

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 744 590**

51 Int. Cl.:

B64C 1/26 (2006.01)
B64C 3/26 (2006.01)
B64C 7/00 (2006.01)
B32B 3/06 (2006.01)
B32B 3/14 (2006.01)
B32B 25/10 (2006.01)
B64C 1/12 (2006.01)
B64C 5/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **29.11.2016** **E 16382569 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.07.2019** **EP 3326906**

54 Título: **Conjunto de panel compuesto para aeronave y procedimiento de fabricación del mismo**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
25.02.2020

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS, S.L. (100.0%)
Avenida John Lennon s/nº
28906 Getafe (Madrid) , ES

72 Inventor/es:

ROCHER PASTOR, MIGUEL, ÁNGEL y
TABERNERO MARTÍNEZ, VÍCTOR

74 Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 744 590 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

Conjunto de panel compuesto para aeronave y procedimiento de fabricación del mismo

Objeto de la invención

5 La presente invención se refiere a un conjunto de panel compuesto para una aeronave, en particular para su uso en interfaces entre componentes que requieran juntas de estanqueidad para su fijación.

Un objeto de la presente invención es proporcionar un conjunto de paneles que evite que los paneles se golpeen, eliminando los daños y el ruido presentes en los conjuntos de paneles tradicionales.

Otro objeto de la invención es proporcionar un conjunto de paneles que cumpla con los requisitos de resistencia y mantenibilidad, sin la necesidad de piezas adicionales que impliquen penalizaciones aerodinámicas y de peso.

10 La presente invención también se refiere a un procedimiento de fabricación de un conjunto de panel compuesto para una aeronave.

Otro objeto de la invención es proporcionar un conjunto de paneles compatible con las condiciones de fabricación de las estructuras compuestas, para su fácil incorporación al procedimiento de fabricación tradicional.

Antecedentes de la invención

15 Los paneles compuestos de una aeronave tradicionalmente se ensamblan por medio de juntas de estanqueidad. Estas juntas de estanqueidad generalmente resultan necesarias en interfaces abruptas o perpendiculares. La interfaz entre el carenado de la panza y el ala es un ejemplo de estas interfaces abruptas.

20 Las juntas de estanqueidad instaladas convencionalmente en estas interfaces adolecen de frecuentes problemas de rotura y ruido. La razón es que las extremidades de estas juntas de estanqueidad convencionales (entre panel y panel) se golpean durante el vuelo.

La Figura 1 muestra un conjunto de paneles convencional, en el que las extremidades de los paneles 12, 13 están visiblemente dañadas.

25 Dado que la situación mencionada es inaceptable en una aeronave, algunos fabricantes de aeronaves han desarrollado soluciones alternativas para ensamblar los paneles. Una de estas soluciones consiste en proporcionar juntas de estanqueidad pegadas entre los paneles a ensamblar. Normalmente, se pega un extremo de estas juntas de estanqueidad a la superficie de uno de los paneles, y el otro extremo se pega al otro panel.

30 La Figura 2a muestra una vista en sección transversal de una junta 14 de estanqueidad pegada, que se proporciona para el ensamblaje entre dos paneles 15, 16. La Figura muestra una junta 14 de estanqueidad en Y, que tiene un extremo fijado a un primer panel 15, y un extremo opuesto pegado a un segundo panel 16. La junta 14 de estanqueidad está llena de pegamento 17.

35 Aunque el uso de juntas de estanqueidad pegadas es muy amplio, también presenta diversos inconvenientes. Uno de los principales inconvenientes se refiere a la capacidad de mantenimiento. Cuando se opta por utilizar pegamento, los/las operarios/as de mantenimiento deberán raspar el pegamento en la superficie para desinstalar el panel. Esta es una tarea muy difícil (que las aerolíneas deben hacer obligatoriamente de cara a las inspecciones regulares) con un alto riesgo de dañar la estructura.

La Figura 2b muestra el panel 16 mostrado en la Figura 2a, en el que se ha eliminado la junta 14 de estanqueidad pegada. Tal y como se muestra, el panel 16 tiene residuos del pegamento 17 que deben limpiarse.

Asimismo, el pegamento resulta complicado de aplicar. Además, no es una solución reproducible (dependiendo del operario) y requiere mucho tiempo.

40 Adicionalmente, el pegamento implica un aumento de peso nada despreciable, que puede ser de aproximadamente 14 kg.

45 Asimismo, incluso cuando se aplica la solución con pegamento, algunos paneles todavía se golpean, generando ruido y daños. Para resolver esto, se instalan adicionalmente partes de placa externa, para estabilizar las extremidades de estos paneles problemáticos. Estas partes incluyen penalizaciones aerodinámicas (bordes a través del flujo de aire) y capacidad de mantenimiento (es necesario retirar la parte para desinstalar uno de los paneles).

