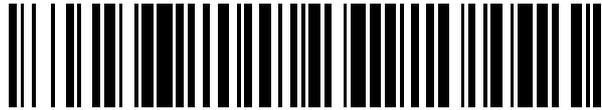


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 526 458**

51 Int. Cl.:

B64C 1/12 (2006.01)
B64C 1/40 (2006.01)
B05D 5/06 (2006.01)
B29C 65/00 (2006.01)
B29C 65/56 (2006.01)
B29C 70/08 (2006.01)
B29C 70/86 (2006.01)
B29C 70/88 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.07.2011 E 11735522 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **19.11.2014 EP 2595875**

54 Título: **Aislamiento térmico para aeronaves**

30 Prioridad:

11.11.2010 EP 10275116
23.07.2010 GB 201012552

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
12.01.2015

73 Titular/es:

BAE SYSTEMS PLC (100.0%)
6 Carlton Gardens
London SW1Y 5AD, GB

72 Inventor/es:

LANG, MATTHEW y
FERNANDES, RUBEN JAMES JOSEPH

74 Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 526 458 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

Aislamiento térmico para aeronaves

- 5 La presente invención se refiere al aislamiento térmico de aeronaves, aplicable en particular pero no exclusivamente cuando la aeronave ha de volar en temperaturas o condiciones ambientales altas o bajas.

Las aeronaves normalmente comprenden un revestimiento de aeronave, que se compone de un número de paneles conformados que están fijados a una estructura subyacente. Tal disposición da a la aeronave su forma o apariencia externa y proporciona a la aeronave gran parte de la resistencia y rigidez mecánicas requeridas. La estructura subyacente suele ser de carga y soporta todos los sistemas y contenidos de la aeronave (tales como el/los motor(es), sistemas de aviónica, sistemas hidráulicos, carga útil, combustible, pasajeros/tripulación, etc.) dentro del espacio encerrado por el revestimiento de la aeronave. Muchos de los sistemas de la aeronave y algunos contenidos, generan calor durante el vuelo de la aeronave y para que los sistemas de la aeronave operen con eficacia, se proporciona un Sistema de Control Ambiental (ECS) para manejar el calor generado internamente y para mantener los sistemas de la aeronave a una temperatura de funcionamiento aceptable. Sin embargo, en climas calientes extremos, la temperatura del aire en el que vuela la aeronave puede ser de hasta 45 °C. Adicionalmente, hay un efecto de calentamiento cinético causado por la fricción aerodinámica cuando la aeronave se mueve a través del aire y también está el efecto de calentamiento solar - en las zonas no templadas, puede llegar a 1 kW/m² aproximadamente - que actúa sobre la superficie exterior de la aeronave. Estos factores de calentamiento externos actúan sobre el revestimiento externo de la aeronave, con el resultado de que cualquier energía térmica transferida a través del revestimiento de la aeronave se suma a la carga térmica a la que tiene que hacer frente el ECS con el fin de que los sistemas de la aeronave internos funcionen eficazmente. Un aumento de la carga térmica significa que el ECS tiene que ser más potente para poder ser eficaz, por lo que el ECS requiere más energía para funcionar, lo que requiere una mayor extracción de energía de la unidad de energía de la aeronave, lo que a su vez afecta negativamente a las características de rendimiento de la aeronave (tales como el peso de la aeronave, la distancia, la resistencia, la velocidad y/o la carga útil).

Muchas aeronaves modernas tienen un diseño del revestimiento en el que unos paneles de revestimiento de Compuesto de Fibra de Carbono (CFC) están montados sobre una estructura subyacente que está formada por metal o por una aleación metálica. Los paneles de CFC consisten en unas capas externas de material de CFC, que intercalan una capa de material de espuma polimérica; en uso, las capas externas de CFC de alta resistencia soportan esfuerzos de flexión y ofrecen al panel una superficie resistente al desgaste, mientras que el núcleo ligero de espuma absorbe los esfuerzos cortantes generados por las cargas sobre el panel y los distribuye por un área mayor. La disposición completa proporciona un panel de revestimiento de bajo peso con excelentes propiedades mecánicas, adecuado para aplicaciones aeroespaciales de alto rendimiento.

