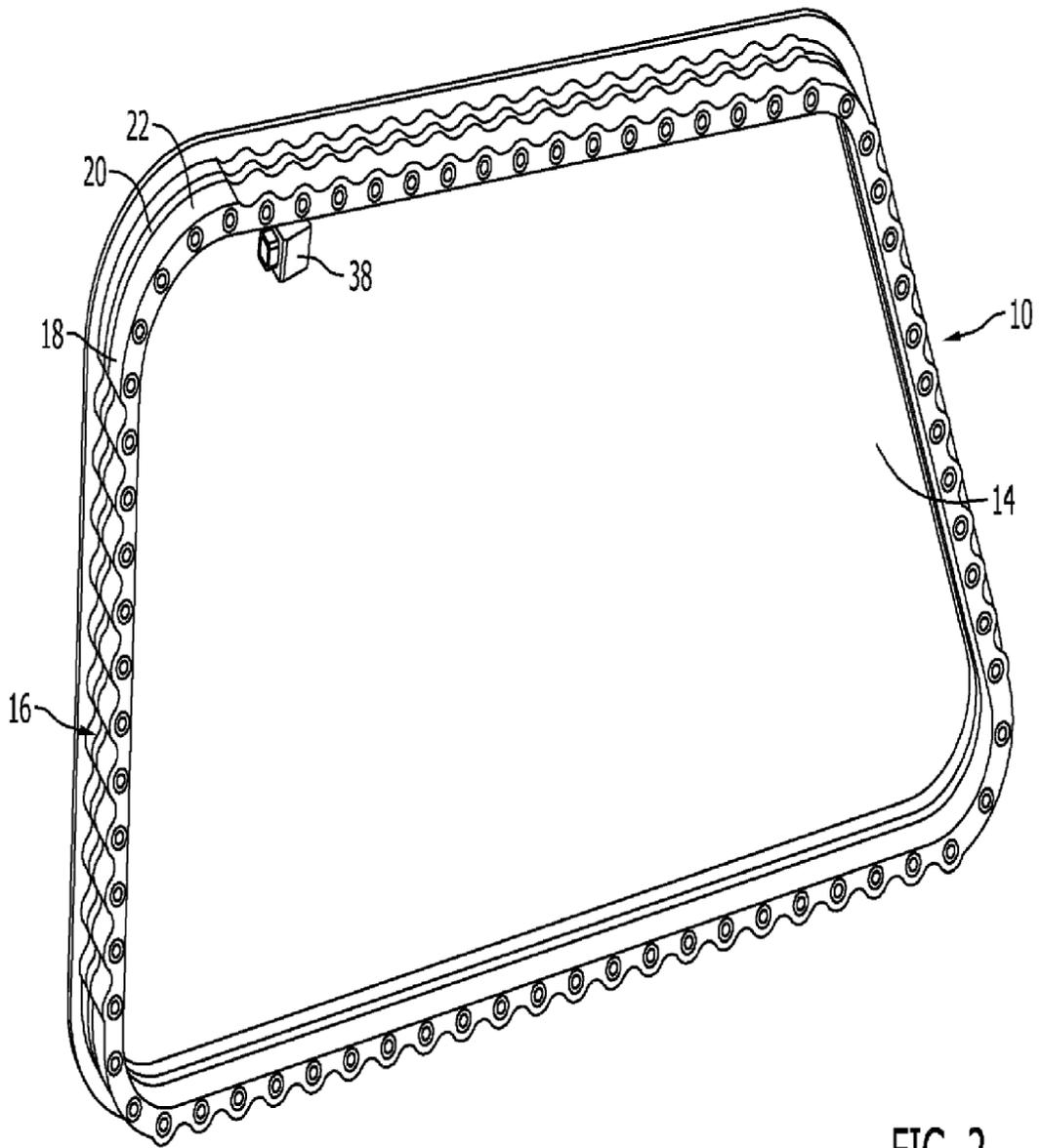


FIG. 2

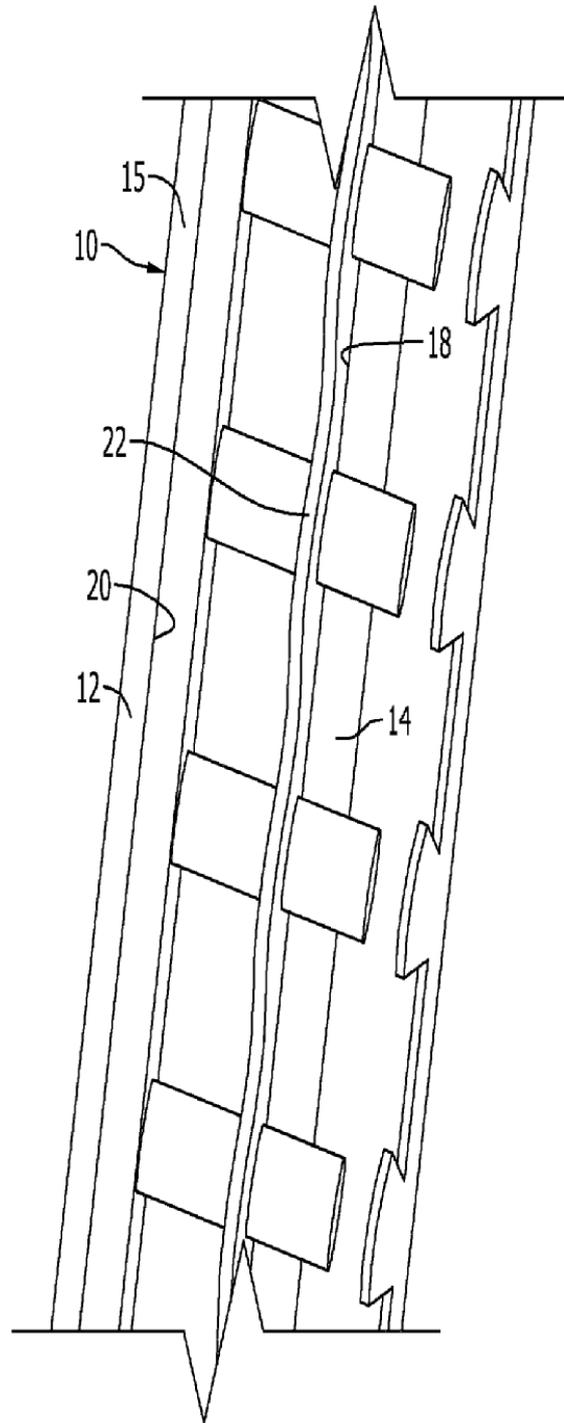


