



ESPAÑA



B64C 1/12 (2006.01)

A1

DE ELZABURU MÁROQUEZ, Alberto

Disposición de interfaz entre dos componentes de una estructura de una aeronave usando una pieza de sellado, tales como un revestimiento de ala y un panel del borde de ataque del ala, teniendo el primer componente (11) un escalón de manera que incluye una primera área (13) cuya superficie (15) pertenece a la forma aerodinámica de la aeronave y una segunda área (17) en la que tiene lugar la unión con el segundo componente (21), teniendo el segundo componente (21) una superficie (23) perteneciente a la forma aerodinámica de la aeronave, en la que una pieza de sellado (31), con una forma apropiada para mantener la continuidad de la forma aerodinámica de la aeronave en la interfaz de dichos componentes (11, 21) así como para rellenar el hueco (25) esperado entre dichos componentes (11, 21), se une al segundo componente (21).

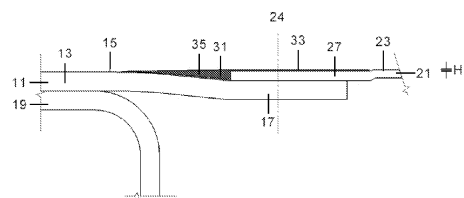


FIG. 3

DESCRIPCIÓN

DISPOSICION DE INTERFAZ ENTRE DOS COMPONENTES DE UNA ESTRUCTURA DE UNA AERONAVE USANDO UNA PIEZA DE SELLADO

CAMPO DE LA INVENCION

5

Esta invención se refiere a una disposición de interfaz entre dos componentes de una estructura de una aeronave con una forma aerodinámica y, más en particular, a una disposición de interfaz para mantener la continuidad de la forma aerodinámica en la interfaz.

10

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

15

Como es bien conocido, el peso es un aspecto fundamental en la industria aeronáutica y por ello se tiende actualmente al uso de materiales compuestos en lugar de materiales metálicos en las estructuras aeronáuticas con formas aerodinámicas tal como las superficies sustentadoras y los fuselajes.

20

Los materiales compuestos más utilizados en la industria aeronáutica son los consistentes en fibras o haces de fibra embebidos en una matriz de resina termoestable o termoplástica, en forma de material preimpregnado ó "prepeg". Sus principales ventajas se refieren a:

25

- Su elevada resistencia específica respecto a los materiales metálicos. Se trata de la ecuación resistencia/peso.
- Su excelente comportamiento ante cargas de fatiga.
- Las posibilidades de optimización estructural debidas a la anisotropía del material y la posibilidad de combinar fibras con diferentes orientaciones, permitiendo el diseño de elementos con diferentes propiedades mecánicas, ajustadas a las diferentes necesidades en términos de cargas aplicadas.

30

La estructura principal de las superficies sustentadoras de una aeronave está constituida por un borde de ataque, un cajón de torsión, un borde de salida, una raíz de unión y una punta. El cajón de torsión está constituido por

varios elementos estructurales: revestimientos superior e inferior rigidizados por larguerillos por un lado, largueros y costillas por otro lado. Los elementos estructurales que forman un cajón de torsión se fabrican, típicamente, por separado y se unen con la ayuda de un utillaje complicado para alcanzar las tolerancias requeridas que vienen dadas por lo requerimientos aerodinámicos, estructurales y de ensamblaje.

La interfaz entre aquellos componentes cuya superficie exterior pertenece a la forma aerodinámica de la aeronave tales como un revestimiento y un panel del borde de ataque en el caso de una superficie sustentadora debe estar dispuesta de conformidad con los requerimientos aerodinámicos en términos de continuidad, suavidad y resistencia en el área de la interfaz.

En la técnica anterior es bien conocido el uso de sellantes aerodinámicos de alisado cubiertos con una capa de pintura para sellar los huecos generados en dicha interfaz. Estos sellantes son típicamente pastas no curadas apropiadas para su aplicación con espátula ó con una pistola de extrusión. Pueden curar a baja temperatura y tienen una buena adhesión con los sustratos comunes de las aeronaves. Sin embargo, cuando los huecos tienen ciertas dimensiones la aplicación y mantenimientos de dichos sellantes presenta ciertos problemas tales como agrietamiento, aflojamiento y desprendimiento. Estos problemas surgen más frecuentemente cuando los componentes unidos son piezas de material compuestos porque sus uniones implican normalmente mayores huecos que las interfaces metálicas.

