

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 611 462**

51 Int. Cl.:

B64C 1/12 (2006.01)

B64C 3/26 (2006.01)

F16B 5/07 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **20.04.2009 PCT/ES2009/000212**

87 Fecha y número de publicación internacional: **05.11.2009 WO09133222**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **20.04.2009 E 09738259 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **05.10.2016 EP 2281745**

54 Título: **Sistema de acoplamiento previsto para uso entre revestimiento y elementos estructurales de soporte del mismo**

30 Prioridad:

30.04.2008 ES 200801266

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

09.05.2017

73 Titular/es:

**FORPLAN METALES, S.A. (100.0%)
Zeharmendieta 2
48200 Durango (Bizkaia), ES**

72 Inventor/es:

ESTANCANO ERCILLA, JOSÉ ANTONIO

74 Agente/Representante:

PONS ARIÑO, Ángel

ES 2 611 462 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

Sistema de acoplamiento previsto para uso entre revestimiento y elementos estructurales de soporte del mismo.

5 La presente invención se refiere a un sistema de unión entre recubrimientos y los elementos estructurales que los soportan, particularmente aplicable a la junta entre los recubrimientos y los elementos estructurales resistentes de avión, particularmente aplicable al sector aeronáutico y, en general, a todos esos sectores en los que los recubrimientos consisten en placas finas hechas de materiales compuestos o aleaciones específicas y en las que la limpieza, la minimización de fricción y la no perforación de superficies externas, debido a la debilidad que origina,
10 son características básicas deseables.

Antecedentes de la invención

El documento US 3 296 759 A desvela en las figuras 1-3 una estructura adecuada para su uso en un avión, de
15 acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1.

Después de analizar los tipos de juntos utilizados actualmente en la industria metalúrgica en general, estos se pueden clasificar en juntas "de remache" (aquí se incluye cualquier junta que proporcione una parte diferente que tenga una función de transmisión de tensión entre las partes que se van a unir) y juntas soldadas. El buen resultado
20 producido por las juntas soldadas es bien conocido en ciertos sectores de la industria, tales como por ejemplo el sector de construcción naval, el sector de automoción, etc. No obstante, su aplicabilidad se reduce casi a la mitad en el caso de sectores tales como el sector aeronáutico, donde la reducción de los factores de seguridad y, por lo tanto, la necesidad de una previsibilidad de funcionamiento completa, peso y limpieza es crucial; de hecho, las soldaduras difícilmente se utilizan en aviones y solamente en partes internas con requisitos de control muy estrictos.

25 En el estado actual de la técnica, las placas finas que constituyen los recubrimientos de los fuselajes externos de los aviones están unidas a las partes estructurales internas por remaches, ya que estos constituyen el tipo más previsible de junta. Esta técnica se utiliza tanto para unir las placas que forman los recubrimientos externos de los aviones con los cuadros y largueros que forman la estructura resistente del avión, tal como en las alas y otras
30 superficies, y para unir las nervaduras con los recubrimientos exteriores y, en algunos casos, con los largueros.

Como se ha mencionado antes, estos recubrimientos consisten en placas finas de aleaciones de aluminio o materiales compuestos que tienen áreas a lo largo de su superficie interna en las que entran en contacto con los
35 elementos estructurales que los soportan, tales como cuadros y largueros, para soporte y sujeción de los mismos, y con la posición de equipo y otros elementos y componentes que se deben sujetar al recubrimiento. Las placas de recubrimiento finas se mecanizan a lo largo de su superficie interna, definiendo las áreas ahuecadas para reducir su peso, llamadas "cavidades", que están limitadas por una red de nervaduras que constituyen las áreas de contacto ya mencionadas. La mecanización interna de las placas se lleva a cabo generalmente por medio de fresado químico y
40 el fresado mecánico se está utilizando actualmente.

En la actualidad, se utilizan las placas de recubrimiento finas que se moldean en su forma aerodinámica final por medio de procesos de estirado o enrollado, de acuerdo con el tipo de deformación que se va a conseguir, durante la cual el material se rebaja de aquellas áreas en las que no es necesario, con el fin de cumplir con su misión de
45 resistencia estructural, a través de un proceso de fresado químico. En algunos ensamblajes con superficies de soporte y siempre y cuando la técnica y disponibilidad de material lo permitan, se utilizan recubrimientos integrales, particularmente en las superficies de las alas, hechos de una materia prima más gruesa que se mecaniza en algunos casos para obtener las formas aerodinámicas de las superficies alrededor de cinco ejes en uno de sus lados y largueros en el otro, evitando la necesidad de remachado. En otros casos, los largueros integrados se mecanizan
50 alrededor de tres ejes y la forma deseada de la parte se consigue posteriormente por medio de un proceso de moldeado. Este esfuerzo, que evidentemente implica un coste, prueba la importancia de evitar las juntas de remache.

La decisión relativa a qué tipo de recubrimiento utilizar en un caso específico está condicionada también por sus posibilidades de fabricación, la existencia de materia prima, su estructura interna resistente y, hasta cierto punto, su
55 producción y costes de integración.

Los recubrimientos exteriores hechos de materiales compuestos se utilizan también en la industria aeronáutica donde su forma exterior se consigue mediante el uso de herramientas de moldeado y forma interna, que es similar a las placas de aleación de metal, mediante la superposición de las diferentes capas de tejido según se requiera.

Estos recubrimientos se unen también a las estructuras internas por medio de remaches. La precisión lograda con esta tecnología requiere el refuerzo de ciertas áreas, donde sea necesario.