Los paneles de intercalación de CFC (en la figura 1b se muestra uno) convencionalmente están provistos de una capa de espuma interior solo en aquellas áreas en las que no se superponen a la estructura metálica subyacente. Esto es debido a que, allí por donde los paneles se superponen a la estructura, es por donde se pretende fijarlos; a fin de dar a toda la disposición la resistencia mecánica requerida, los paneles están fijados firmemente a la estructura. Si el panel de revestimiento consistiera enteramente en un intercalado de CFC/espuma, los esfuerzos de compresión creados por los elementos de fijación tenderían a aplastar la espuma y deformar la superficie exterior del panel que forma el revestimiento de la aeronave, con consecuencias adversas para la resistencia mecánica de la disposición y para la superficie exterior aerodinámica lisa de la aeronave. En consecuencia, los paneles de intercalación de CFC están fabricados con material de espuma en aquellas áreas que no están directamente superpuestas a la estructura metálica subyacente; los paneles están formados con unos "rellanos" monolíticos de CFC (número de referencia 13 en la figura 1b) en los que no hay material de espuma intercalado. Estos rellanos pueden estar perforados para proporcionar agujeros para fijaciones para sujetar los paneles a la estructura, tal como se muestra en la figura 1a (que muestra en sección transversal partes de dos paneles de revestimiento de CFC adyacentes montados sobre la estructura subyacente).

La conductividad térmica de las espumas utilizadas en los paneles de intercalación de CFC es normalmente del orden de 0,035 W/mK, pero la conductividad térmica del CFC normalmente está entre uno y dos órdenes de magnitud mayores. Por lo tanto, en aquellas zonas del panel de intercalación de CFC que contienen material de espuma, el panel de intercalación de CFC actúa efectivamente como un aislante térmico. Sin embargo, allí donde los "rellanos" del panel de CFC están montados sobre la estructura metálica subyacente, tal como se muestra en la figura 1a, el material de CFC y las fijaciones conducen y transfieren calor externo (la "carga térmica" en la figura) a la estructura subyacente de la aeronave y hacia el interior de la aeronave, sumándolo por lo tanto a la carga del ECS. Aunque se produce cierta transferencia de calor a través del material de espuma, la mayor parte de la transferencia de calor se produce a través del material de CFC y hacia la estructura metálica; también hay cierta transferencia de calor a lo largo de la capa interior de CFC y desde allí hacia el interior de la aeronave.

Podría pensarse sencillamente en abordar este problema proporcionando una cuña térmicamente aislante entre el material de CFC y la estructura metálica y una capa térmicamente aislante en la superficie interior del panel de CFC. Sin embargo, esto requeriría la fabricación de una cuña, y/o el rediseño de la estructura y/o el panel de CFC a fin de

alojar los elementos adicionales sin cambiar las dimensiones externas de la aeronave, longitud de la fijación/el perno incrementada, un incremento en el peso general de la aeronave y una disminución en el volumen interno de la aeronave, todo ello es indeseable.

5 El documento EP 1719924 da a conocer una unión compuesta que comprende un par de paneles compuestos, definiendo cada uno de ellos un espesor de panel compuesto y teniendo una lámina de cara interior y una lámina de cara exterior que intercalan entre ellas un panel de núcleo. El panel de núcleo define una porción de grosor constante y una porción de rampa a lo largo de la que el panel de núcleo se estrecha hasta una porción de espesor reducido.

10 El documento EP 2607447 da a conocer medios de fijación por los que pueden asegurarse entre sí dos elementos o dos conjuntos sin dañar ninguno de dichos elementos o conjuntos debido a la presión aplicada por los medios de fijación.

15 El documento US 6375120 da a conocer un bastidor de componente para aeroplano metálico que se fija a un revestimiento de material compuesto por medio de un remache avellanado, de cabeza biselada que se extiende a través de aberturas alineadas en la capa de metal y en un inserto de material resistente a cargas elevadas, embebido en el revestimiento de material compuesto.

20 El documento EP 1719698 da a conocer una unión compuesta que comprende un par de paneles compuestos adyacentes dispuestos en disposición lado a lado y que están generalmente alineados el uno con el otro. Cada uno de los paneles de material compuesto presenta unas láminas opuestas de cara interior y exterior que intercalan entre ellas un panel de núcleo e incluye una porción de rampa en la que el panel compuesto efectúa una transición hacia una porción de borde laminado sólida de espesor reducido.

