(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 426 111**

(21) Número de solicitud: 201230570

(51) Int. CI.:

B64C 3/28 (2006.01)
B64C 3/26 (2006.01)
B64C 1/12 (2006.01)

(12) SOLICITUD DE PATENTE A2

(22) Fecha de presentación:

17.04.2012

(43) Fecha de publicación de la solicitud:

21.10.2013

(71) Solicitantes:

AIRBUS OPERATIONS S.L. (100.0%)
Avda. John Lennon, s/n
28906 Getafe, Madrid ES

(72) Inventor/es:

MAESTRE DERQUI, Fernando y
OUTON HERNÁNDEZ, Ignacio

(74) Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

(54) Título: **INTERFAZ PARA SUPERFICIE DE SUSTENTACIÓN DE AERONAVE**

(57) Resumen:

Interfaz para superficie de sustentación de aeronave entre un primer componente (3) y un segundo componente (10) hechos de materiales compuestos y que tienen un contorno aerodinámico, en la que el primer componente (3) comprende una zona primaria o principal (32) en forma de escalón y el segundo componente (10) comprende una zona secundaria (13) en forma de escalón, de tal manera que el primer componente (3) se une al segundo componente (10) por medio de una pieza suplementaria (100) que se acomoda en la zona principal (32) en forma de escalón y en la zona secundaria (12) en forma de escalón, de tal modo que la pieza suplementaria (100) está diseñada para mantener la continuidad del contorno aerodinámico en la interfaz y para llenar el espacio de separación o intersticio entre el primer componente (3) y el segundo componente (10), de manera que el espesor máximo de la pieza suplementaria (100) es la profundidad (40) de la zona principal (32) en forma de escalón, y la profundidad (40) de la zona principal (32) en forma de escalón es menor que la profundidad (50) necesaria para acomodar al segundo componente (10) sobre el primer componente (3).

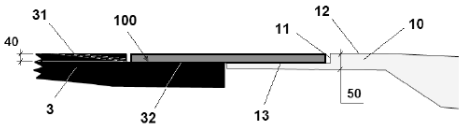


FIG. 2b

ES 2 426 111 A2

DESCRIPCIÓN

Interfaz para superficie de sustentación de aeronave.

CAMPO DE LA INVENCIÓN

La invención se refiere a una interfaz entre dos componentes de una estructura de avión o aeronave que tiene un contorno aerodinámico, y, más particularmente, a una interfaz destinada a mantener la continuidad del contorno aerodinámico de la interfaz.

ANTECEDENTES DE LA INVENCIÓN

Es bien conocido que el peso es un aspecto fundamental en la industria aeronáutica. En consecuencia, la línea de avance actual en esta industria es utilizar materiales compuestos en lugar de los materiales metálicos destinados a utilizarse en estructuras de aeronave con un contorno aerodinámico, tales como superficies de sustentación y fuselajes.

Los materiales compuestos que se utilizan mayoritariamente en la industria aeronáutica consisten en fibras o en haces de fibras embebidos en una matriz de resina termoestable o termoplástica, a modo de un material previamente impregnado o “prepreg”. Sus ventajas principales son:

- su elevada resistencia específica en relación con los materiales metálicos: ecuación de resistencia / peso;
- su excelente comportamiento frente a las cargas de fatiga;
- las posibilidades de optimización estructural debido a la anisotropía del material, y la posibilidad de combinar fibras con diferentes orientaciones, lo que permite que el diseño de elementos con diferentes propiedades mecánicas se ajuste a las distintas necesidades en términos de cargas aplicadas.

La estructura principal de una superficie de sustentación de una aeronave consiste en un borde de ataque, un cajón de torsión, un borde de salida, una junta de raíz y una punta. El cajón de torsión puede dividirse en diversos elementos estructurales: unos revestimientos superior e inferior, dotados de rigidez por medio de larguerillos por un lado; y de unos largueros y costillas por otro lado, entre otros elementos. Típicamente, los elementos estructurales del cajón de torsión se fabrican por separado y se unen entre sí con la ayuda de herramientas adecuadas con el fin de conseguir las tolerancias necesarias requeridas.