FIG. 3

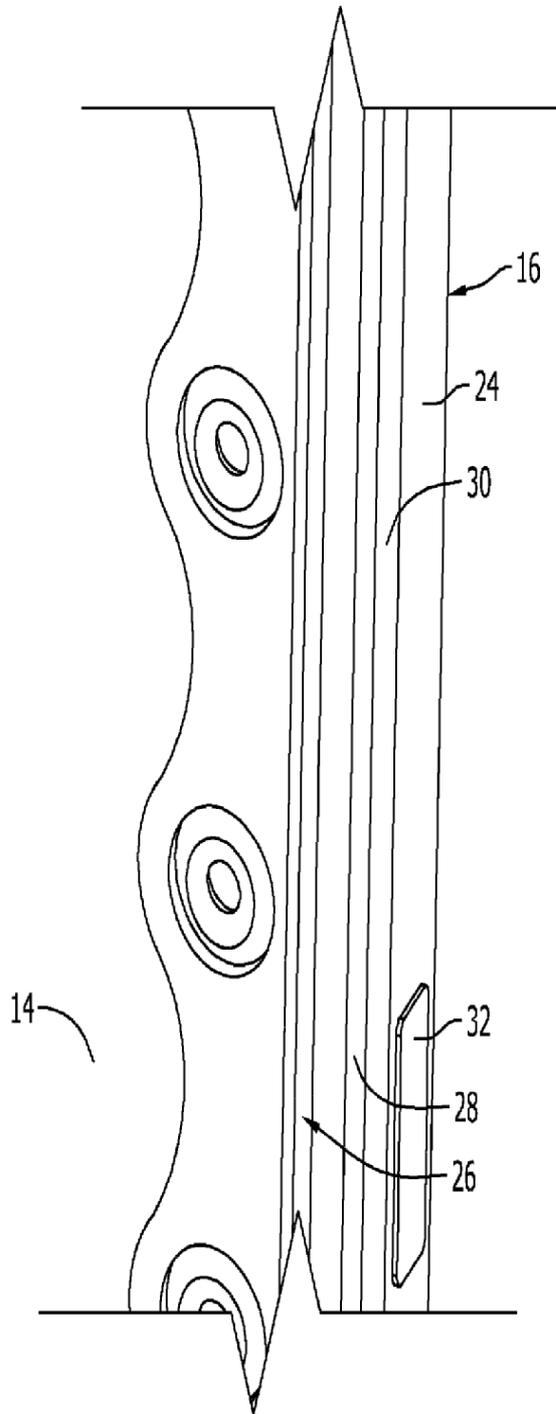


FIG. 4