Esta invención está orientada a la solución de este problema.

SUMARIO DE LA INVENCION

Un objetivo de la presente invención es proporcionar una disposición de interfaz suave entre componentes de una estructura aeronáutica con una forma aerodinámica que asegure la continuidad de la forma aerodinámica en el área de interfaz, así como un fácil mantenimiento, rellenando el hueco asociado a la interfaz.

Otro objetivo de la presente invención es proporcionar una disposición de interfaz entre componentes de una estructura aeronáutica con una forma aerodinámica que asegure la continuidad de la forma aerodinámica en el área de interfaz reduciendo significativamente la cantidad de sellante aerodinámico de alisado aplicado para sellar el hueco asociado a la interfaz.

En un aspecto, estos y otros objetivos se consiguen con una disposición de interfaz entre un primer componente y un segundo componente de una estructura de aeronave con una forma aerodinámica, teniendo el primer componente un escalón de manera que incluye una primera área cuya superficie pertenece a la forma aerodinámica de la aeronave y una segunda área en la que tiene lugar la unión con el segundo componente, teniendo el segundo componente una superficie perteneciente a la forma aerodinámica de la aeronave, en la que una pieza de sellado, con una forma apropiada para mantener la continuidad de la forma aerodinámica de la aeronave en la interfaz de dichos componentes así como para rellenar el hueco esperado entre dichos componentes, se une al segundo componente.

En una realización preferente, dicha pieza de sellado está realizada con un material elastómero. Se consigue con ello una pieza de sellado capaz de ser prefabricada y fácil de instalar en dicho segundo componente.

En otra realización preferente el hueco relleno con dicha pieza de sellado tiene una anchura W comprendida entre 10-15 mm y una altura H mayor de 3 mm. Se consigue con ello una disposición de interfaz aplicable a muchas estructuras de aeronave.

En otra realización preferente dichos primer y segundo componentes son piezas de material compuesto. Se consigue con ello una disposición de interfaz suave apropiada para unos componentes que ocasionan huecos de ciertas dimensiones.

En otra realización preferente, dicha pieza de sellado está unida al segundo componente de una forma desmontable de manera que pueda ser reemplazada fácilmente cuando está deteriorada o dañada. Se consigue con

ello una pieza de sellado que puede ser ensamblada y desensamblada fácilmente en el segundo componente facilitando el mantenimiento.

En otra realización preferente, la pieza de sellado comprende una sección de forma laminar para facilitar su unión al segundo componente y una
 5 sección con forma de cuña para rellenar dicho hueco, y el segundo componente comprende un área escalonada en la unión con el primer componente para mantener la continuidad de la forma aerodinámica de la aeronave a lo largo de todo el segundo componente cuando dicha pieza de sellado con dicha sección de forma laminar está unida al segundo componente. Se consigue con ello una
 10 pieza de sellado que también proporciona protección al borde del segundo componente en el área de unión.

En otro aspecto, los objetivos mencionados anteriormente se consiguen con un procedimiento para llevar a cabo la disposición de interfaz mencionada anteriormente que comprende pasos de: a) unir la pieza de sellado al segundo
 15 componente; b) unir el segundo componente al primer componente. Se consigue con ello un procedimiento que facilita el ensamblaje de dichos primer y segundo componentes.

Un campo particular de aplicación de la presente invención es la interfaz entre un revestimiento y un panel del borde de ataque o un panel del borde de
 20 salida en una superficie sustentadora de una aeronave tal como un ala o un estabilizador horizontal de cola.

Otro campo particular de aplicación de la presente invención es la interfaz entre secciones circunferenciales de un fuselaje de aeronave.

Esta invención es aplicable a interfaces entre piezas de material
 25 compuesto y también entre piezas metálicas.

Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la siguiente descripción detallada de una realización ilustrativa y no limitativa de su objeto en relación con las figuras que se acompañan.

5

BREVE DESCRIPCIÓN DE LAS FIGURAS

La Figura 1 es una vista en sección transversal de una disposición de interfaz entre un revestimiento de ala y un panel del borde de ataque de un ala mostrando un hueco entre sus superficies aerodinámicas.