La interfaz entre esos componentes se dispondrá de manera que se adecue a los requisitos aerodinámicos por lo que respecta a la continuidad, la suavidad y la fuerza de arrastre o resistencia en el área de la interfaz. Esta superficie exterior de la interfaz pertenece al contorno aerodinámico de la aeronave como es el caso de la interfaz del revestimiento de un ala (revestimiento superior e inferior del cajón de torsión), con un panel del borde de ataque en el caso de una superficie de sustentación de un avión o aeronave.

Es bien conocido en la técnica anterior el uso de agentes selladores u obturadores de suavización aerodinámica para llenar los espacios de separación o intersticios implicados en las interfaces mencionadas. Estos agentes obturadores son, típicamente, pastas no solidificadas adecuadas para su aplicación mediante una pistola de extrusión o espátula. Pueden solidificarse a bajas temperaturas y presentan una buena adherencia a los sustratos comunes de una aeronave. Sin embargo, cuando estos intersticios tienen ciertas dimensiones, la aplicación y el mantenimiento de estos agentes obturadores dan lugar a diversos problemas, tales como la aparición de grietas, el aflojamiento o incluso el desprendimiento.

Se conoce también en el estado de la técnica el uso de disposiciones de interfaz entre un primer y un segundo componente, hechos de materiales compuestos, de una estructura de aeronave con un contorno aerodinámico. En ocasiones, el primer componente contiene un escalón diseñado para acomodar el segundo componente, de tal manera que la estructura completa se ha conformado para conservar la continuidad del contorno aerodinámico en la mencionada área o zona de interfaz entre los componentes.

En el caso de la interfaz entre el revestimiento superior o inferior del cajón de torsión (revestimiento de ala) y un panel del borde de ataque, el revestimiento del ala tendrá un escalón destinado a acomodar el panel del borde de ataque. El panel del borde de ataque consiste en una única pieza unitaria, y su espesor le permite soportar las cargas tanto aerodinámicas como estructurales en vuelo. La profundidad del escalón para el panel del borde de ataque se ve limitada como consecuencia de los requisitos de fabricación del revestimiento del ala, especialmente en materiales compuestos. Puede presentarse una situación en la que el requisito de espesor para que el panel del borde de ataque soporte las cargas sea mayor que la profundidad máxima del escalón del revestimiento superior que viene dada por los requisitos de fabricación. En estos casos, la solución propuesta anteriormente no puede ser implementada.

En consecuencia, la invención se concentra en la solución a esta situación.

SUMARIO DE LA INVENCIÓN

Es un objetivo de la presente invención proporcionar una interfaz entre componentes de una estructura de avión o aeronave hecha de materiales compuestos que tienen un contorno aerodinámico, que garantice la continuidad del contorno aerodinámico en esa zona de interfaz.

Otro objetivo de la presente invención consiste en proporcionar una interfaz entre componentes de una estructura de aeronave hechos de materiales compuestos que tienen un contorno aerodinámico, que permite un fácil mantenimiento y una reducción del peso en comparación con las soluciones convencionales.

Es aún otro propósito de la invención proporcionar una disposición de interfaz entre componentes de una estructura de aeronave hechos de materiales compuestos que tienen un contorno aerodinámico, cuando al menos uno de ellos está sujeto a serias limitaciones debido a las tolerancias de impacto y de daños, y no es posible una reducción de su espesor puesto que ha de satisfacer esas limitaciones.

En un aspecto, estos y otros objetivos son satisfechos por una interfaz entre un primer componente y un segundo componente de una estructura de aeronave que tiene un contorno aerodinámico, de tal manera que ambos componentes están hechos de materiales compuestos. El primer componente comprende una zona primaria o principal cuya superficie pertenece al contorno aerodinámico de la aeronave, así como una zona principal en forma de escalón, donde tiene lugar la unión con una pieza suplementaria. Por otra parte, el segundo componente comprende una zona secundaria cuya superficie pertenece al contorno aerodinámico de la aeronave, así como una zona en forma de escalón secundaria, donde tiene lugar la unión con la pieza suplementaria. La pieza suplementaria se ha diseñado y conformado con una forma tal, que mantiene la continuidad del contorno aerodinámico de la aeronave en la zona de interfaz entre el primer y segundo componente, además de llenar el espacio de separación o intersticio esperado entre estos componentes. De acuerdo con la invención, la junta de unión del primer y el segundo componente de la estructura de la aeronave que tiene un contorno aerodinámico se realiza por medio de la pieza suplementaria.