50 En cuanto a la instalación de juntas de estanqueidad pegadas, debe tenerse en cuenta que los paneles deberán equiparse las juntas de estanqueidad en los paneles e instalarse los mismos uno por uno en la FAL (línea de ensamblaje final). El operario instala primero los paneles, y pega las juntas de estanqueidad a la superficie de los paneles. Luego, llevará a cabo una operación adicional que consiste en levantar el labio externo de la junta de estanqueidad e inyectar el sellador (pegamento), para llenar el volumen (véase la Figura 2a) entre los labios de la

junta de estanqueidad. Una vez que se ha llenado el volumen, el sellador se saldrá por las extremidades y será necesario limpiar todo.

5 Aplicar el pegamento es una tarea que requiere mucho tiempo, teniendo en cuenta lo complicado que resulta el acceso a los conjuntos de paneles para los/las operarios/as, dado que la aplicación deberá efectuarse una vez que todo ha sido instalado. Asimismo, es una operación manual y que ensucia, que deberá hacerse no solo una vez en la FAL de cara a suministrar la aeronave, sino que también deberán llevarla a cabo las aerolíneas a la hora de efectuar tareas de mantenimiento.

10 La solicitud de patente europea EP1504888A1 se refiere a un procedimiento para la producción de un laminado que consiste en capas metálicas, así como al menos una capa de unión reforzada con fibras situada entre las capas metálicas, teniendo dicho laminado al menos una región con un número menor de capas que el resto del laminado.

Por lo tanto, sería deseable proporcionar medios técnicos que ofrezcan una solución para ensamblar paneles que sea capaz de mejorar el rendimiento, el ruido, el mantenimiento y la resistencia de las soluciones convencionales.

Sumario de la invención

15 La presente invención supera los inconvenientes mencionados anteriormente proporcionando un conjunto de panel compuesto para aeronave de acuerdo con la reivindicación 1 adjunta, una aeronave que incluye dicho conjunto de panel compuesto de acuerdo con la reivindicación 9 adjunta, y un procedimiento de fabricación de un conjunto de panel compuesto para una aeronave de acuerdo con la reivindicación adjunta 10, que proporciona un conjunto resistente y fiable que evita definitivamente que los paneles se golpeen durante el vuelo, al tiempo que simplifica la instalación y el mantenimiento de los paneles.

20 Un aspecto de la presente invención se refiere a un conjunto de panel compuesto para una aeronave que comprende un primer panel, un segundo panel y un apilamiento delantero de capas de material compuesto.

El primer panel tiene unas caras superior e inferior. La primera cara tiene un rebaje en un primer lado del panel.

25 El segundo panel tiene unas caras superior e inferior. La cara inferior tiene una proyección hacia fuera en un primer lado del panel. La proyección hacia fuera se recibe en el rebaje del primer panel, formando una cara inferior continua. De esta manera, el primer y segundo paneles se ensamblan entre sí para ofrecer unas caras continuas sin penalizaciones aerodinámicas.

El apilamiento delantero de capas de material compuesto se une a la cara superior del primer panel. El apilamiento delantero de capas tiene un borde que se superpone al primer lado del primer panel. Asimismo, el número de capas del apilamiento delantero de capas disminuye hacia el lado opuesto del primer lado del primer panel.

30 Al proporcionar el apilamiento de capas en el primer lado del primer panel, la invención refuerza el ensamblaje entre el primer y segundo paneles. De esta manera, la invención ofrece un conjunto resistente y duradero, que, además de evitar que los paneles se golpeen durante el vuelo, reduce los daños y el ruido asociados a este golpeo.

35 Asimismo, al proporcionar un número decreciente de capas hacia la sección central del primer panel, la invención ofrece una transición estructural suave, compartiendo cargas y evitando dañar los componentes resistentes de interfaz.

Adicionalmente, el número decreciente de capas ofrece una transición suave del flujo de aire que mejora el comportamiento aerodinámico de los conjuntos convencionales. De esta manera, se reducen drásticamente las turbulencias del flujo de aire causadas convencionalmente en las interfaces (especialmente en las interfaces abruptas), lo que resulta en una reducción de la resistencia de la aeronave.

40 Adicionalmente, dado que el apilamiento delantero de capas solo está unido a la cara superior del primer panel, los paneles pueden desinstalarse de forma independiente, simplificando así su instalación y mantenimiento.

Además, la invención proporciona una interfaz limpia entre los paneles, sin la necesidad de trabajo extra para la limpieza.

45 Asimismo, la invención proporciona una solución eficiente de peso, evitando el uso de productos sellantes o piezas adicionales para reforzar el conjunto.

50 Otro aspecto de la invención se refiere a una aeronave que comprende una puerta de tren de aterrizaje, un ala que tiene un borde de ataque y un borde de salida, un plano horizontal de cola que tiene un borde de ataque y un borde de salida, un plano vertical de cola que tiene un borde de ataque y un borde de salida, un carenado de panza y un conjunto de panel compuesto según lo descrito, en el que al menos parte de la puerta de tren de aterrizaje, y/o el borde de ataque del ala, y/o el borde de salida del ala, y/o el borde de ataque del plano horizontal de cola, y/o el borde de salida del plano horizontal de cola, y/o el borde de ataque del plano vertical de cola, y/o el borde de salida del plano vertical de cola, y/o el carenado de panza comprende el conjunto de panel compuesto.