10

La Figura 2 es una vista en sección transversal de una disposición de interfaz entre un revestimiento de ala y un panel del borde de ataque de un ala comprendiendo una pieza de sellado según una primera realización de la presente invención.

15

La Figura 3 es una vista en sección transversal de una disposición de interfaz entre un revestimiento de ala y un panel del borde de ataque de un ala comprendiendo una pieza de sellado según una segunda realización de la presente invención.

20

DESCRIPCION DETALLADA DE LA INVENCION

Sigue a continuación una descripción detallada de la invención para una disposición de interfaz entre un revestimiento de ala y un panel del borde de ataque de ala.

25

La estructura principal de las superficies sustentadoras de una aeronave está constituida por un borde de ataque, un cajón de torsión, un borde de salida, una raíz de unión y una punta. El cajón de torsión está constituido estructuralmente por largueros, costillas y unos revestimientos superior e inferior rigidizados por larguerillos. Los revestimientos superior e inferior se unen a paneles del borde de ataque y del borde de salida para formar las superficies aerodinámicas superior e inferior del ala.

30

La Figura 1 muestra la disposición de interfaz típica entre un revestimiento de ala 11 que se extiende por delante del larguero frontal 19 y un panel del borde de ataque de ala. El revestimiento del ala 11 tiene un escalón de manera que la superficie 15 de la primera área 13 pertenece a la forma aerodinámica del ala y la segunda área 17 es el área donde tiene lugar la unión con el panel del borde de ataque 21 que se lleva a cabo por medio habitualmente de, al menos, una fila de bulones situados en la posición indicada por la línea 24. La superficie 23 del panel de borde de ataque 21 también pertenece a la forma aerodinámica del ala.

Esta disposición de interfaz crea un hueco 25 de anchura W y altura H que no puede ser sellado satisfactoriamente usando un sellante aerodinámico de alisado cuando H es mayor de 10 mm. Por otro lado, dicho sellante presenta varios problemas de mantenimiento debidos a ciertos defectos (particularmente el agrietamiento) o a su despegue del revestimiento del ala 11.

Según la presente invención, el hueco 25 se rellena con una pieza de sellado 31 (ver la Figura 2) instalada en el panel del borde de ataque 21 mediante cualquier medio desmontable 39 apropiado.

La pieza de sellado 31, que en una realización preferente está hecha con un material elastómero, puede por tanto ser desmontada cuando sea necesario y reemplazada por una nueva pieza de sellado facilitando con ello el mantenimiento.

La pieza de sellado se realiza con una forma apropiada para rellenar el hueco 25 (cuya forma viene determinada por las características geométricas del revestimiento del ala 11 en la zona intermedia entre dichas primera y segunda áreas 13, 17) teniendo en cuenta los márgenes de tolerancia en el ensamblaje del panel del borde de ataque 21 con el revestimiento del ala 11. Es posible por tanto disponer de varios juegos de piezas de sellado 31 para diferentes tolerancias y márgenes de fabricación para escoger el correcto en la línea de ensamblaje.

En una realización preferente, el hueco 25 relleno con dicha pieza de sellado 31 tiene una anchura W comprendida entre 10-15 mm y una altura H mayor de 3 mm.

En la realización preferente mostrada en la Figura 3, la pieza de sellado 31 comprende una sección con forma laminar 33 y una sección con forma de cuña 35 y el panel del borde de ataque 31 comprende un escalón de una altura H1 similar al espesor de la sección con forma laminar 33 con un área escalonada 27 en la que tiene lugar la unión con el revestimiento del ala 15. La pieza de sellado se instala en ese área escalonada 27 por medio de su sección con forma laminar 33 por cualquier medio desmontable tal como medios de pegado ó medios mecánicos. La continuidad de la forma aerodinámica se mantiene en ese área por la sección con forma laminar 33.

La pieza de sellado 31 según esta realización rellena el hueco 25 y proporciona una protección adicional al borde del panel del borde de ataque 21 contra golpes é impactos; si ocurren no es el panel del borde de ataque 21 el que hay que reparar sino la pieza de sellado 31.

El procedimiento para llevar a cabo la disposición de unión de la presente invención comprende un primer paso en el que la pieza de sellado 31 se une al panel del borde de ataque 21 previamente al paso de unir el panel del borde de ataque 21 al revestimiento del ala 11. Se facilita por tanto su ensamblaje en comparación con una disposición de junta usando un sellante aerodinámico de alisado.