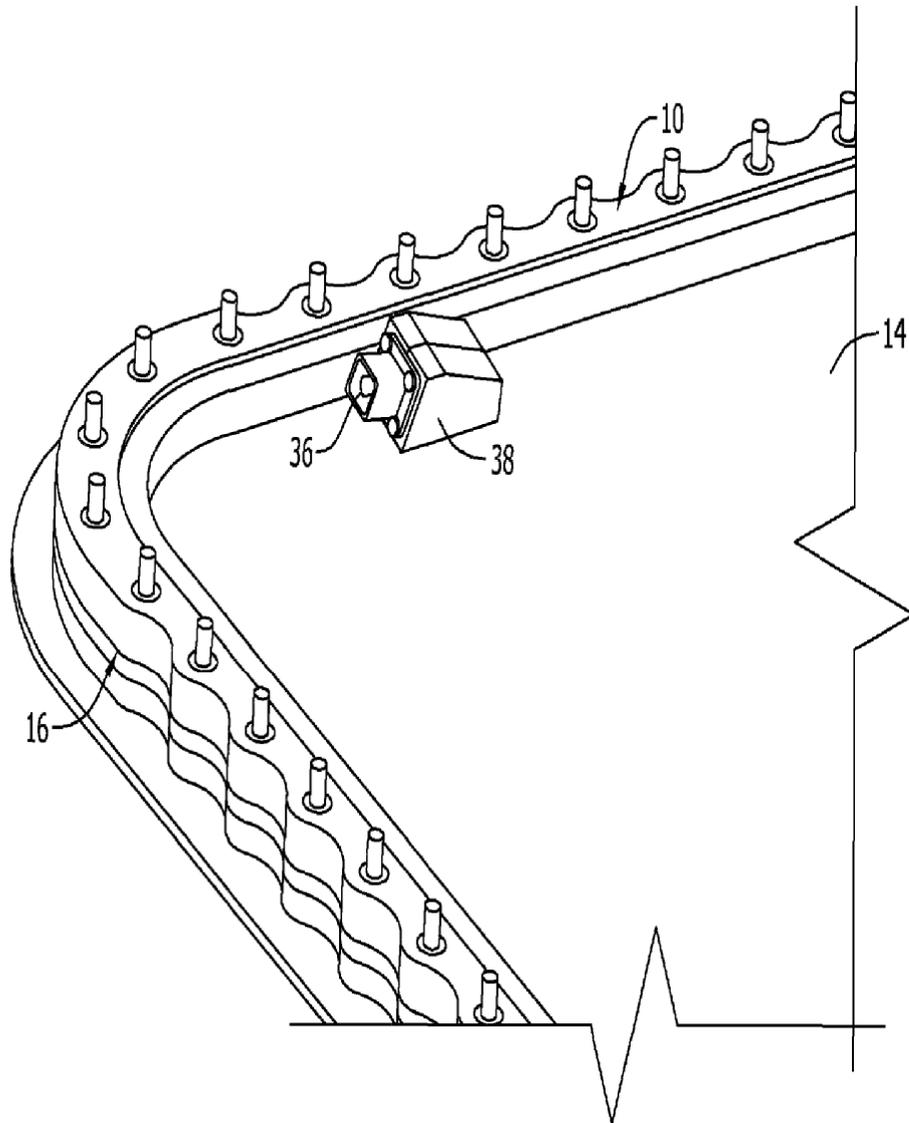


FIG. 5

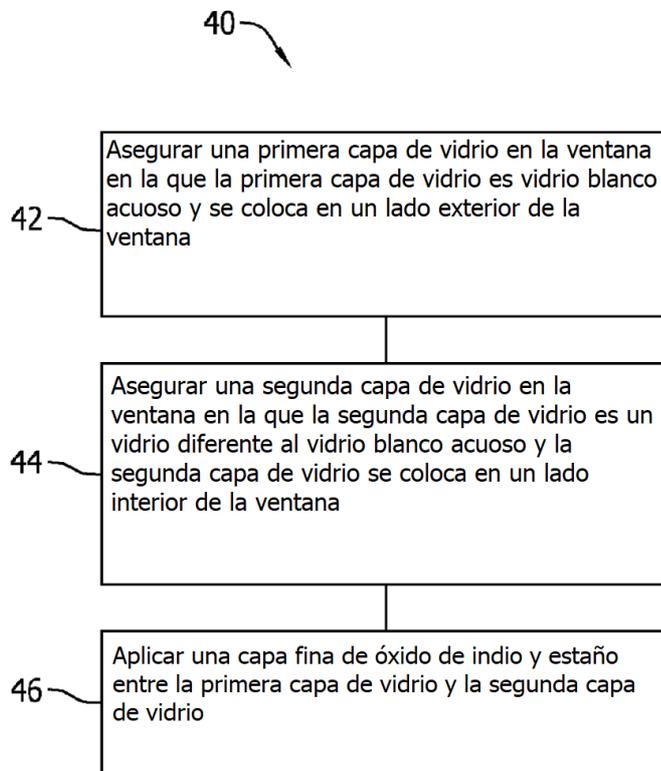