Finalmente, otro aspecto de la invención se refiere a un procedimiento de fabricación de un conjunto de panel compuesto para una aeronave, que comprende las etapas de proporcionar un primer panel que tiene unas caras superior e inferior, proporcionar un segundo panel que tiene unas caras superior e inferior, en el que la cara inferior del segundo panel tiene una proyección hacia el exterior en un primer lado de dicho panel, y se proporciona un apilamiento delantero de capas de material compuesto, en el que dicho apilamiento delantero de capas tiene un borde y un número decreciente de capas hacia el lado opuesto de dicho borde.

Asimismo, el procedimiento comprende las etapas de proporcionar un rebaje en un primer lado de la cara inferior del primer panel, y acoplar la proyección hacia fuera del segundo panel con el rebaje del primer panel, formando una cara continua inferior, y unir el apilamiento delantero de capas a la cara superior del primer panel, de modo que el borde del apilamiento delantero de capas se solape con el primer lado del primer panel.

Así, el procedimiento de la invención es compatible con la fabricación convencional de compuestos, compartiendo las condiciones de fabricación, el procedimiento de instalación y la línea de ensamblaje final. Así, el procedimiento de la invención proporciona una manera sencilla y económica de producir conjuntos de panel compuesto.

Breve descripción de los dibujos

Para una mejor comprensión de la invención, se proporcionan los siguientes dibujos con fines ilustrativos y no limitativos, en los que:

la Figura 1 muestra una vista frontal de un conjunto de panel compuesto convencional.

Las Figuras 2a-2b muestran respectivamente una vista en sección transversal y una vista frontal de juntas de estanqueidad pegadas conocida para ensamblar paneles. La Figura 2a muestra dos paneles fijados por la junta de estanqueidad pegada. La Figura 2b muestra uno de los paneles, una vez que se ha retirado la junta de estanqueidad pegada.

Las Figuras 3a-3b muestran respectivamente una vista en perspectiva frontal y una vista en perspectiva trasera de un conjunto de panel compuesto, de acuerdo con una primera realización de la presente invención.

la Figura 4 muestra una vista frontal en perspectiva de un conjunto de panel compuesto, de acuerdo con una segunda realización de la presente invención. La Figura 4 muestra adicionalmente un apilamiento delantero de capas y un apilamiento trasero de capas, de acuerdo con realizaciones preferentes.

La Figura 5 muestra una parte de una aeronave, en particular, la interfaz entre el ala y el fuselaje, en la que se ha proporcionado el conjunto de panel compuesto.

Realizaciones preferentes de la invención

La Figura 3 muestra un conjunto 10 de panel compuesto para aeronave de acuerdo con una realización preferente. De acuerdo con la invención, el conjunto 10 de panel compuesto comprende un primer panel 1 que tiene unas caras superior e inferior, un segundo panel 2 que tiene unas caras superior e inferior, y un apilamiento delantero de capas 5 de material compuesto, unidas a la cara superior del primer panel 1.

La Figura 3a muestra la cara superior del primer y segundo paneles 1, 2, junto con el apilamiento delantero de capas 5, y la Figura 3b muestra la cara inferior del primer y segundo paneles 1, 2.

Como se muestra en las Figuras 3a y 3b, la cara inferior del primer panel 1 tiene un rebaje 7 en un primer lado 1a del panel 1, y el segundo panel 2 tiene una proyección hacia fuera 8 en un primer lado 2a del panel 2, en el que la proyección hacia fuera 8 está configurada para ser recibida en el rebaje 7 formando una cara continua inferior.

Para reforzar el ensamblaje entre el primer y segundo paneles 1, 2, se une un apilamiento delantero de capas 5 de material compuesto a la cara superior del primer panel 1. Como se muestra en la Figura 3a, el apilamiento delantero de capas 5 tiene un borde 5a que se solapa con el primer lado 1a del primer panel 1. Con este posicionamiento, además de proporcionar refuerzo al conjunto, la invención permite desinstalar los paneles 1, 2 por separado. De esta manera, la invención simplifica la instalación y el mantenimiento de conjuntos de paneles convencionales.

Asimismo, el apilamiento delantero de capas 5 está formado por un número decreciente de capas hacia el lado opuesto del primer lado 1a del primer panel 1. Esta configuración mejora la respuesta aerodinámica del conjunto, reduciendo las turbulencias y el arrastre en la aeronave.

La figura 4 muestra una vista frontal en perspectiva de una segunda realización de un conjunto 10 de panel compuesto. El conjunto 10 de panel compuesto comprende un primer panel 1, un segundo panel 2 y un tercer panel 3, y un apilamiento delantero de capas 5 y un apilamiento trasero de capas 6.