25 La presente invención proporciona una construcción de revestimiento de aeronave y procedimientos de construcción de aeronaves que representan mejoras en el estado de la técnica.

30 De acuerdo con un aspecto, la presente invención proporciona una construcción de revestimiento de aeronave que comprende un panel de intercalación de CFC rigidizado con espuma que forma parte del revestimiento exterior de la aeronave montado sobre una estructura de la aeronave de soporte de carga subyacente, en el que el panel al ser montado sobre la estructura comprende dos capas externas de material de CFC con una capa interior de material de espuma intercalada entre ellas.

35 Tal disposición utiliza las propiedades térmicamente aislantes del material de espuma para limitar la conducción y transferencia de calor externo hacia el interior de la aeronave. Como resultado, el ECS de la aeronave no tiene que hacer frente a la carga térmica externa además de al calor generado dentro de la aeronave.

40 La capa de material de espuma se extiende de forma continua a través del panel. Esto facilita la fabricación del panel de intercalación de CFC y acaba con los rellanos de CFC monolíticos requeridos en las disposiciones convencionales. El material de espuma es relativamente ligero de peso y por lo tanto el aumento del peso total es leve.

45 El panel se monta en la estructura de la aeronave de soporte de carga utilizando elementos de fijación.

50 La capa interna de material de CFC es más gruesa en la zona adyacente a la estructura subyacente que en las localizaciones alejadas de la estructura subyacente. Esto permite que los elementos de fijación actúen sobre (y se extiendan a través de) la estructura subyacente y la capa de material CFC inmediatamente adyacente y no compromete las propiedades mecánicas de la disposición, en comparación con la disposición convencional (como en la figura 1a). La disposición de fijación tiene varias ventajas: pueden hacerse los elementos de fijación más cortos que en la disposición convencional (lo que, en una aeronave completa, representa un considerable ahorro de peso) y la parte más externa del elemento de fijación, la cabeza que apoya en la superficie exterior de la capa interior de CFC, no tiene que estar embutida en la capa de CFC (como en la figura 1a) con el fin de proporcionar una superficie de la aeronave exterior aerodinámica, lisa, sino que puede ser de un tipo "de cabeza troncocónica" mucho más simple porque en uso está dentro del panel de CFC.

60 Puede formarse un agujero en el material de espuma y en la capa exterior de CFC que recubre el elemento de fijación o cada uno de los mismos, para facilitar la aplicación del/los mismo/s. Este agujero puede llenarse con un tapón de material de espuma, que puede taparse con una cubierta de resina o un sellador flexible a fin de proporcionar un acabado superficial liso a la superficie exterior de la capa exterior de CFC que forma la superficie de la aeronave exterior aerodinámica.

65 Si se montan dos paneles de intercalación con sus bordes haciendo tope a lo largo de la estructura subyacente (como se muestra en relación con la técnica anterior en la figura 1a), puede llenarse cualquier hueco entre los paneles con la aplicación de un compuesto adhesivo, sellador y/o de unión, tal como para mejorar la resistencia de la estructura de la disposición, proporcionar una superficie de la aeronave exterior lisa y/o evitar la entrada de calor.

En otro aspecto la invención proporciona un procedimiento de construcción de aeronaves que comprende la formación de un panel de intercalación de CFC relleno de espuma y el montaje del mismo sobre una estructura subyacente de aeronave para formar parte del revestimiento exterior de la aeronave, estando formado el panel de manera que allí donde vaya a montarse en la estructura el panel comprenda dos capas externas de material de CFC con una capa interior de material de espuma intercalada entre ellas.