Aunque la presente invención se ha descrito enteramente en conexión con realizaciones preferidas, es evidente que se pueden introducir aquellas modificaciones dentro de su alcance, no considerando éste como limitado por las anteriores realizaciones, sino por el contenido de las reivindicaciones siguientes.

REIVINDICACIONES

- 1.- Disposición de interfaz entre un primer componente (11) y un segundo componente (21) de una estructura de aeronave con una forma aerodinámica, 5
teniendo el primer componente (11) un escalón de manera que incluye una primera área (13) cuya superficie (15) pertenece a la forma aerodinámica de la aeronave y una segunda área (17) en la que tiene lugar la unión con el segundo componente (21), teniendo el segundo componente (21) una superficie (23) perteneciente a la forma aerodinámica de la aeronave, caracterizado porque 10
una pieza de sellado (31), con una forma apropiada para mantener la continuidad de la forma aerodinámica de la aeronave en la interfaz de dichos componentes (11, 21) así como para rellenar el hueco (25) esperado entre dichos componentes (11, 21), se une al segundo componente (21).
- 15 2.- Disposición de interfaz según la reivindicación 1, en la que dicha pieza de sellado (31) está hecha con un material elastómero.
- 3.- Disposición de interfaz según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, en la que el hueco (25) rellenado con dicha pieza de sellado (31) tiene una 20
anchura W comprendida entre 10-15 mm y una altura H mayor de 3 mm.
- 4.- Disposición de interfaz según cualquiera de las reivindicaciones 1-3, en la que dichos primer y segundo componentes (11, 21) son piezas de material compuesto. 25
- 5.- Disposición de interfaz según cualquiera de las reivindicaciones 1-3, en la que dichos primer y segundo componentes (11, 21) son piezas de material metálico.
- 30 6.- Disposición de interfaz según cualquiera de las reivindicaciones 1-5, en la que dicha pieza de sellado (31) está unida al segundo componente (21)

de una manera desmontable, de manera que pueda ser reemplazas cuando está deteriorada o dañada.

5 7.- Disposición de interfaz según la reivindicación 6, en la que la pieza de sellado (31) comprende una sección de forma laminar (33) para facilitar su unión al segundo componente (21) y una sección con forma de cuña (33) para rellenar dicho hueco (25), y el segundo componente (21) comprende un área escalonada (27) en la unión con el primer componente (11) para mantener la continuidad de la forma aerodinámica de la aeronave a lo largo de todo el
10 segundo componente (21) cuando dicha pieza de sellado (31) con dicha sección de forma laminar (33) está unida al segundo componente (21).

8.- Disposición de interfaz según cualquiera de las reivindicaciones 1-7, en la que dicha estructura de aeronave es una superficie sustentadora.
15

9.- Disposición de interfaz según la reivindicación 8, en la que dicho primer componente (11) es un revestimiento y dicho segundo componente (21) es un panel del borde de ataque.

20 10.- Disposición de interfaz según la reivindicación 8, en la que dicho primer componente (11) es un revestimiento y dicho segundo componente (21) es un panel del borde de salida.

11.- Disposición de interfaz según cualquiera de las reivindicaciones 1-7, en la que dicha estructura de aeronave es un fuselaje.
25

12.- Disposición de interfaz según la reivindicación 11, en la que dichos primer y segundo componentes (11, 12) son secciones circunferenciales del revestimiento.
30

13.- Procedimiento para llevar a cabo la disposición de interfaz según cualquiera de las reivindicaciones 1-12, caracterizada porque comprende pasos de:

- a) unir la pieza de sellado (31) al segundo componente (21);
- b) unir el segundo componente (21) al primer componente (11).