En una realización preferida de la invención, la pieza suplementaria está hecha de titanio. En otra realización preferida, esta pieza suplementaria se ha diseñado como una parte perteneciente al segundo componente que se une al primer componente, ambos hechos de material compuesto.

En una realización preferida, el espesor de la pieza suplementaria está comprendido entre su espesor de fabricación mínimo y la profundidad de fabricación máxima de la zona primaria o principal en forma de escalón del primer componente: por lo tanto, el espesor de la pieza suplementaria es tal, que permite márgenes suficientes como para instalar los elementos de sujeción que garantizarán la seguridad estructural de la junta de unión de los dos componentes.

Un campo particular de aplicación de la presente invención es la interfaz entre un revestimiento perteneciente a un cajón de torsión, y un panel de borde de ataque de una superficie de sustentación de una aeronave, tal como un ala.

Otras características y ventajas de la presente invención se pondrán de manifiesto por la siguiente descripción detallada de realizaciones ilustrativas de su objeto, en relación con las figuras que se acompañan.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

Las Figuras 1a, 1b, 1c y 1d muestran diferentes vistas de la ubicación de una interfaz entre componentes de una estructura de aeronave hecha de materiales compuestos que tienen un contorno aerodinámico de acuerdo con la técnica anterior.

La Figura 2a muestra una vista lateral en corte de una interfaz entre componentes de una estructura de avión o aeronave hecha de materiales compuestos que tienen un contorno aerodinámico, de acuerdo con la técnica anterior.

Las Figuras 2b, 3a y 3b muestran vistas laterales en corte de la interfaz entre componentes de una estructura de aeronave hecha de materiales compuestos que tienen un contorno aerodinámico, de acuerdo con la presente invención.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCIÓN

En lo que sigue se da una descripción detallada de la invención para la interfaz entre un revestimiento de ala y un panel de borde de ataque.

La estructura principal para superficies de sustentación de avión o aeronave contiene un borde de ataque 1, un cajón de torsión 2, un borde de salida, una junta de raíz y una punta. Un cajón de torsión 2 consiste, estructuralmente, en largueros, costillas y unos revestimientos superior e inferior, 3 y 4 respectivamente, con diversos larguerillos. Los revestimientos superior 3 e inferior 4 del cajón de torsión 2 están unidos al panel 10 del

borde de ataque y al panel del borde de salida, conformando el contorno aerodinámico superior e inferior del ala (véanse las Figuras 1a-1d).

Las Figuras 1d y 2a muestran una interfaz 60 conocida entre un primer componente (revestimiento del ala o panel superior 3 del cajón de torsión) y un segundo componente (panel 10 del borde de ataque), hechos de material compuesto, de una estructura de aeronave con un contorno aerodinámico, por medio de una pieza en forma de cuña 20. El revestimiento 3 del ala comprende un escalón 30 diseñado para acomodar el panel 10 del borde de ataque, de tal manera que la estructura completa de la interfaz 60 se ha conformado para mantener la continuidad del contorno aerodinámico de la aeronave.

En el caso que se muestra en la Figura 2a, en el que el panel 10 del borde de ataque es una parte unitaria, su espesor le permite soportar las cargas tanto aerodinámica como estructural en vuelo, y la profundidad 40 del escalón 30 destinada a acomodar al panel 10 del borde de ataque, está limitada por los requisitos de fabricación del revestimiento 3 del ala, de tal manera que la profundidad máxima 40 posible es menor que la profundidad 50 necesaria para acomodar adecuadamente al panel 10 del borde de ataque. En este caso, se aplica la interfaz de la presente invención (Figura 2b), como se explicará a continuación.