Las juntas de remache requieren la perforación del recubrimiento externo. Los cilindros crean un área de “problema” ya que se vuelve frágil y puede conducir a la formación de grietas, la pérdida de presurización en la conexión del área presurizada de la parte externa del avión y los puntos de fricción. Estos parámetros son vitales para estos tipos de vehículos. Con el fin de minimizar este efecto, se debe tener gran cuidado durante la perforación, el escarpado, el avellanado y procesos de ensamblaje llevados a cabo en estos tipos de juntas, tolerancias restringidas hasta el punto permitido por la tecnología disponible, mediante el uso de selladores para garantizar la estanqueidad y precisión en los procesos de fabricación de perforación y avellanado del mismo, de forma que las cabezas de remache se camuflen adecuadamente. Todos estos requisitos que se deben incorporar en el diseño hacen el trabajo de ensamblaje y fabricación altamente meticuloso, complicado y costoso.

La técnica de fresado químico básicamente consiste en el ataque de una superficie, el grosor de la cual se desea reducir, con ácidos y protegiendo esas áreas que no se desean reducir mediante enmascarado con el fin de mantener su grosor. Este ataque se lleva a cabo dentro de un tanque que contiene los ácidos con parámetros controlados, un componente de una habilidad más compleja, ya que su aplicación implica operaciones de enmascarado, recorte del área que se va a tratar, limpieza, ataque químico y neutralización para cada profundidad que se desee crear.

Aunque se puede fabricar cualquier tipo de recubrimientos basándose en esta tecnología, es una técnica que solamente permite la mecanización de esas superficies paralela a la cara atacada, debido a lo cual es una tecnología que solo se puede utilizar cuando la mecanización de una amplia superficie y pequeño grosor, siempre paralela, se requiere; adicionalmente, es un proceso que requiere gran esfuerzo y, además, no cumple los requisitos medioambientales cada vez más estrictos. De hecho, los fabricantes principales han anunciado su intención de abandonar este tipo de “fresado”, que conduce a una evolución hacia el fresado mecánico para producir el mismo tipo de partes.

Descripción de la invención

El objeto de la presente invención es un sistema de unión entre las placas finas que forman los recubrimientos y los elementos estructurales que los soportan, particularmente en avión, que evita los inconvenientes ya mencionados y ofrece ventajas considerables sobre los sistemas de unión basados en remache tradicionales.

En el sistema de la invención, como en el caso de los sistemas de unión basados en remache, las placas finas que constituyen los revestimientos tienen áreas ahuecadas o cavidades en el interior de las mismas limitadas por tiras no ahuecadas de mayor grosor, generalmente lisas, que determinan una red de nervaduras que coinciden de forma posicional con los elementos estructurales para soporte y sujeción de los mismos. Las placas finas que constituyen los recubrimientos tendrán también nervaduras que coincidirán de forma posicional con el equipo y otros componentes que deben estar sujetos o relacionados con dichos recubrimientos.

El sistema de la invención está caracterizado porque las placas que constituyen los recubrimientos y los elementos estructurales incluye, a lo largo de sus superficies opuestas, medios de unión entre dichas placas y elementos estructurales, formando dichos medios de unión parte o siendo obtenidos de las placas y elementos estructurales en sí mismos. En el sistema de la invención, los medios de unión ya mencionados consisten en formaciones de ranura y lengüeta macho y hembra, preferiblemente en formación de cola de milano. Estas formaciones se han dispuesto a lo largo de las áreas de contacto entre las partes que se van a unir. Por ejemplo, en las placas que constituyen los recubrimientos, a lo largo al menos de parte de las nervaduras que limitan las cavidades, y en los elementos estructurales a lo largo de las secciones coincidentes con dichas partes de nervadura.

La cola de milano se debería entender como cualquier acoplamiento o junta formada por una formación macho en la forma de una nervadura y una formación hembra en la forma de una ranura, teniendo ambas la misma sección transversal, donde la sección transversal del perfil macho aumenta hacia su borde longitudinal libre y la sección transversal del perfil hembra aumenta hacia abajo, de tal manera que el acoplamiento entre las formaciones macho y hembra solo se puede conseguir a través de la inserción en uno de sus extremos y deslizándose entre las formaciones.

De acuerdo con otra característica de la invención, las formaciones macho y hembra de las placas de recubrimiento y elementos estructurales serán discontinuas a lo largo de los lados de las cavidades, determinando proyecciones y

huecos en dichas formaciones que coinciden en número, posición y dimensiones. Las formaciones macho y hembra están acopladas juntas a través de la oposición y la inserción de las proyecciones de una de las formaciones con los huecos de la otra formación y deslizamiento longitudinal relativo posterior entre las dos formaciones a lo largo de una longitud igual a la de dichas proyecciones, hasta las proyecciones de las formaciones macho están
5 posicionadas detrás de las proyecciones de las formaciones hembra y los huecos de ambas partes están posicionados opuestos entre sí.

Aunque las formaciones macho y hembra pueden estar dispuestas indiscriminadamente en las placas de recubrimiento o en los elementos estructurales, las formaciones macho estarán dispuestas preferiblemente en las
10 placas de recubrimiento a lo largo de los bordes de las nervaduras de dichas placas, mientras que las formaciones hembra estarán dispuestas en los elementos estructurales.

Las nervaduras pueden estar limitadas lateralmente por bordes longitudinales que tienen un perfil recto, generalmente paralelo, estando dispuestas las formaciones a lo largo de dichos bordes longitudinales. Los bordes
15 longitudinales pueden tener un perfil escalonado, al menos a lo largo de una porción adyacente a su base libre, donde la sección transversal de la nervadura disminuye hacia dicha base libre, con lo cual las formaciones están dispuestas a lo largo de los bordes longitudinales de cualquiera de los niveles, preferiblemente el nivel más externo.