5

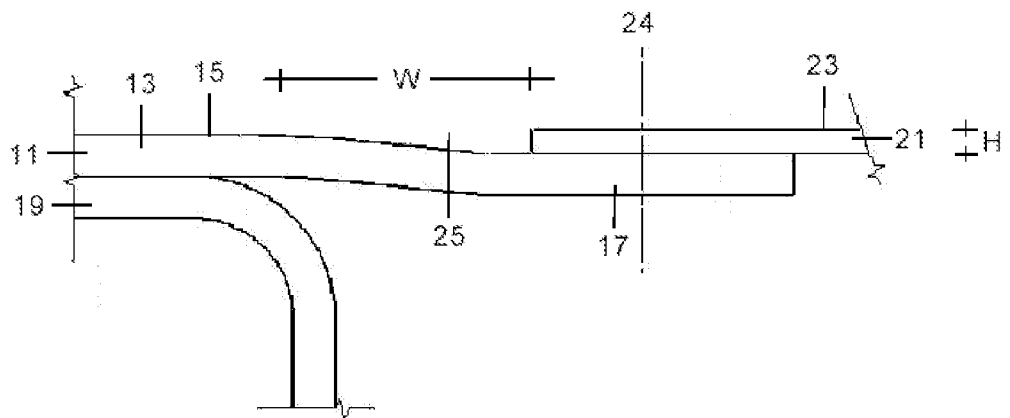


FIG. 1

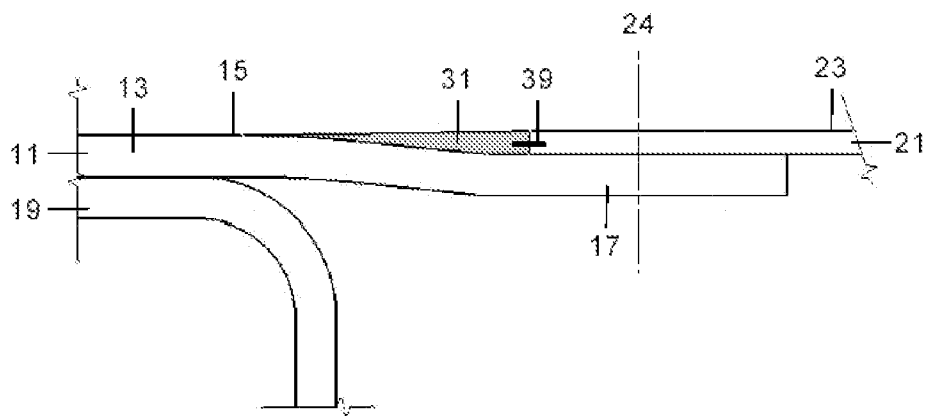


FIG. 2

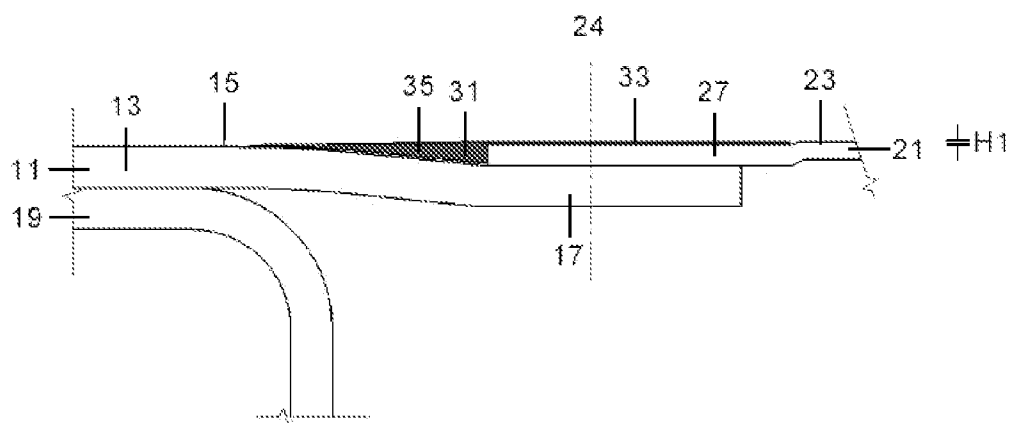


FIG. 3



- ②① N.º solicitud: 201031768
②② Fecha de presentación de la solicitud: 30.11.2010
③② Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤① Int. Cl.: Ver Hoja Adicional

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	⑤⑥ Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
X	WO 2009118548 A2 (AIRBUS UK) 01.10.2009, página 6, línea 29 – página 7, línea 30; figuras 8-10.	1-2,4-10,13
Y		11-12
Y	FR 2936495 A1 (AIRBUS FRANCE) 02.04.2010, figuras 5-7.	11-12

Categoría de los documentos citados

X: de particular relevancia

Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría

A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita

P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud

E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

El presente informe ha sido realizado

☒ para todas las reivindicaciones

☐ para las reivindicaciones nº:

Fecha de realización del informe
15.02.2013

Examinador
L. J. Dueñas Campo

Página
1/4

CLASIFICACIÓN OBJETO DE LA SOLICITUD

B64C3/26 (2006.01)

B64C3/28 (2006.01)

B64C1/12 (2006.01)

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)

B64C

Bases de datos electrónicas consultadas durante la búsqueda (nombre de la base de datos y, si es posible, términos de búsqueda utilizados)

EPODOC

Fecha de realización de la opinión escrita: 15.02.2013

Declaración

Novedad (Art. 6.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones 1-13	SÍ
	Reivindicaciones	NO
Actividad inventiva (Art. 8.1 LP11/1986)	Reivindicaciones 3	SÍ
	Reivindicaciones 1-2, 4-13	NO

Se considera que la solicitud cumple con el requisito de aplicación industrial. Este requisito fue evaluado durante la fase de examen formal y técnico de la solicitud (Artículo 31.2 ley 11/1986).

Base de la opinión.

La presente opinión se ha realizado sobre la base de la solicitud de patente tal y como se publica.

1. Documentos considerados.

A continuación se relacionan los documentos pertenecientes al estado de la técnica tomados en consideración para la realización de esta opinión.

Documento	Número de publicación o identificación	Fecha de publicación
D01	WO 2009118548 A2 (AIRBUS UK)	01.10.2009
D02	FR 2936495 A1 (AIRBUS FRANCE)	02.04.2010

2. Declaración motivada según los artículos 29.6 y 29.7 del reglamento de ejecución de la ley 11/1986, de 20 de marzo, de Patentes sobre la novedad y la actividad inventiva; citas y explicaciones en apoyo de esta declaración

El documento D01 presenta, según se establece en el preámbulo de la reivindicación independiente de dispositivo 1, una unión entre dos componentes de recubrimiento de una aeronave, con una forma exterior aerodinámica, y un procedimiento de fabricación de tal unión (ver D01; página 2, líneas 4-7). El primer componente (elemento 12; figura 8) presenta un escalón (zona 33, 46; figuras 5-6) que separa una primera área (parte 47; figura 6) que forma parte de la zona aerodinámica externa de la aeronave, y una segunda área (zona 45) en la que se une al segundo componente (elemento 15; figuras 5-8) mediante una unión desmontable (línea 31; figura 5); el segundo componente presenta también una zona superficial que forma parte de la zona aerodinámica externa de la aeronave (figura 5). Como continuación, el documento D01 también establece las características técnicas que se citan en la parte caracterizadora de la dicha reivindicación 1. Así, D01 presenta una pieza de sellado (elemento 40-41; figura 8) con una forma de cuña (apropiada) para mantener la continuidad de la forma aerodinámica en la interfaz de los dos componentes, rellenando el hueco esperado (véase figuras 5-6; página 4, línea 13 - página 6, línea 23), y uniéndose al segundo componente (página 7, líneas 7-8). El modo de realización se describe específicamente en la página 6, línea 29 a la página 7, línea 9; figuras 8-9.

Las reivindicaciones dependientes de la 1 también son anticipadas por alguno de los documentos citados o bien son cuestiones de diseño obvias para el hombre de la técnica. Así, la reivindicación 2 aparece en D01 (página 6, línea 31). La reivindicación 3 sería una decisión de diseño obvia a partir de los conocimientos del estado de la técnica. Las reivindicaciones 4-5 aparecen en D01 (resumen, líneas 1-2). La reivindicación 6 puede considerarse obvia a partir de D01 (página 7, líneas 7-9). La reivindicación 7 también puede considerarse obvia a partir de D01 (página 7, líneas 1-5; figuras 8-9). Las reivindicaciones 8-10 aparecen en D01 (página 1, líneas 9-13). Las reivindicaciones 11-12 son obvias a partir de la combinación con el documento D02 (figuras 5-7).

En relación con la reivindicación independiente 13, el documento D01 presenta un procedimiento para realizar la disposición de interfaz entre los componentes de la reivindicación 1: unir la pieza de sellado (40-41) al segundo componente (15) (ver página 7, líneas 7-8; figura 8); unir el segundo componente al primer componente (ver página 7, líneas 5-6; figura 8).