En La interfaz de acuerdo con la presente invención entre un revestimiento 3 del ala y un panel 10 del borde de ataque de una estructura de aeronave con un contorno aerodinámico, estando hechos ambos componentes de materiales compuestos, el revestimiento 3 del ala comprende una zona primaria o principal 31 cuya superficie pertenece al contorno aerodinámico de la aeronave, y una zona principal 32 en forma de escalón, donde tiene lugar la unión con una pieza suplementaria 100 (véase la Figura 2b). Por otra parte, el panel 10 del borde de ataque comprende una zona secundaria 12 cuya superficie pertenece al contorno aerodinámico de la aeronave, y una zona secundaria 13 en forma de escalón, en la que tiene lugar la unión con la pieza suplementaria 100. La pieza suplementaria 100 se ha diseñado y configurado con el fin de conservar la continuidad del contorno aerodinámico de la aeronave en el área o zona de interfaz entre el revestimiento 3 del ala y el panel 10 del borde de ataque, además de llenar el espacio de separación o intersticio esperado entre los componentes. Como se muestra claramente en las Figuras 3a y 3b, la unión del revestimiento 3 del ala y el panel 10 del borde de ataque se realiza por medio de la pieza suplementaria 100.

La invención permite, por tanto, el diseño de interfaces que tienen una zona principal 32 en forma de escalón con una profundidad 40 que es menor que la profundidad 50 necesaria para acomodar adecuadamente el panel 10 del borde de ataque.

En una realización preferida de la invención, la pieza suplementaria 100 está hecha de titanio. En otra realización preferida, esta pieza suplementaria 100 se ha diseñado como una pieza perteneciente al panel 10 del borde de ataque y que se une al revestimiento 3 del ala, ambas hechas de material compuesto.

Las propiedades principales del titanio se indican en lo que sigue:

- Módulo de Young o elástico: 116 GPa
- Módulo de resistencia de cizalla o cortante: 44 GPa
- Módulo volumétrico: 110 GPa
- Resistencia a la tracción: 240-550 MPa
- Resistencia de fluencia: 138 MPa (mínima) – 655 MPa (máxima)
- Alargamiento en 50 mm, mínimo 24 al 15%

Las ventajas principales de la interfaz de acuerdo con la invención con respecto a las disposiciones de interfaz de la técnica anterior, son las siguientes:

- Las soluciones previas conocidas en la técnica no permiten que los paneles 10 de borde de ataque tengan el espesor necesario para soportar las cargas aerodinámicas y estructurales requeridas.
- Los defectos de fabricación se ven disminuidos debido a que el diseño de la zona principal 32 en forma de escalón hace posible una profundidad 40 más pequeña.
- La transmisión de cargas se ve facilitada gracias a la menor profundidad 40 de la zona principal 32 en forma de escalón: esto implica una reducción en el espesor del revestimiento 3 del ala y, por lo tanto, una reducción del peso.
- La invención hace posible una reducción del peso frente a otras soluciones diferentes, tales como el refuerzo mediante costillas en el borde de ataque 1, placas estabilizadoras internas, etc.
- El arrastre o resistencia aerodinámica se ve reducida gracias a la menor desalineación aerodinámica de

la unión o empalme, ya que el titanio tiene una mejor tolerancia de espesor en comparación con el material compuesto, por lo que se proporciona un mejor control del alineamiento del empalme.

Si bien la presente invención se ha descrito en su totalidad en asociación con realizaciones preferidas, es evidente que pueden introducirse modificaciones dentro del ámbito de la misma, de manera que este no se considera limitado por estas realizaciones sino por el contenido de las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1.- Una interfaz entre un primer componente (3) y un segundo componente (10) hechos de materiales compuestos y que tienen un contorno aerodinámico, en la que el primer componente (3) comprende una zona primaria o principal (32) en forma de escalón y el segundo componente (10) comprende una zona secundaria (13) en forma de escalón, de tal manera que el primer componente (3) se une al segundo componente (10) por medio de una pieza suplementaria (100) que se acomoda en la zona principal (32) en forma de escalón y en la zona secundaria (12) en forma de escalón, de tal modo que la pieza suplementaria (100) está diseñada para mantener la continuidad del contorno aerodinámico en la interfaz y para llenar el espacio de separación o intersticio entre el primer componente (3) y el segundo componente (10), de manera que el espesor máximo de la pieza suplementaria (100) es la profundidad (40) de la zona principal (32) en forma de escalón, y la profundidad (40) de la zona principal (32) en forma de escalón es menor que la profundidad (50) necesaria para acomodar al segundo componente (10) sobre el primer componente (3).