Las formaciones definidas por los medios de unión se obtendrán por fresado mecánico de las nervaduras y
20 elementos estructurales, en el caso de las partes de aleación de metal o en el caso de las partes de material compuesto, de perfiles de metal incrustados en estas partes. Gracias a los avances conseguidos en la mecanización de recubrimientos a gran escala, durante la mecanización de la superficie interna de la placa para la formación de áreas ahuecadas o cavidades, la mecanización de las formaciones correspondientes para la junta de cola de milano con los elementos estructurales se puede llevar a cabo simultáneamente. La mecanización o ahuecado de las
25 placas se puede llevar a cabo también por medio de fresado químico y, a continuación, el conformado de las formaciones macho y hembra por medio de fresado mecánico. En el caso de recubrimientos y elementos estructurales en compuestos, las formaciones macho y hembra están dispuestas en perfiles que están incrustados en las partes compuestas en sí mismas durante la fabricación de las mismas.

30 Con el fin de que las partes mantengan su posición final una vez ensambladas y de evitar el deslizamiento longitudinal entre los medios de unión, se pueden utilizar las deformaciones plásticas de las formaciones, por ejemplo de la parte hembra o adhesivos estructurales o una combinación de ambos.

Aunque el sistema de unión que es objeto de la presente invención es particularmente aplicable al campo de la
35 aeronáutica, se puede aplicar también a otros sectores en los que, como se ha mencionado anteriormente, la limpieza, la minimización de la fricción y la no perforación de las superficies externas es una característica básica deseable. De manera adicional, el sistema de la invención se puede aplicar a la junta entre los componentes de la estructura o marco y también para la sujeción del equipo, los componentes y elementos auxiliares al recubrimiento.

40 El sistema de la invención tiene ventajas considerables sobre los sistemas de unión basados en remache tradicionales. Una de las ventajas es la disminución en la fricción en la eliminación de los remaches, lo cual permite una limpieza mayor de la superficie de recubrimiento externa, a la vez que se evita el riesgo de fugas de presión entre el interior y el exterior, con pérdidas de presurización.

45 Una ventaja adicional del sistema de la invención es que al eliminar los cilindros de remache, los puntos frágiles se eliminan también, además para mejorar el resto de las características de junta, manteniendo la resistencia significativa a la tracción y garantizando su resistencia al cizallamiento.

Otra ventaja es la simplificación extraordinaria de operaciones de ensamblaje en la eliminación de las operaciones
50 de perforación y de remache, permitiendo también el uso de materiales metálicos más ligeros. Al mismo tiempo, los requisitos de mantenimiento se reducen al eliminar las operaciones de revisión de estado de remache.

Una ventaja adicional del sistema de la invención es la reducción en peso debido a la eliminación de remaches, la
55 eliminación de material en refuerzos debido a las formaciones de cola de milano y el ahuecado o almenado de la misma y la eliminación de selladores necesarios en todos los orificios en los sistemas de remache. El sistema de la invención permite también la eliminación de las partes de unión, tales como las que están relacionadas transversalmente con los cuadros.

Otra ventaja adicional del sistema de la invención es la reducción en los costes de producción y ensamblaje en la

eliminación de la perforación y los tiempos de posicionamiento de remache.

El sistema de la invención permite también que las juntas laterales estén dispuestas entre las placas de recubrimiento consecutivas, cuando se hacen coincidir sus bordes en un elemento estructural, por ejemplo en un larguero o nervadura, con lo cual la mitad de la formación macho está dispuesta en cada una de las placas de recubrimiento. Como se ha mencionado anteriormente, las formaciones macho y hembra son discontinuas, definiendo pequeñas almenas a lo largo de estas, que cooperan en la reducción de peso. Se consigue una respuesta mayor a la elasticidad, que representa una solución ventajosa para la simplificación del ensamblaje. Las dimensiones de los almenados dependerá de los requisitos de resistencia solicitados y las proyecciones y huecos tendrán preferiblemente unos elementos estructurales y unas nervaduras de placa idénticas. En general, los huecos pueden ser mayores en longitud que las proyecciones, lo que permitirá una reducción adicional en el peso.

El sistema de la invención se puede aplicar particularmente a la aeronáutica, tanto al fuselaje como a las alas y otras superficies, tales como los estabilizadores y al carenado a gran escala. Tanto en las nervaduras como en los elementos estructurales, el conformado de las formaciones macho y hembra se podría llevar a cabo en un perfil auxiliar que se sujetaría posteriormente a dichas nervaduras o elementos estructurales. La sujeción del perfil auxiliar a las nervaduras se podría conseguir, por ejemplo, por medio del acoplamiento de cola de milano, mediante el deslizamiento del perfil auxiliar sobre la formación correspondiente dispuesta en las nervaduras. La sujeción a los elementos estructurales se podría llevar a cabo de la misma manera o por remachado. El sistema de la invención se podría utilizar también para unir las partes compuestas, por medio del fresado mecánico o las partes de fibra de carbón o mediante la incrustación de partes de metal dentro del revestimiento de tejido de las partes. Por ejemplo, en el caso de los recubrimientos compuestos, las placas pueden incluir un perfil de metal incrustado donde las formaciones macho y hembra estarían dispuestas previamente para la cola de milano.