El primer y segundo paneles 1, 2 y el apilamiento delantero de capas 5 son tal como se ha descrito, en los que la cara inferior del segundo panel 2 comprende adicionalmente un rebaje 9 en un segundo lado 2b del panel 2, siendo opuesto dicho segundo lado 2b al primer lado 2a del panel 2.

El tercer panel 3 de aeronave tiene unas caras superior e inferior. La cara inferior tiene una proyección hacia fuera 11 en un primer lado 3a del panel 3. La segunda proyección hacia fuera 11 del tercer panel 3 se recibe en el rebaje 9 del segundo panel 2, formando una cara inferior continua.

5 Para reforzar el ensamblaje entre el segundo y tercer paneles 2, 3, un apilamiento trasero de capas 6 de material compuesto está unido a la cara superior del segundo y tercer paneles 2, 3.

Asimismo, el número de capas del apilamiento trasero de capas 6 disminuye hacia el lado opuesto del primer lado 3a del tercer panel 3. De esta manera, la cantidad de capas desaparece progresivamente hacia la sección central (segundo panel) en pos de una superficie lisa y una transición estructural y de flujo de aire.

10 Como se muestra en la figura 4 y de acuerdo con otra realización preferente, el apilamiento delantero de capas 5 comprende una primera y segunda capas 5', 5" de forma rectangular, una tercera capa 5''' en forma de U, dispuesta sobre la segunda capa 5", y una cuarta capa 5'''' en forma de L dispuesta sobre la tercera capa 5''', cubriendo la tercera y cuarta capas 5''', 5'''' al menos parte del borde superior 1c del primer panel 1.

15 Asimismo, como se muestra en la figura 4 y de acuerdo con otra realización preferente, el apilamiento trasero de capas 6 tiene un borde 6a que solapa con el primer lado 3a del tercer panel 3. Preferentemente, el apilamiento delantero de capas 6 comprende una primera y segunda capas 6', 6" de forma rectangular, una tercera capa 6''' dispuesta sobre la segunda capa 6", y una cuarta capa 6'''' dispuesta sobre la tercera capa 6''', cubriendo la tercera y cuarta capas 6''', 6'''' al menos parte de un área de la cara superior del segundo panel 2 correspondiente al conjunto entre el rebaje 9 del segundo panel 2 y la proyección hacia fuera 11 del tercer panel 3.

20 Preferentemente, la tercera capa 6''' tiene una configuración en forma de J, y la cuarta capa 6'''' tiene una configuración en forma de Z, y en el que la tercera y cuarta capas 6''', 6'''' están dispuestas para cubrir al menos parte del borde superior 3c del tercer panel 3.

Las capas están colocadas solo localmente en la extremidad para compensar el efecto de borde libre, y para no influir en la rigidez general de la junta de estanqueidad (3 o 4 capas de refuerzo local).

25 Adicionalmente, de acuerdo con una realización preferente, el conjunto 10 de panel compuesto puede comprender adicionalmente una capa exterior depositada sobre el conjunto 10 de paneles, embebiendo el apilamiento de capas 5, 6 en el conjunto de panel compuesto.

De acuerdo con otra realización preferente, el apilamiento de capas 5, 6 se extienden para cubrir el área de remachado de los paneles 1, 2 y 3, para, de este modo, evitar la apertura de la pestaña.

30 Asimismo, los paneles 1, 2 y 3 están fabricados sustancialmente con caucho de silicona, y los apilamientos de capas 5, 6 están fabricados sustancialmente con fibra de vidrio.

Finalmente, La Figura 5 muestra una parte de una aeronave, en la que pueden apreciarse la interfaz entre el lado superior del ala y el fuselaje. Tal y como se muestra, puede proporcionarse un conjunto 10 de panel compuesto en la junta de estanqueidad situada sobre el ala.

REIVINDICACIONES

1. Un conjunto (10) de panel compuesto para aeronave, que comprende:

un primer panel (1) que tiene unas caras superior e inferior, teniendo la cara inferior un rebaje (7) en un primer lado (1a) del panel (1),

5 un segundo panel (2) que tiene unas caras superior e inferior, teniendo la cara inferior una proyección hacia fuera (8) en un primer lado (2a) del panel (2), formando una cara inferior continua la proyección hacia fuera (8) recibida en el rebaje (7) del primer panel (1),

10 **caracterizado porque** el conjunto (10) de panel comprende adicionalmente un apilamiento delantero de capas (5) de material compuesto unido a la cara superior del primer panel (1), teniendo el apilamiento delantero de capas (5) un borde (5a) que se alinea con el primer lado (1a) del primer panel (1), y disminuyendo la cantidad de capas del apilamiento delantero de capas (5) hacia un lado opuesto al primer lado (1a) del primer panel (1); en el que el primer y segundo paneles (1, 2) están fabricados con caucho de silicona, y el apilamiento de capas (5) está fabricado con fibra de vidrio.