Aunque hasta ahora se ha descrito en relación con las operaciones de aeronaves en climas cálidos, se apreciará que la presente invención es ventajosa en climas fríos y/o en altitudes elevadas, en las que la temperatura ambiente puede ser tan baja como $-77\text{ }^{\circ}\text{C}$. Cuando se opera en tales condiciones frías, una aeronave construida de acuerdo con la invención tiene mayor aislamiento térmico para inhibir la transferencia de calor desde el interior de la aeronave hacia la atmósfera circundante (lo inverso a la situación mostrada en la figura 1a), con la consecuencia de que el ECS no tiene que generar calor a fin de mantener los sistemas de la aeronave a una temperatura de funcionamiento eficaz y/o para guardar de la congelación a los contenidos de la aeronave (el combustible de aviación normalmente comienza a "adquirir la consistencia de la cera" y a no fluir libremente cuando la temperatura del combustible cae por debajo de $-44\text{ }^{\circ}\text{C}$ y la tripulación/pasajeros trabajan de manera menos eficaz si la temperatura interna de la aeronave está por debajo de $5-10\text{ }^{\circ}\text{C}$). La presente invención permite a la aeronave estar térmicamente aislada de manera sustancialmente uniforme en toda su superficie exterior, de modo que se reduzca la pérdida de calor a un nivel constante en la superficie del revestimiento, de acuerdo con la conductividad térmica del material de espuma.

A continuación se describirá la invención, únicamente a modo de ejemplo, con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

la figura 1a es una vista en sección transversal de la técnica anterior en la que partes de dos paneles de intercalación de CFC están montadas en relación de bordes apoyados a lo largo de una estructura metálica para formar un revestimiento de aeronave;

la figura 1b es una vista esquemática de un panel de intercalación de CFC de la técnica anterior para usar en una construcción de revestimiento de aeronave;

la figura 2 es una vista en sección transversal de una disposición de revestimiento de aeronave construida de acuerdo con la presente invención; y

la figura 3 es una vista en sección transversal de una disposición de revestimiento de aeronave alternativa, que no está de acuerdo con la presente invención.

La figura 1a muestra un panel de intercalación de revestimiento 1 de compuesto de fibra de carbono (CFC) montado sobre una estructura de metal o de aleación subyacente 3 para formar parte de un revestimiento de aeronave (para evitar confusiones, el interior sellado de la aeronave está denotado por el número de referencia 5). El panel 1 comprende capas de CFC interior y exterior 7, 9 (formando la superficie más externa de la capa externa 9 la superficie externa de la aeronave, que normalmente se recubre con pinturas u otros recubrimientos protectores) con una capa de material de espuma 11 intercalada entre ellas, estando los elementos fijados entre sí con un adhesivo (la elección del adhesivo normalmente está dictada por el material de espuma/CFC utilizado y por la temperatura a la que el panel se verá expuesto o a la que se curará el mismo. Una combinación habitual de espuma/CFC es DIAB HP80/MTM46. Para esta aplicación, se utiliza un adhesivo en película MTA240 (MTM46 y MTA240 son ambos productos de Advanced Composites Group, del Reino Unido)). El material de CFC es de fabricación estándar, el material de espuma es de un tipo disponible en el mercado, tal como DIAB HP80, DIAB F o Rochacell XT-HT ("DIAB" es una marca comercial de DIAB Grupo AB, de Suecia y "Rohacell" es una marca registrada de Evonik Industries AG, de Alemania).

Allí donde el panel 1 está diseñado para su superposición y montaje sobre la estructura metálica 3 no hay intercalado interior de espuma, en su lugar el panel 1 está formado con unos rellanos monolíticos de CFC 13, en donde el panel 1 está compuesto únicamente por dos capas de CFC 7, 9. Unos agujeros están perforados a través de los rellanos 13 y de la estructura para que unos elementos de fijación metálicos 15 aseguren los paneles de revestimiento 1 a la estructura 3. Las cabezas 17 de los elementos de fijación están embutidas en los rellanos de CFC tal como para proporcionar una superficie exterior de aeronave lisa y aerodinámica (la superficie exterior de las cabezas de los elementos de fijación 17 generalmente está a ras con la superficie exterior de la capa de CFC exterior 9, en lugar de como se muestra en la figura 1a).

Tal como muestran las flechas de la figura 1a, la carga térmica externa actúa sobre el exterior del revestimiento de la aeronave y el calor se transfiere hacia el interior de la aeronave 5 por conducción a través de los rellanos de CFC 13 y de la estructura 3 y a través de los elementos de fijación 17. Una pequeña cantidad de calor se conduce a través de la capa de espuma 11, pero es relativamente insignificante en comparación con el calor transferido a través de los rellanos 13 y los elementos de fijación 15.

La figura 1b muestra el exterior del interior de un panel de revestimiento de CFC 1 de la técnica anterior típico (el interior del panel define el interior del vehículo) e ilustra los rellanos 13, donde el panel se compone solamente de material de CFC y las otras áreas donde el material de espuma está intercalada entre las capas de CFC.