El sistema puede incluir también las formaciones macho y hembra que tienen una ruta curvada coincidente dispuesta, por ejemplo, en los nudos o puntos de cruce de las nervaduras de placa y pueden servir para unir un cuadro, largueros y recubrimiento en un punto por medio de rotación.

Breve descripción de los dibujos

Las figuras adjuntas muestran un ejemplo de forma de realización, la descripción de la cual puede ayudar a comprender mejor las características y ventajas del sistema de la invención.

En los dibujos:

La figura 1 muestra una vista en perspectiva interna de parte del fuselaje de un avión donde las placas que constituyen los recubrimientos están sujetas a los elementos estructurales mediante el uso del sistema de la invención.

La figura 2 muestra una vista en perspectiva interna de una de las placas de recubrimiento.

La figura 3 muestra una vista de sección transversal del fuselaje, que coincide con uno de los cuadros de la estructura resistente, tomada a lo largo de la línea II-II de la figura 1.

La figura 4 muestra una sección transversal parcial del fuselaje, tomada a lo largo de la línea III-III de la figura 3.

La figura 5 muestra una vista en perspectiva parcial de uno de los cuadros de la estructura resistente.

La figura 6 corresponde al detalle A de la figura 5, en una escala ampliada.

La figura 7 muestra una vista en perspectiva interna de las placas que forman el recubrimiento, en el área que coincide con el cuadro de la figura 5.

La figura 8 corresponde al detalle B de la figura 7, en una escala ampliada.

La figura 9 muestra una vista en perspectiva en despiece de la junta entre un larguero y una placa de recubrimiento.

La figura 10 muestra una vista en sección transversal de las proyecciones de las formaciones macho de las placas de recubrimiento dispuestas en oposición a las formaciones hembra de los elementos estructurales.

La figura 11 muestra una vista en sección transversal de los huecos de las formaciones macho en oposición a los huecos de las formaciones hembra de los elementos estructurales.

La figura 12 muestra una vista en sección transversal, a mayor escala, del acoplamiento entre los elementos macho y hembra que definen los medios de unión entre las placas de recubrimiento y los elementos estructurales.

La figura 13 muestra una vista en sección, tomada a lo largo de la línea XIII-XIII de la figura 12, del acoplamiento entre los elementos macho y hembra de los medios de unión y la oposición entre los huecos de las formaciones macho y hembra.

La figura 14 muestra una vista similar a la de la figura 9, que muestra la junta entre dos placas de recubrimiento.

La figura 15 muestra una vista en perspectiva de dos placas de recubrimiento unidas por medio de un larguero.

Descripción detallada de una forma de realización

La figura 1 muestra una vista en perspectiva interna de un avión, que incluye una estructura resistente compuesta de cuadros transversales (1) y largueros (2) donde se sujetan las placas (1) de la figura 2 que forman un recubrimiento (3').

La figura 2 muestra una vista en perspectiva interna de una de estas placas (3), que tienen áreas ahuecadas (4), llamadas cavidades, limitadas por tiras no ahuecadas (5) que determinan una red de nervaduras coincidente con los cuadros (1) y los largueros (2) para la sujeción a la misma. Las cavidades (4) permiten una reducción en el peso de las placas de recubrimiento (3).

De acuerdo con la presente invención, los elementos estructurales donde están sujetas las placas (3) de recubrimiento (3'), definidos en la figura 1 por los cuadros (1) y los largueros (2), además de las placas de recubrimiento (3) incluyen medios de unión que, como se puede observar en las figuras 3 y 4, están definidos por formaciones de cola de milano macho (6) y hembra (7). Las formaciones macho (6) formarán parte preferiblemente de las placas de recubrimiento, obteniéndose a lo largo al menos de parte de las nervaduras (5) que limitan las cavidades (4), sin alcanzar los nudos o puntos de cruce de dichas nervaduras, mientras que las formaciones hembra (7) estarán dispuestas en los elementos estructurales, por ejemplo en los cuadros (1) mostrados en las figuras 3 y en los largueros (2) mostrados en la figura 9. Además de los cuadros y los largueros, cualquier tipo de elemento o equipo que requiera sujeción al recubrimiento se puede sujetar al mismo mediante el uso de esta invención, conformando las partes correspondientes de las formaciones macho y hembra en las áreas de contacto de las partes que se van a unir. Las formaciones macho (6) y hembra (7) serán discontinuas, como se puede observar en las figuras 5 y 8, en las que las formaciones hembra (7) determinan proyecciones (8) y huecos (9), figuras 5 y 6, mientras que las formaciones macho (6) de las placas de recubrimiento (3) determinan proyecciones (10) y huecos (11), siendo las proyecciones (8) y los huecos (9) de las formaciones hembra coincidentes en número, posición y dimensiones con las proyecciones (10) y los huecos (11), respectivamente, de las formaciones macho (6) de las placas de recubrimiento (3). Las formaciones macho (6) de las placas de recubrimiento (3) y las formaciones hembra (7) de los largueros (2) adoptarán el mismo formato, como se muestra en la figura 9.

Las proyecciones y huecos de las formaciones macho y hembra determinan un almenado donde los huecos (9) y (11) permitirán una reducción en el peso de las formaciones macho y hembra. Tanto las formaciones macho (6) como hembra (7) y los huecos (9) y (11) se obtendrán preferiblemente por medio de fresado mecánico, llevando a cabo de manera simultánea la operación de fresado de la formación macho (6) y el ahuecado de las cavidades (4) de la placa de recubrimiento (3).