15 2. Conjunto (10) de panel compuesto para aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en el que la cara inferior del segundo panel (2) tiene un rebaje (9) en un segundo lado (2b) opuesto al primer lado (2a) del panel (2) y en el que el conjunto (10) de panel comprende adicionalmente un tercer panel (3) fabricado con caucho de silicona y que tiene unas caras superior e inferior, teniendo la cara inferior una proyección hacia fuera (11) en un primer lado (3a) del panel (3), y en el que dicha proyección hacia fuera (11) se recibe en el rebaje (9) del segundo panel (2) formando una cara continua inferior.

20 3. Conjunto (10) de panel compuesto para aeronave de acuerdo con la reivindicación 2, que comprende adicionalmente un apilamiento trasero de capas (6) fabricadas con material compuesto de fibras de vidrio, unido a la cara superior del segundo y tercero paneles (2, 3), en el que la cantidad de capas del apilamiento trasero de capas (6) disminuye hacia un lado opuesto al primer lado (3a) del tercer panel (3).

25 4. Conjunto (10) de panel compuesto para aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que el apilamiento delantero de capas (5) comprende una primera y segunda capas (5', 5'') de forma rectangular, una tercera capa (5''') en forma de U, dispuesta sobre la segunda capa (5''), una cuarta capa (5'''' en forma de L dispuesta sobre la tercera capa (5'''), cubriendo la tercera y cuarta capas (5''', 5'''' al menos parte de un borde (1c) de la cara superior del primer panel (1).

30 5. Conjunto (10) de panel compuesto para aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 3-4, en el que el apilamiento trasero de capas (6) tiene un borde (6a) que se alinea con el primer lado (3a) del tercer panel (3).

35 6. Conjunto (10) de panel compuesto para aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 3-5, en el que el apilamiento trasero de capas (6) comprende una primera y segunda capas (6', 6'') de forma rectangular, una tercera capa (6''') dispuesta sobre la segunda capa (6''), una cuarta capa (6'''' dispuesta sobre la tercera capa (6'''), cubriendo la tercera y cuarta capas (6''', 6'''' al menos parte de un área de la cara superior del segundo panel (2) correspondiente al conjunto entre el rebaje (9) del segundo panel (2) y la proyección hacia fuera (11) del tercer panel (3).

40 7. Conjunto (10) de panel compuesto para aeronave de acuerdo con la reivindicación 6, en el que la tercera capa (6''') del apilamiento trasero de capas (6) tiene una configuración en forma de J, y la cuarta capa (6'''' del apilamiento trasero de capas (6) tiene una configuración en forma de Z, y en el que la tercera y cuarta capas (6''', 6'''' están dispuestas para cubrir al menos parte de un borde superior (3c) de la cara superior del tercer panel (3).

8. Conjunto (10) de panel compuesto para aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, que comprende adicionalmente una capa exterior depositada sobre el conjunto (10) de panel.

45 9. Una aeronave, que comprende una compuerta para tren de aterrizaje, un ala que tiene un borde de ataque y un borde de salida, un plano horizontal de cola que tiene un borde de ataque y un borde de salida, un plano vertical de cola que tiene un borde de ataque y un borde de salida, un carenado de panza, y un conjunto (10) de panel compuesto de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que al menos parte de la compuerta para tren de aterrizaje, y/o el borde de ataque del ala, y/o el borde de salida del ala, y/o el borde de ataque del plano horizontal de cola, y/o el borde de salida del plano horizontal de cola, y/o el borde de ataque del plano vertical de cola, y/o el borde de salida del plano vertical de cola, y/o el carenado de panza comprende el conjunto (10) de panel compuesto.

50 10. Procedimiento de fabricación de un conjunto (10) de panel compuesto para una aeronave, que comprende las etapas de:

proporcionar un primer panel (1) que tiene unas caras superior e inferior,

proporcionar un rebaje (7) sobre un primer lado (1a) de la cara inferior del primer panel (1),

55 proporcionar un segundo panel (2) que tiene unas caras superior e inferior, teniendo la cara inferior una proyección hacia fuera (8) en un primer lado (2a) del panel (2),