2.- Una interfaz de acuerdo con la reivindicación 1, en la cual la pieza suplementaria (100) está diseñada como una parte perteneciente al segundo componente (10), unida al primer componente (3).

3.- Una interfaz de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-2, en la que la pieza suplementaria (100) está hecha de titanio.

4.- Una interfaz de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la cual el primer componente (3) y el segundo componente (10) pertenecen a una estructura de avión o aeronave.

5.- Una interfaz de acuerdo con la reivindicación 4, en la cual el primer componente (3) es un revestimiento superior o inferior de un cajón de torsión de una aeronave, y el segundo componente (10) es un panel del borde de ataque de una superficie de sustentación.

6.- Una interfaz de acuerdo con la reivindicación 5, en la cual el segundo componente (10) es un panel del borde de ataque de un ala de aeronave.

7.- Un avión o aeronave que comprende una interfaz de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 4-6.

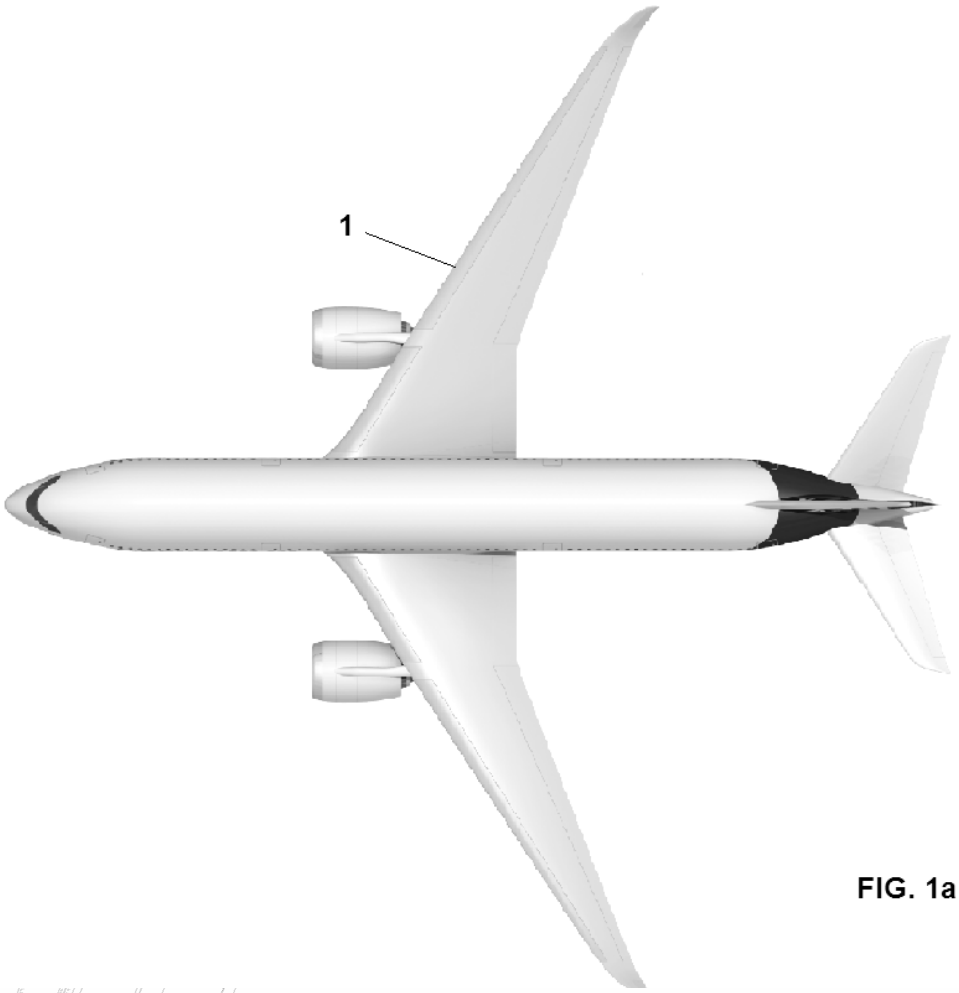


FIG. 1a

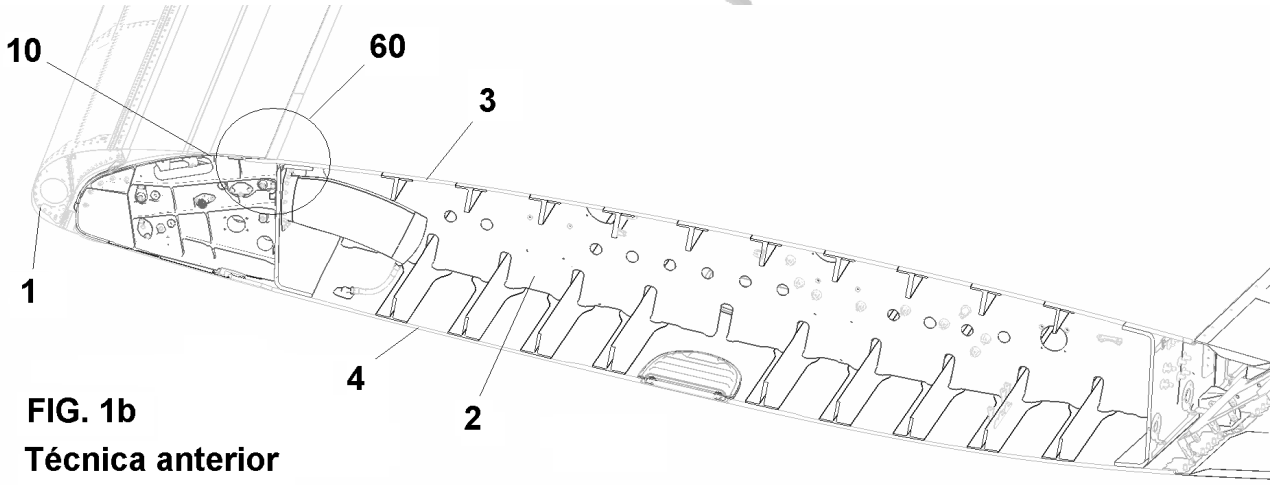


FIG. 1b
Técnica anterior

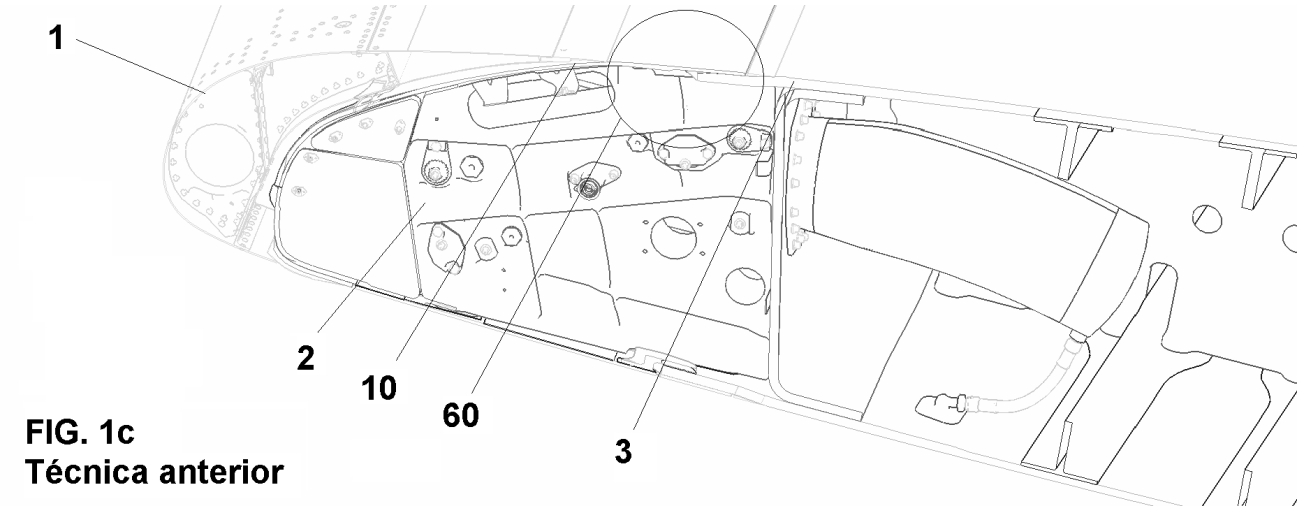
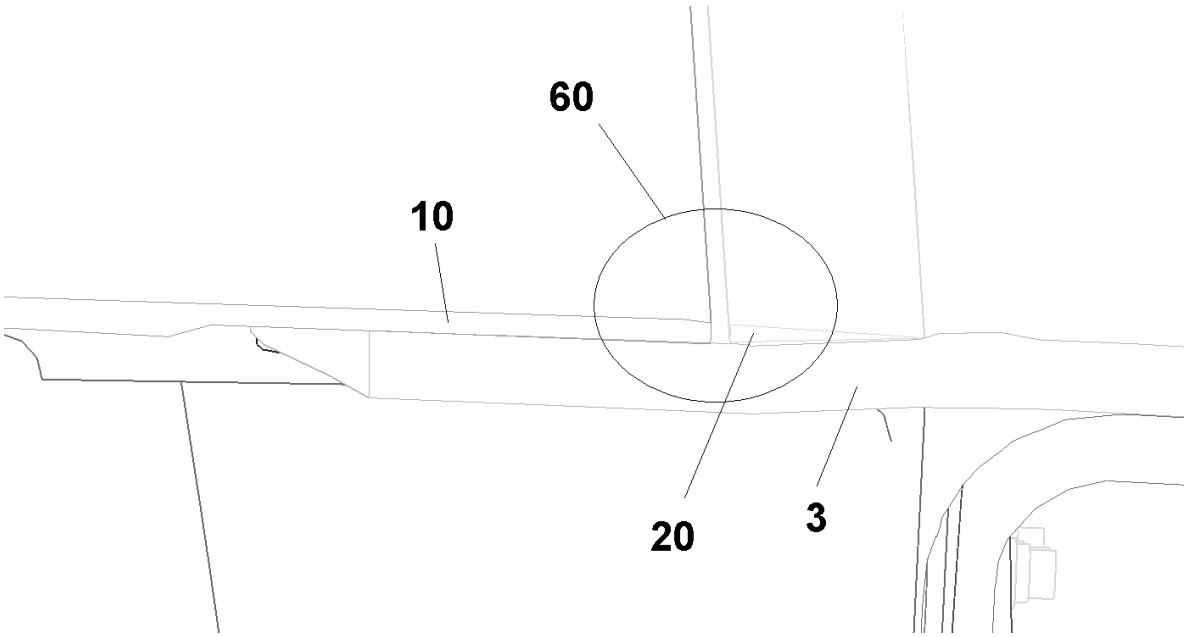