Con el fin de acoplar o unir las placas de recubrimiento (3) a los elementos estructurales, definidos en el ejemplo representado en la figura 1 por los cuadros (1) y los largueros (2), las proyecciones (10) de las formaciones macho (6) de las placas (3) de recubrimiento (3') están dispuestas en oposición a los huecos (9) de las formaciones hembra (7) de los elementos estructurales, por ejemplo de los cuadros (1), como se muestra en la figura 10, a la vez que se depositan simultáneamente los huecos (11) de las formaciones macho (6) de las placas de recubrimiento (3) en oposición a las proyecciones (8) de las formaciones hembra (7) de los elementos estructurales, como se muestra en la figura 11. En esta situación, las placas de recubrimiento (3) están unidas a los elementos estructurales (1) de forma que las formaciones macho (6) se introduzcan en las formaciones hembra (7) en la posición descrita en las figuras 10 y 11. Las placas (3) están hechas a continuación para deslizarse longitudinalmente contra los elementos estructurales (1), de una manera tal que las proyecciones (10) de las formaciones macho (6) estén dispuestas bajo las proyecciones (8) de los elementos estructurales, como se muestra en la figura 12, completando de este modo la junta de cola de milano entre las placas de recubrimiento (3) y los elementos estructurales definidos por los cuadros (1) y los largueros (2). Este sistema permite un ajuste hermético que evita de manera práctica la separación o deslizamiento entre las placas de recubrimiento y los elementos estructurales. Para mayor seguridad, los medios de inmovilización consisten en sustancias adhesivas o deformaciones plásticas realizadas, por ejemplo, en las formaciones hembra o elementos de inmovilización auxiliares tales como cuñas o tornillos de presión, se pueden aplicar a esta junta.

La figura 13 muestra la posición final de las proyecciones y huecos de las formaciones macho y hembra después de estar dispuestas en la posición de acoplamiento. Las proyecciones (10) de las formaciones macho (6) están dispuestas en una posición que coincide con las proyecciones (8) de las formaciones hembra (7) y por debajo de estas, como se describe con referencia a la figura 12, mientras que los huecos (9) de las formaciones hembra (7) de los elementos estructurales están dispuestos en oposición a los huecos (11) de las formaciones macho (6) de las

placas de recubrimiento.

Aunque el ejemplo descrito previamente corresponde a la junta entre las placas y los elementos estructurales del fuselaje de un avión, el sistema de unión de la invención se puede aplicar al ala y a otras superficies, tales como estabilizadores y al carenado a gran escala. El sistema de unión de la invención se puede aplicar también a sectores distintos del sector aeronáutico, en los que, como se ha mencionado anteriormente, la limpieza, la minimización de la fricción y la no perforación de superficies externas son características básicas deseables.

El sistema de la invención permite también las juntas laterales entre las placas de recubrimiento (3), mediante el uso de los cuadros (1) y los largueros (2), como se muestra en las figuras 14 y 15, donde dos placas de recubrimiento (3) están dispuestas en contrafuerte entre sí, cada una de las cuales incluye la mitad (6') de las formaciones macho (6) y disponiendo cada una de dichas mitades de las proyecciones (10) y huecos (11) correspondientes. En esta posición, la formación macho completa (6) está acoplada a la formación hembra (7) de un larguero (2), por ejemplo, de la misma manera que se ha descrito, con lo cual las dos placas de recubrimiento (3) están unidas por medio del larguero o elemento estructural coincidente con la formación macho (6).

Las formaciones macho (6) y hembra (7) pueden estar formadas en perfiles de metal auxiliares que se incorporan y sujetan a las partes que se van a unir, las cuales incluirán estas formaciones. Esta forma de realización sería particularmente aplicable cuando los recubrimientos y los elementos estructurales se obtengan de los materiales compuestos. Los perfiles de metal ya mencionados se incrustarán, al menos parcialmente, en las partes correspondientes. Los perfiles ya mencionados se pueden obtener por medio de extrusión.

Como se entenderá, con el fin de evitar las concentraciones de tensión, todos los ángulos longitudinales y bordes de las formaciones se redondearán.

25

REIVINDICACIONES

1. Ensamblaje de estructura de avión que comprende:

5 placas (3) que tienen tiras y áreas ahuecadas a lo largo de su superficie interna,
elementos estructurales (1, 2)

medios de unión para el establecimiento de la junta entre dichas placas (3) y dichos elementos estructurales (1, 2),
10 que comprenden las formaciones de cola de milano macho (6) y hembra (7), estando definida una de dichas formaciones a lo largo de al menos parte de las tiras de dichas placas (3) y estando las otras formaciones definidas en secciones de los elementos estructurales (1, 2) que coinciden con dichas tiras, y

medios de inmovilización que evitan el deslizamiento relativo entre las formaciones de cola de milano macho (6) y
15 hembra (7),

caracterizado porque

las formaciones de cola de milano macho (6) están equipadas con proyecciones (10) y huecos (11) definidos
20 alternativamente en cada borde lateral, y las formaciones de cola de milano hembra (7) están equipadas con los huecos correspondientes (9) y las proyecciones (8) definidas alternativamente en cada borde lateral interno,

donde dichas proyecciones (10, 8) y huecos (9, 11) están definidos en número, posición y dimensiones en cada
formación macho o hembra de tal manera que puedan estar acoplados, por la oposición e inserción de las
25 proyecciones (10, 8) de una formación macho o hembra en los huecos (9, 11) de la otra formación macho o hembra y el deslizamiento longitudinal relativo entre las mismas hasta que las proyecciones (10) de las formaciones macho (6) estén dispuestas en oposición unas a otras y por debajo de las proyecciones (8) de las formaciones hembra (7) y los huecos (9, 11) de ambas formaciones (6, 7) están posicionadas en oposición unas a otras.