FIG. 6

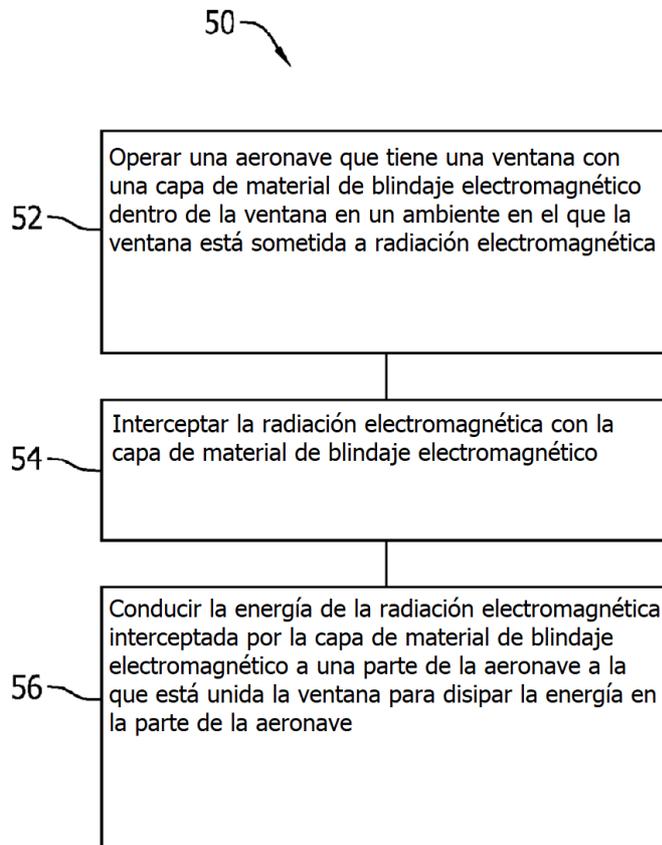


FIG. 7