5 En la disposición mostrada en la figura 2, un panel de revestimiento de CFC 201 se compone de unas capas interior y exterior de CFC 207, 209 que intercalan una capa de espuma 211. Las capas 207, 209 y 211 pueden estar formadas por los mismos tipos de materiales que en la disposición mostrada en la figura 1a. Sin embargo, en la
10 disposición de la figura 2 el panel de revestimiento 201 es de espesor sustancialmente constante (salvo por el rellano 214 de la capa interior 207 como se describirá) y la capa de material de espuma 211 se extiende a través de todo el panel 201. El panel 201 está montado sobre la estructura de metal o de aleación subyacente 203 por medio de elementos de fijación 215 que se extienden a través del rellano 214 y de la estructura 203, aunque estos
15 elementos de fijación 215 son más cortos que los de la disposición de la técnica anterior y solo actúan sobre la capa interior de CFC 207 y sobre la estructura 203, haciéndose la capa de CFC interior 207 más gruesa en el área de rellano 214 tal como para proporcionar la resistencia estructural requerida. Debido a que la parte exterior 217 de los elementos de fijación 215 se encuentra dentro del panel de CFC 201, no requieren avellanado, sino que pueden montarse más fácilmente y fabricarse económicamente con una cabeza troncocónica, plana 217.

Para montar la disposición tal como se muestra en la figura 2, se perforan unos agujeros en la capa exterior de CFC 209 y la capa de espuma 211 de manera que puedan aplicarse los elementos de fijación 215. Una vez que los
20 elementos de fijación 215 están en su sitio, se rellena el agujero de la capa de espuma 211 con un tapón 219 de material de espuma (por lo general del mismo material que la espuma de la capa 211) que está dimensionado para proporcionar un ajuste de interferencia con el agujero de la capa de espuma 211. Luego se proporciona a la superficie exterior del orificio una tapa 221, ya sea con una resina dura tal como Hysol (Hysol es una marca comercial de Henkel Corporation, de EE.UU.) o con un sellador flexible tal como un compuesto de caucho de polisulfuro, para dar a la superficie exterior de la aeronave un acabado superficial liso.
25

Al igual que en la figura 1a, la figura 2 muestra dos paneles de revestimiento 201 en relación de contacto a lo largo de sus bordes y de la estructura 203. En el contacto 223 de estos paneles 201 se proporciona un adhesivo y/o un sellador (no mostrado) para unir los paneles adyacentes 201 entre sí, para llenar cualquier espacio entre los paneles
30 y proporcionar un aislamiento térmico para evitar la transferencia de calor a través de la disposición y para asegurar que existe una superficie exterior de la aeronave aerodinámica y lisa.

La disposición de la figura 2 reduce significativamente la transferencia de calor a través del revestimiento exterior de la aeronave hasta el interior de la aeronave 5, o desde el mismo. Como se describe anteriormente, esto resulta particularmente ventajoso cuando la aeronave está operando en condiciones extremadamente calientes o frías, pero
35 ello asegura que el ECS funcione con una carga de temperatura constante en cualquier condición externa.

Se apreciará que, si las estructuras 3 y 203 son idénticas en tamaño, al adoptar la disposición de la figura 2 el volumen de la aeronave general aumentará aproximadamente por el espesor de la capa de espuma 211, pero esto
40 estará acompañado por un pequeño aumento del volumen disponible en el interior de la aeronave 5. Alternativamente, si se hace la estructura 203 ligeramente más pequeña para mantener constante el volumen general de la aeronave entonces el volumen disponible en el interior de la aeronave 5 se reducirá ligeramente (por el volumen en la zona de los rellanos 13 en la vista de la figura 1a); sin embargo, esto se compensaría en cierta medida por la reducción del peso de la estructura 203 ligeramente más pequeña. Es una decisión de diseño en
45 función de la opción que resulte más adecuada.