30 2. Ensamblaje de estructura de avión de acuerdo con la reivindicación 1 **caracterizado porque** las formaciones macho (6) y hembra (7) de cola de milano forman una pieza de aleación fresada única con el elemento estructural o la placa correspondiente.

3. Ensamblaje de estructura de avión, de acuerdo con la reivindicación 2, **caracterizado porque** las
35 formaciones macho (6) son fresadas en las placas (3) y las formaciones hembra son fresadas en los elementos estructurales (1, 2).

4. Ensamblaje de estructura de avión, de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** los
40 medios de inmovilización consisten en una sustancia adhesiva aplicada entre las formaciones macho (6) y hembra (7).

5. Ensamblaje de estructura de avión, de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** los
medios de inmovilización consisten en deformaciones plásticas aplicadas al menos a una de las formaciones macho (6) o hembra (7).

45 6. Ensamblaje de estructura de avión, de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** al menos parte de las formaciones macho (6) están definidas entre los bordes de dos placas consecutivas (3).

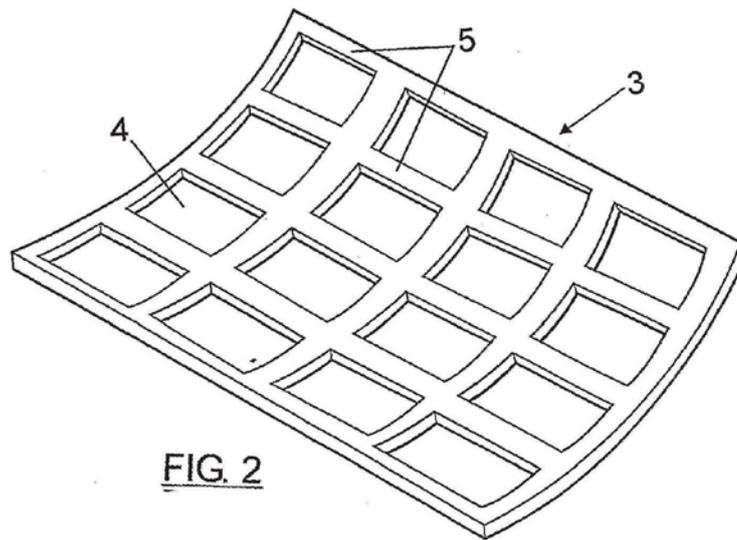
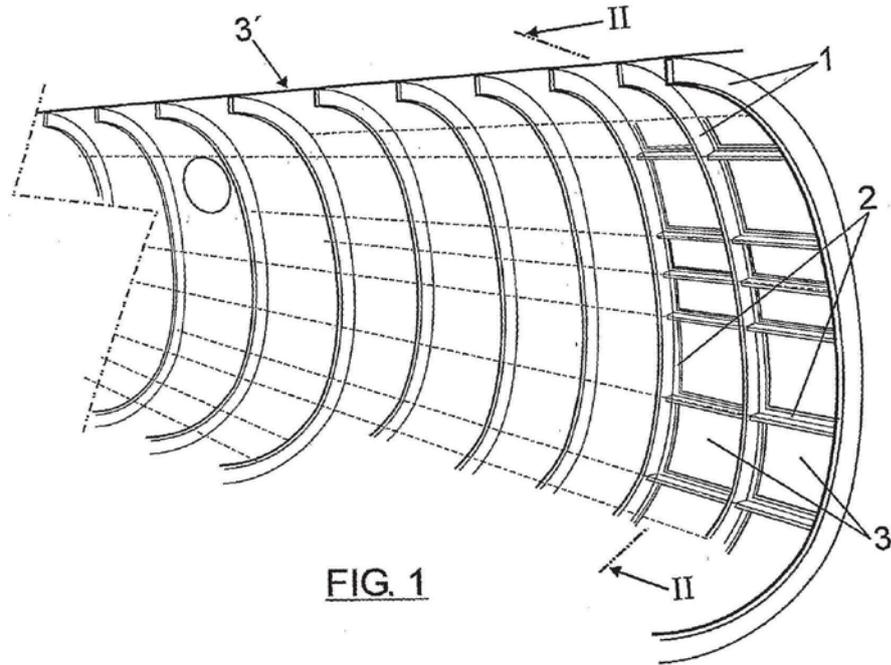
7. Ensamblaje de estructura de avión, de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** los
50 huecos (11, 9) de las formaciones macho (6) y hembra (7) son más largos que las proyecciones (10, 8) de las formaciones macho (6) y hembra (7).

8. Ensamblaje de estructura de avión, de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** las
formaciones macho (6) y hembra (7) tienen una ruta curvada coincidente.

55 9. Ensamblaje de estructura de avión, de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** todos los bordes y ángulos longitudinales de las formaciones macho (6) y hembra (7) tienen un perfil redondeado.

10. Ensamblaje de estructura de avión de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 ó 4-9

caracterizado porque las placas (3) están hechas de material compuesto y las formaciones de cola de milano se definen en perfiles de metal auxiliares correspondientes al menos parcialmente incrustados en las áreas de contacto de dichas placas (3) y en los elementos estructurales (1, 2).