FIG. 1c
Técnica anterior



5

FIG. 1d
Técnica anterior

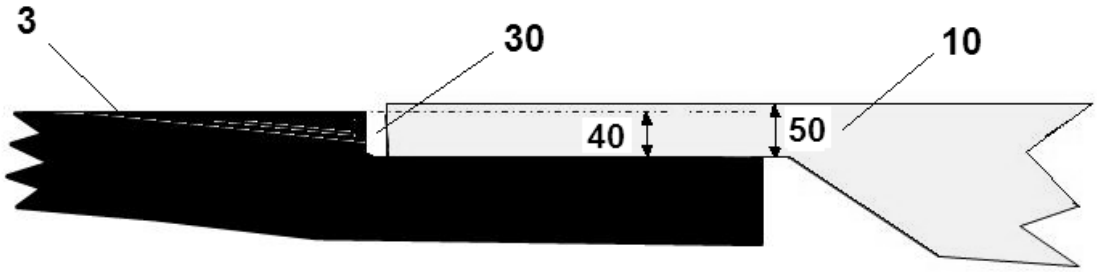


FIG. 2a

Técnica anterior

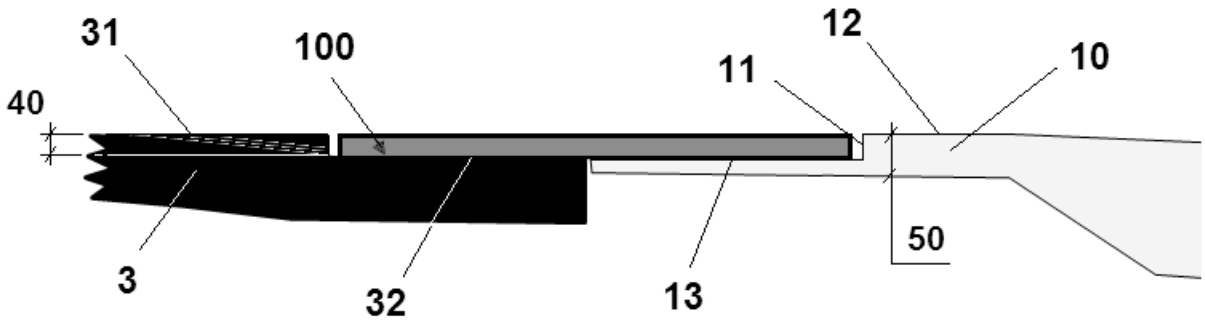


FIG. 2b

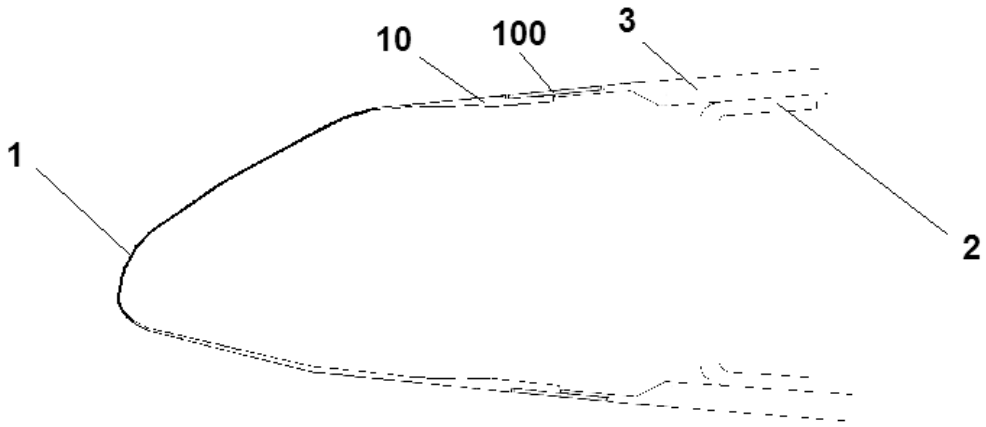


FIG. 3a

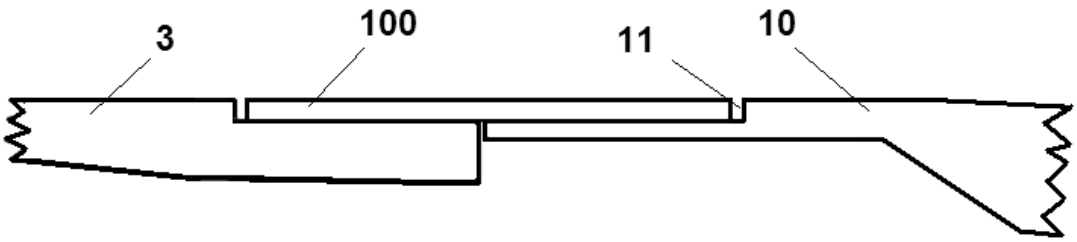


FIG. 3b