- proporcionar un apilamiento delantero de capas (5) de material compuesto, teniendo el apilamiento delantero de capas (5) un borde (5a) y una cantidad decreciente de capas hacia un lado opuesto a dicho borde (5a), unir el apilamiento delantero de capas (5) a la cara superior del primer panel (1), de modo que el borde (5a) del apilamiento delantero de capas (5) se alinee con el primer lado (1a) del primer panel (1),
- 5 acoplar la segunda proyección hacia fuera (8) del segundo panel (2) con el rebaje (7) del primer panel (1), formando una cara inferior continua;
- en el que el primer y segundo paneles (1, 2) están fabricados con caucho de silicona, y el apilamiento de capas (5) está fabricado con fibra de vidrio.
11. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 10, que comprende adicionalmente:
- 10 proporcionar un tercer panel (3) fabricado con caucho de silicona y que tiene unas caras superior e inferior, teniendo la cara inferior una proyección hacia fuera (11) en un primer lado (3a) del panel (3), proporcionar un rebaje (9) en la cara inferior de un segundo lado (2b) opuesto al primer lado (2a) del panel (2), acoplar la proyección hacia fuera (11) del tercer panel (3) con el rebaje (9) del segundo panel (2), formando una cara inferior continua.
- 15 12. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 11, que comprende adicionalmente:
- proporcionar un apilamiento trasero de capas (6) fabricadas con un material compuesto de fibras de vidrio, teniendo el apilamiento trasero de capas (6) una cantidad decreciente de capas hacia uno de sus bordes, unir el apilamiento trasero de capas (6) a la cara superior tanto del segundo como tercer paneles (2, 3), de manera que la cantidad de capas disminuya en una dirección opuesta al segundo panel (2).
- 20 13. Procedimiento de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 11-12, en el que el apilamiento delantero de capas (5) comprende una primera y segunda capas (5', 5'') de forma rectangular, una tercera capa (5''') en forma de U, dispuesta sobre la segunda capa (5''), y una cuarta capa (5'''' en forma de L dispuesta sobre la tercera capa (5'''), cubriendo la tercera y cuarta capas (5''',5'''' al menos parte de un borde (1c) de la cara superior del primer panel (1).
- 25 14. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 12, en el que el apilamiento trasero de capas (6) comprende una primera y segunda capas (6', 6'') de forma rectangular, una tercera capa (6''') dispuesta sobre la segunda capa (6''), una cuarta capa (6'''' dispuesta sobre la tercera capa (6'''), cubriendo la tercera y cuarta capas (6''', 6'''' al menos parte de un área de la cara superior del segundo panel (2) correspondiente al conjunto entre el rebaje (9) del segundo panel (2) y la proyección hacia fuera (11) del tercer panel (3).
- 30 15. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 14, en el que la tercera capa (6''') tiene una configuración en forma de J, y la cuarta capa (6'''' tiene una configuración en forma de Z, y en el que la tercera y cuarta capas (6''', 6'''' están dispuestas de manera que cubran al menos parte del borde superior (3c) del tercer panel (3).

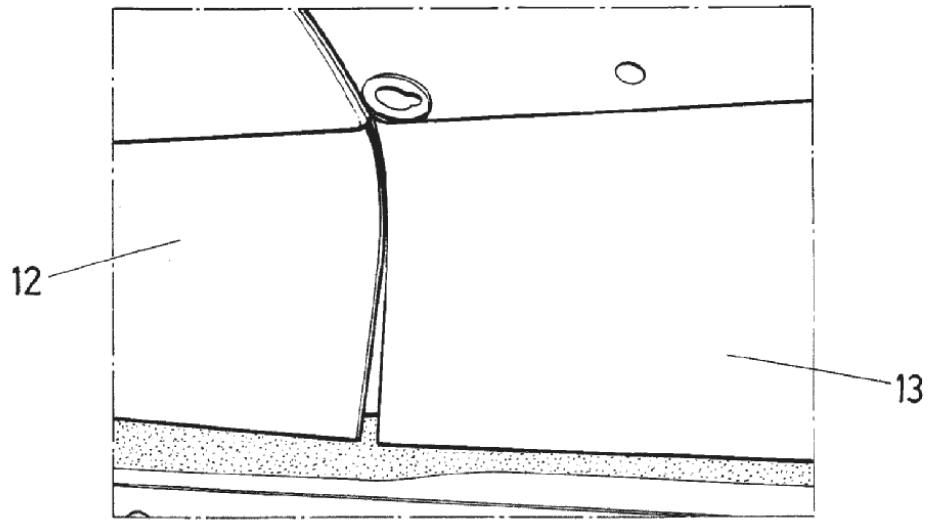


FIG. 1 (técnica anterior)

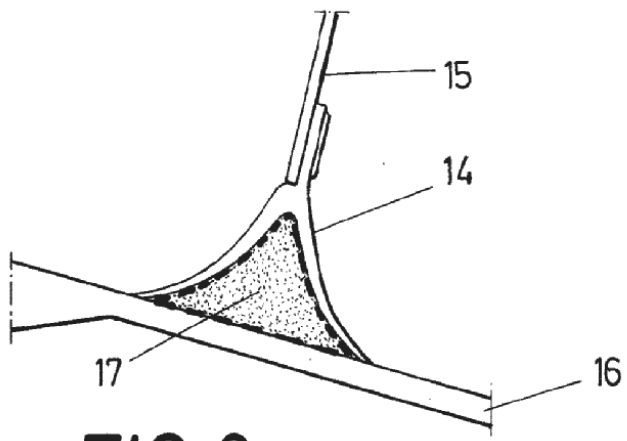


FIG. 2a (técnica anterior)