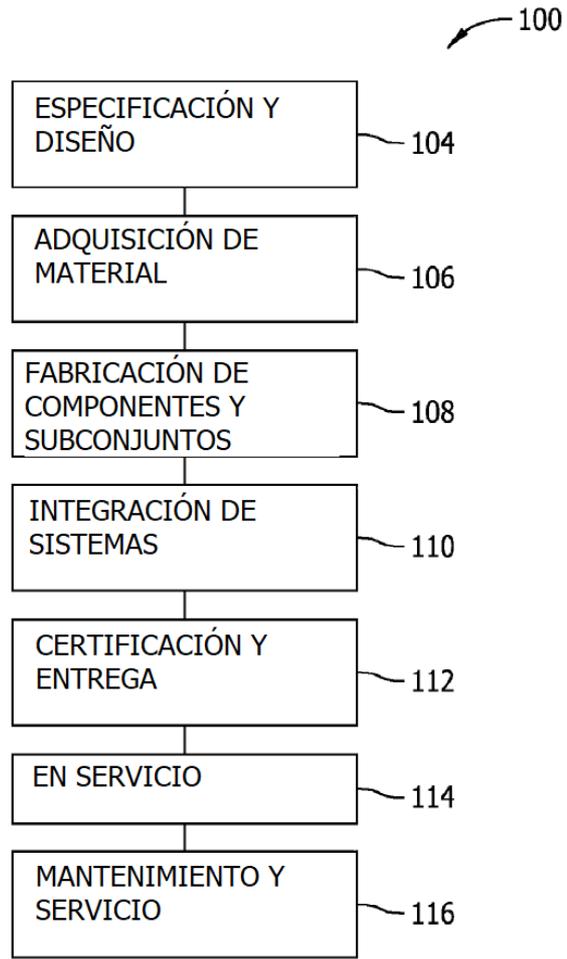


FIG. 8

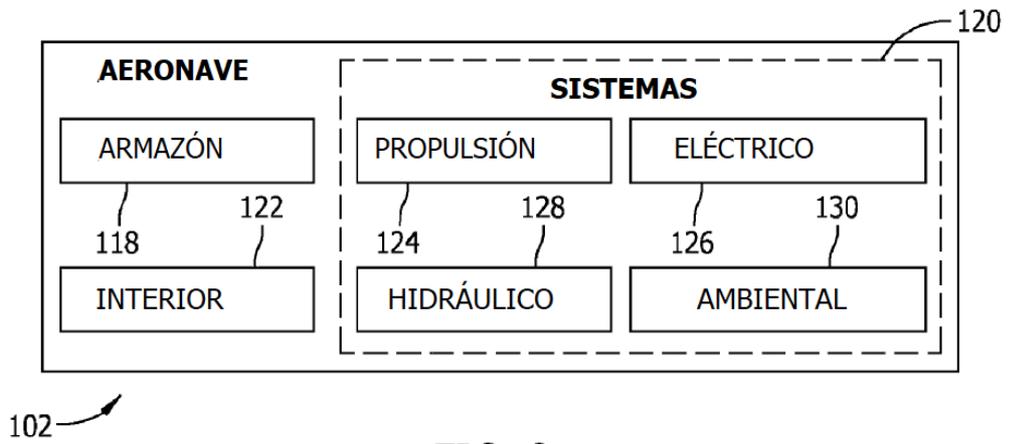


FIG. 9