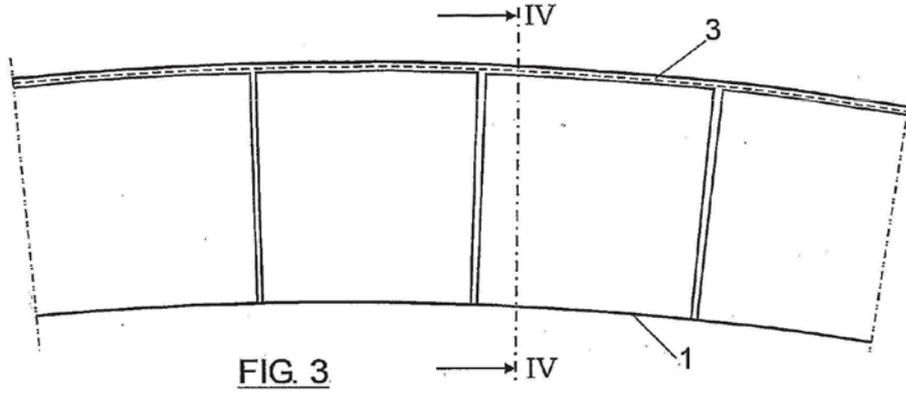


FIG. 3

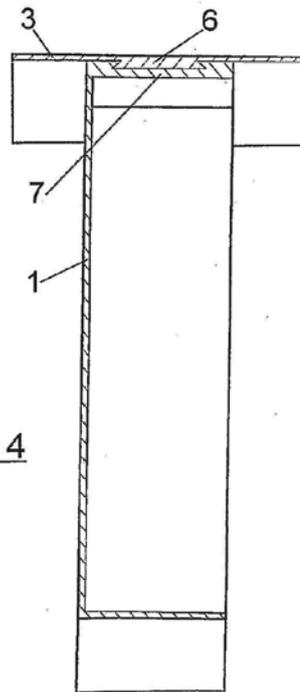
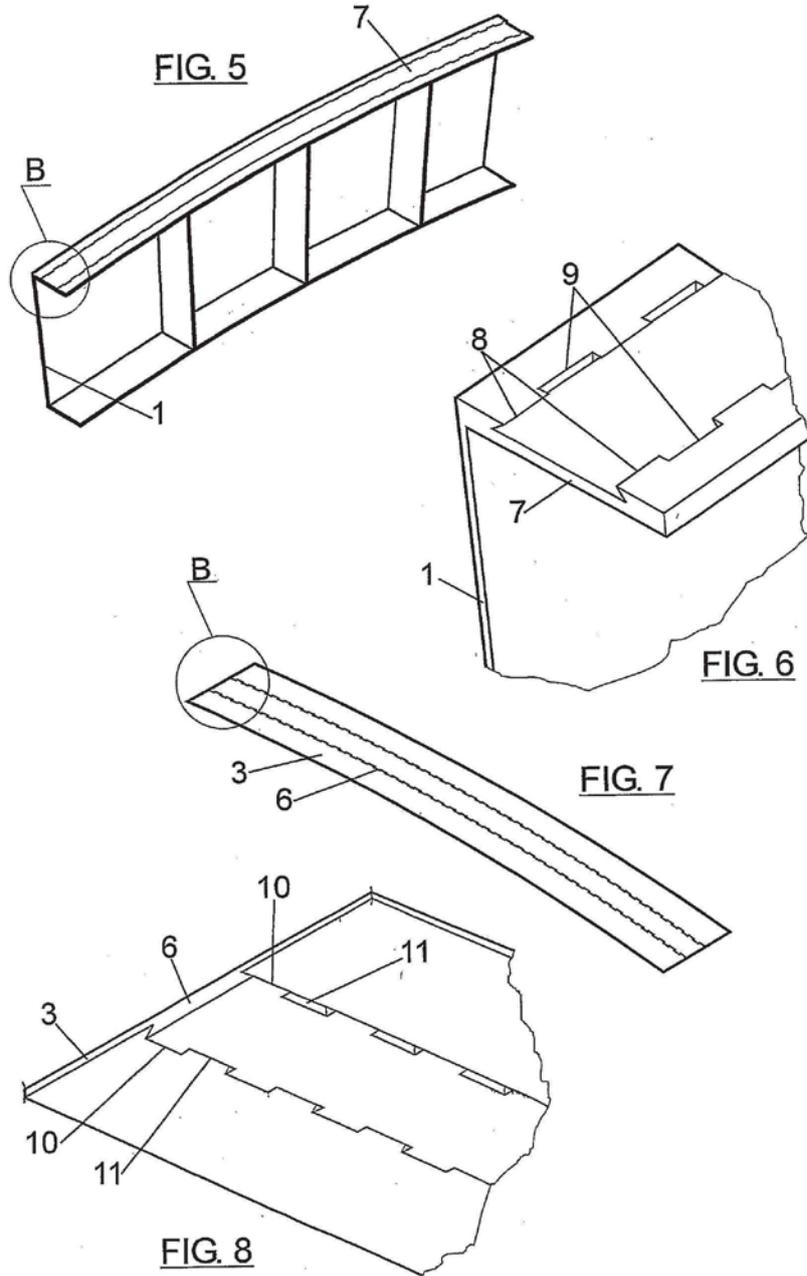
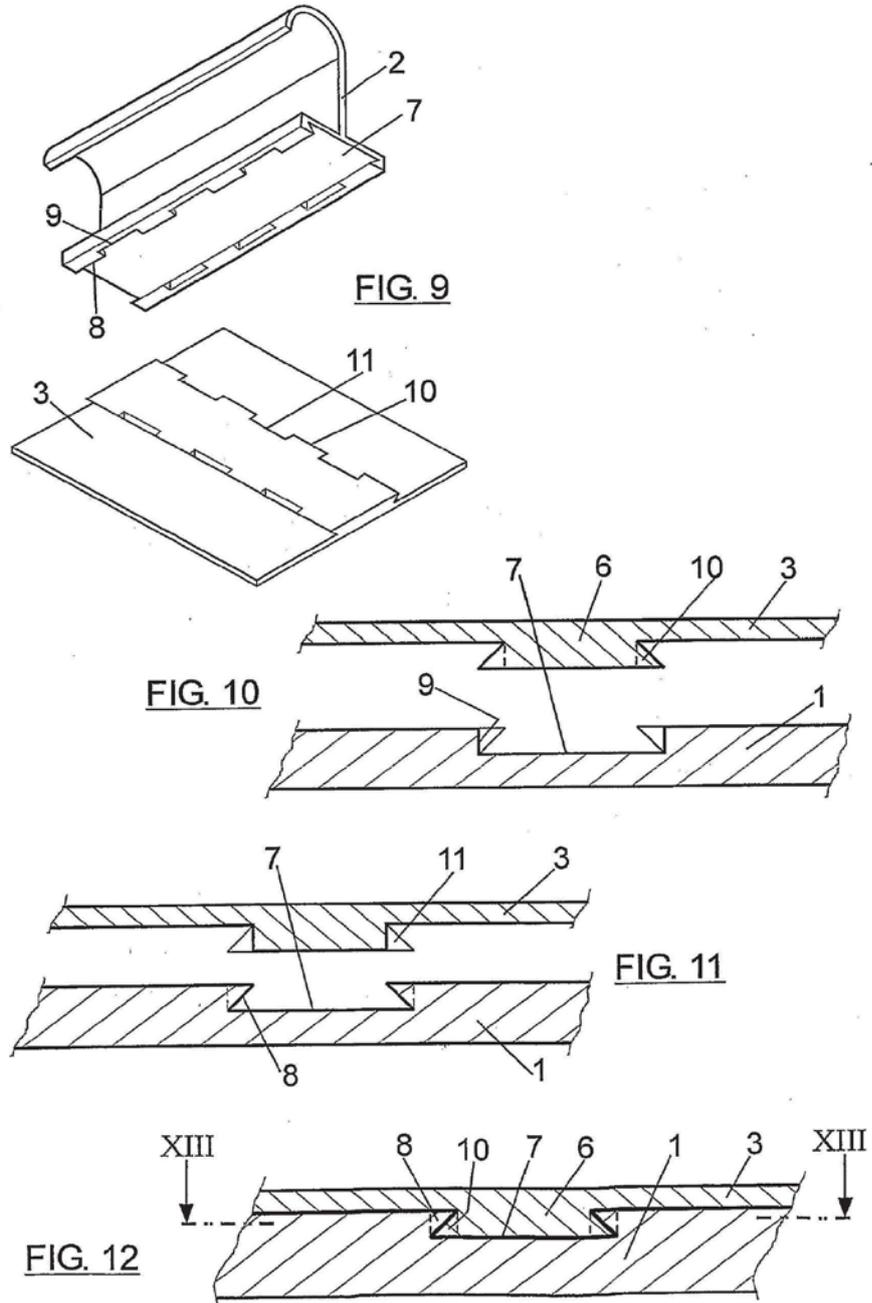