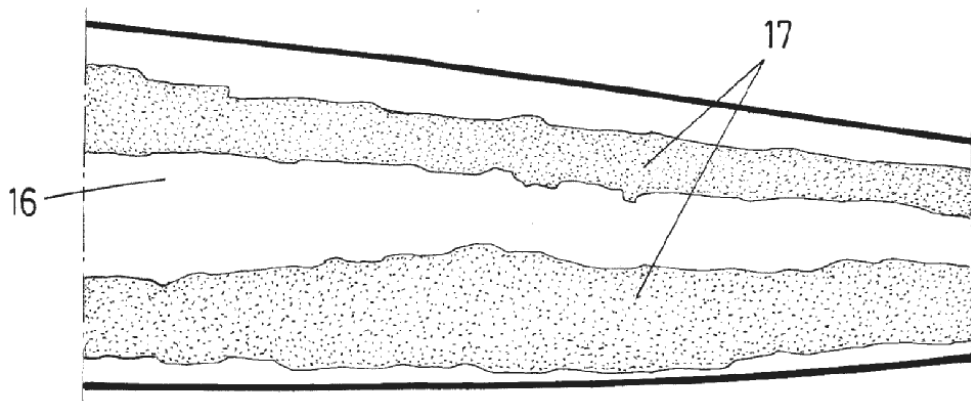


FIG. 2b (técnica anterior)