En la disposición mostrada en la figura 3, que no está de acuerdo con la presente invención, un panel de revestimiento de CFC 301 se compone de unas capas de CFC interior y exterior 307, 309 que intercalan una capa de espuma 311. Las capas 307, 309 y 311 pueden estar formadas por los mismos tipos de materiales que en la
50 disposición mostrada en las figuras 1a y 2. Sin embargo, en la disposición de la figura 3 el panel de revestimiento 301 está montado sobre la estructura de metal o de aleación subyacente 303 uniéndose directamente una superficie entre el rellano 314 y la estructura 303. Alternativamente, el panel de revestimiento 301 puede unirse a un elemento de fijación (no mostrado) tal como un larguero en "J" que, a su vez, está fijado a otra parte de la estructura de la aeronave.
55

REIVINDICACIONES

1. Una construcción de revestimiento de aeronave, que comprende:
- 5 - un panel de intercalación (201) de compuesto de fibra de carbono -CFC- rigidizado con espuma que forma parte del revestimiento exterior de la aeronave, comprendiendo el panel (201):
- una capa interior de CFC (207) que comprende un rellano (214);
- 10 una capa exterior de CFC (209); y
- una capa de material de espuma (211) intercalada entre la capa interior de CFC (207) y la capa exterior de CFC (209), extendiéndose la capa de material de espuma (211) continuamente a través de todo el panel (201);
- 15 - una estructura subyacente (203) de soporte de carga de la aeronave; y
- uno o más elementos de fijación (215) que se extienden a través del rellano (214) y la estructura (203) y que actúan solamente sobre la capa interior de CFC (207) y sobre la estructura (203);
- 20 en la que la capa interior de CFC (207) del área del rellano (214) es más gruesa que el espesor de la capa interior de CFC (207) en puntos distantes al rellano (214).
2. Una construcción de revestimiento de aeronave según la reivindicación 1, en la que dos paneles de intercalación (201) están montados sobre la estructura subyacente (203) de modo que los paneles (201) hagan tope.
- 25
3. Una construcción de revestimiento de aeronave según la reivindicación 2, en la que uno o más de entre un adhesivo, un sellador y un compuesto de unión están aplicados entre los paneles de apoyo (201).
4. Una aeronave que comprende una construcción de revestimiento según se reivindica en cualquier reivindicación
- 30 precedente.
5. Un procedimiento de construcción de una aeronave, que comprende:
- formar un panel de intercalación (201) de compuesto de fibra de carbono -CFC- relleno de espuma, que
- 35 comprende:
- una capa interior de CFC (207) que comprende un rellano (214);
- una capa exterior de CFC (209); y
- 40 una capa de material de espuma (211) intercalada entre la capa interior de CFC (207) y la capa exterior de CFC (209), extendiéndose la capa de material de espuma (211) continuamente a través de todo el panel (201); y
- disponer uno o más elementos de fijación (215) para que se extiendan a través del rellano (214) y de una
- 45 estructura subyacente (203) de la aeronave y actúen solamente sobre la capa interior de CFC (207) y sobre la estructura (203), montando de esta manera el panel (201) sobre la estructura (203) para formar parte del revestimiento exterior de la aeronave;
- en el que la etapa de formar el panel de intercalación (201) comprende formar la capa interior de CFC (207) que ha
- 50 de montarse sobre la estructura de modo que sea más gruesa en el área del rellano (214) que en las zonas alejadas del rellano (214).
6. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 5, que comprende formar un agujero en la capa exterior de CFC (209), distante de la estructura (203) y en la capa de espuma (211), en la zona donde ha de aplicarse un
- 55 elemento de fijación (215), de modo que el elemento de fijación (215) actúe sobre la superficie exterior de la capa interior de CFC (207), adyacente a la estructura (203) y sobre la estructura (203).
7. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 6, que comprende fijar el panel (201) a la estructura (203) y rellenar el agujero del panel (201) con material de espuma.
- 60
8. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 7, que comprende tapar el agujero por encima del material de espuma (211) con un material de relleno a fin de producir un acabado superficial liso en la superficie exterior del panel de intercalación (201) que forma el revestimiento exterior del avión.
- 65
9. Un procedimiento de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 5 a 8, que comprende montar dos paneles (201) sobre la estructura de manera que los bordes de los paneles hagan tope en una línea superpuesta a la

ES 2 526 458 T3

estructura y aplicar un material en la línea de contacto entre los bordes de los paneles a fin de unir los bordes de los paneles que hacen tope, para sellar un hueco entre los paneles que hacen tope y/o para proporcionar una superficie exterior lisa de la aeronave.