FIG. 4





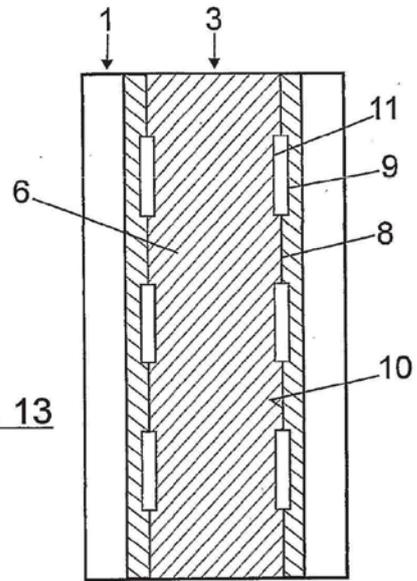


FIG. 13

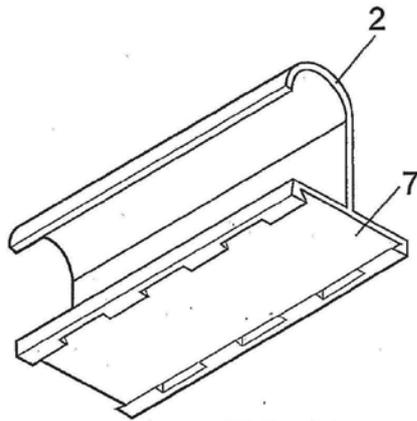


FIG. 14

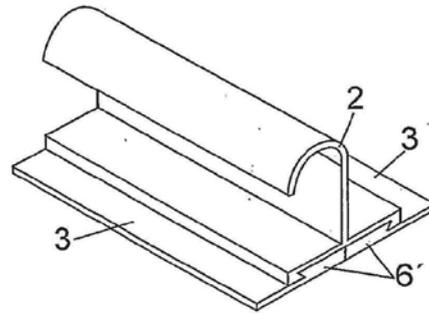
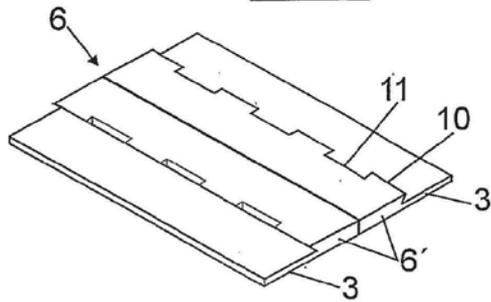


FIG. 15