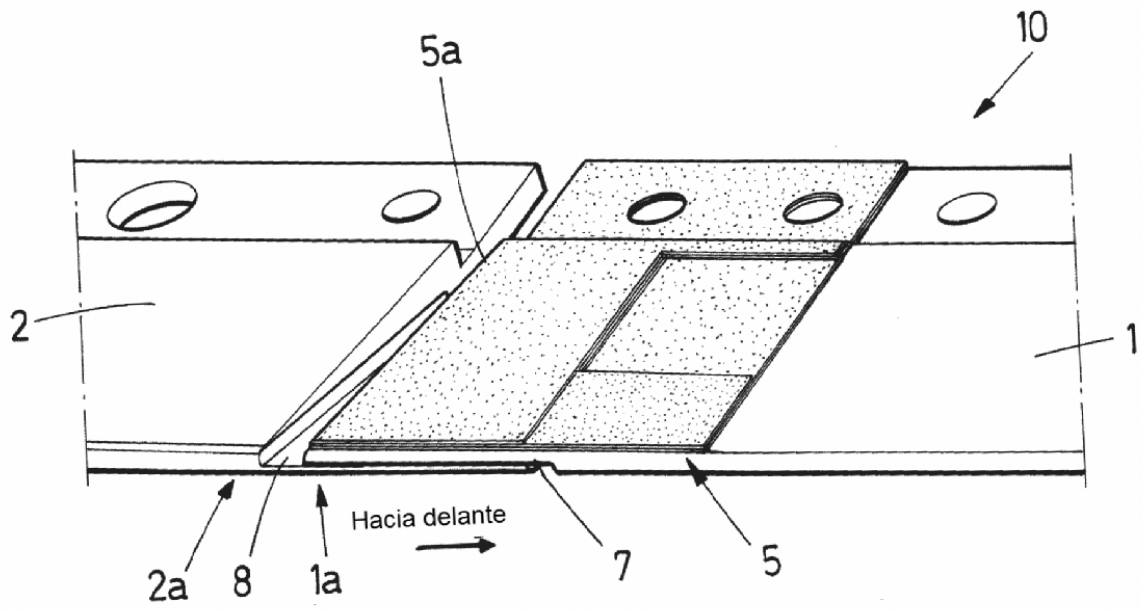


FIG. 3a

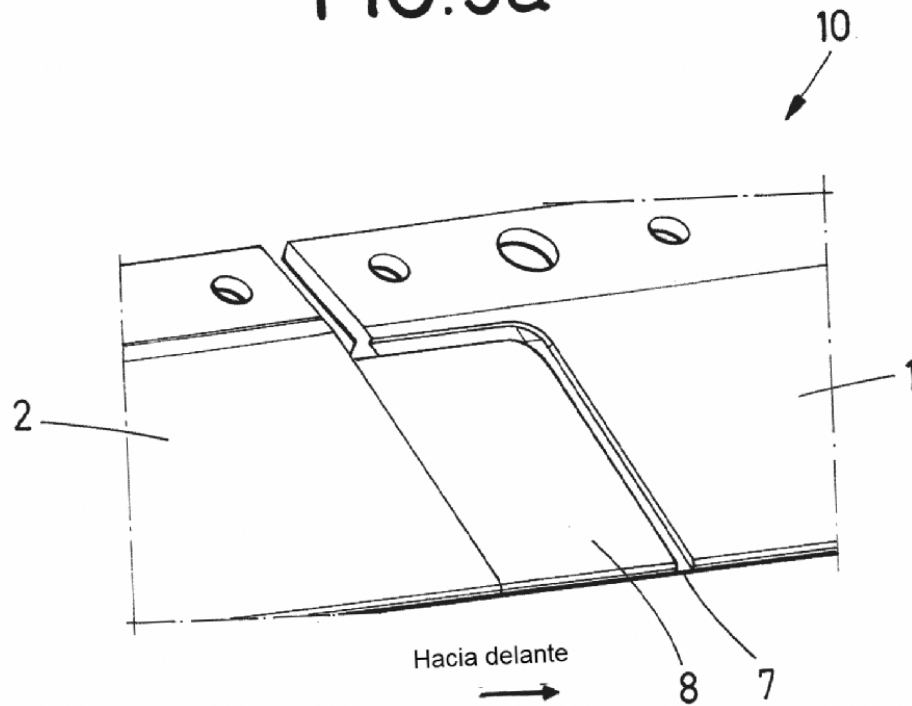


FIG. 3b

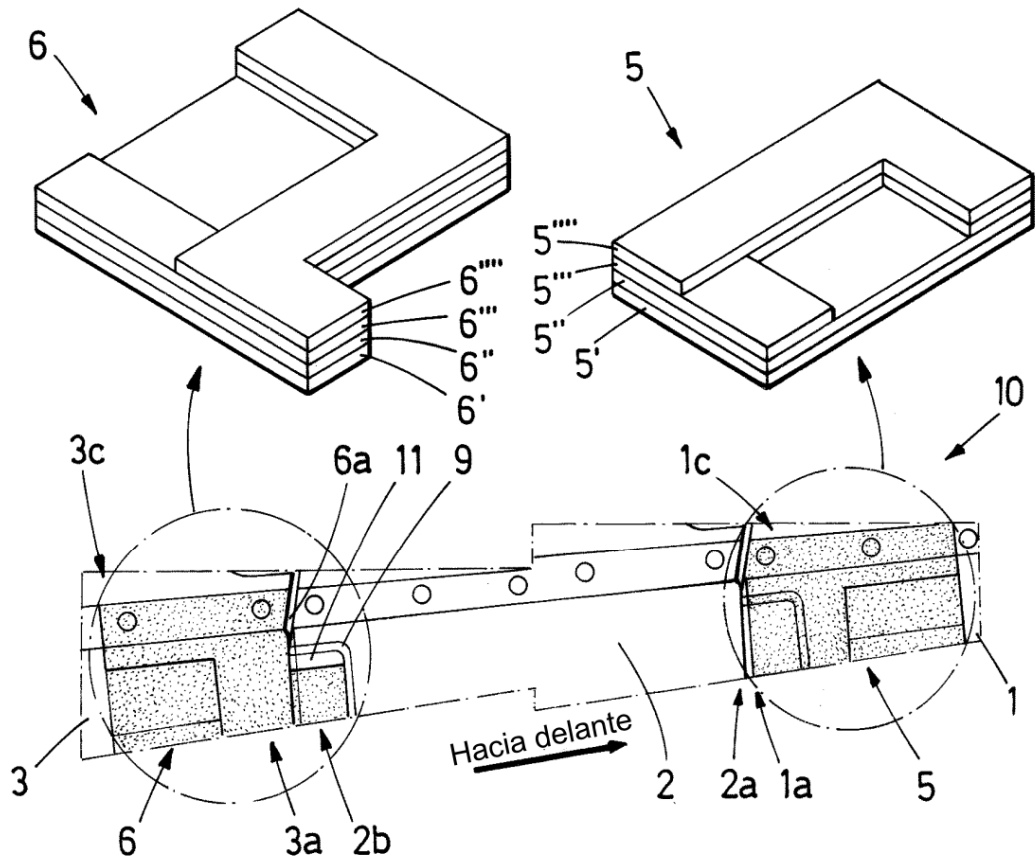


FIG. 4

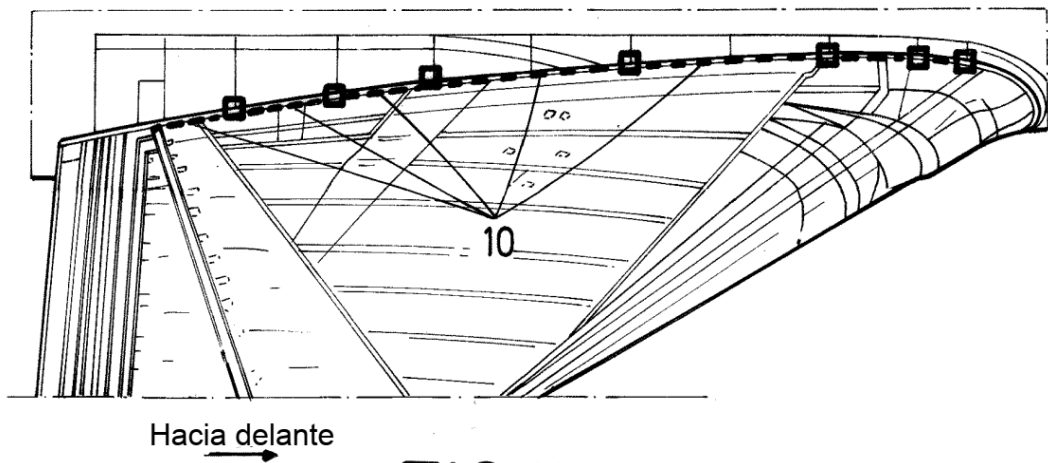


FIG. 5