Fig. 1a

Técnica anterior

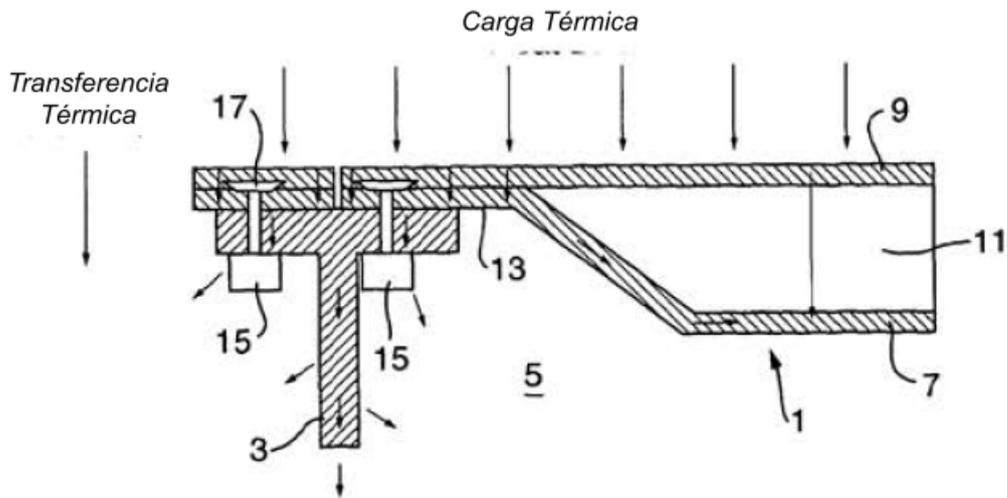


Fig. 1b

Técnica anterior

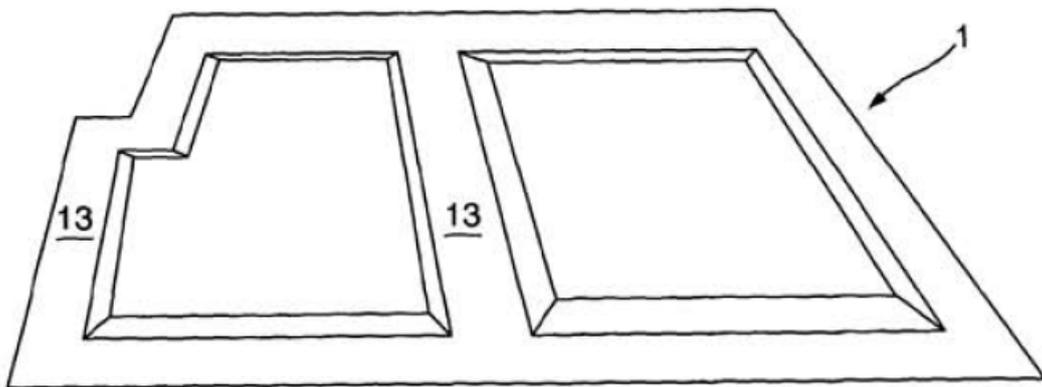


Fig. 2

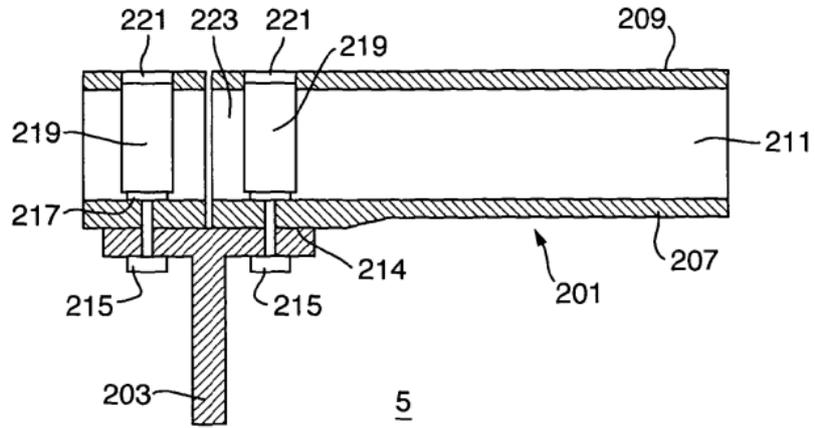


Fig. 3

