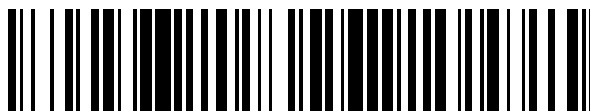


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 566 168**

51 Int. Cl.:

B64C 1/12 (2006.01)

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 1/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **28.12.2012** **E 12382547 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **23.12.2015** **EP 2749491**

54 Título: **Estructura aeronáutica con elementos de refuerzo integrados**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
11.04.2016

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

ARÉVALO RODRÍGUEZ, ELENA y
BALIGAND, ESTELLE

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 566 168 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

Estructura aeronáutica con elementos de refuerzo integrados

Campo de la invención

5 La presente invención se refiere a una estructura aeronáutica de material compuesto con una estructura de refuerzo integrada en zonas con aberturas o que soportan cargas elevadas.

Antecedentes de la invención

10 La estructura principal del fuselaje de una aeronave comprende típicamente un revestimiento, unos larguerillos y unas cuadernas. El revestimiento se rigidiza longitudinalmente mediante los larguerillos para disminuir su espesor y ser competitivo en peso, mientras que las cuadernas impiden la inestabilidad general del fuselaje y pueden estar sometidas a introducciones locales de carga.

15 Como la industria aeronáutica requiere estructuras que, por una parte, soporten las cargas a las que están sometidas, cumpliendo por tanto elevadas exigencias de resistencia y rigidez, y que, por otra parte, sean lo más ligeras posible, se ha extendido cada vez más el uso de los materiales compuestos en estructuras primarias de aeronaves ya que, aplicando convenientemente los citados materiales compuestos, se pueden conseguir importantes ahorros en peso frente a los diseños realizados tradicionalmente en materiales metálicos.

En las zonas de las estructuras aeronáuticas con aberturas o que tienen que soportar cargas más elevadas, por ejemplo, aquellas zonas del fuselaje de una aeronave que soportan las cargas introducidas por el suelo de la cabina de la aeronave se plantean unos requerimientos especiales.

20 La Figuras 1a y 1b muestran dos soluciones conocidas en la técnica para atender esos requerimientos en el caso de fuselajes que utilizan vigas longitudinales en lugar de larguerillos en las zonas con aberturas para reforzarlas y rigidizarlas. Los cruces entre vigas y cuadernas se realizan de forma que solo uno de los dos elementos se mantiene continuo (o bien las vigas o bien las cuadernas). Ello implica que hay que unir posteriormente ambos elementos en las zonas de cruce mediante una pluralidad de elementos de unión (remachados o pegados), lo cual ocasiona altas penalizaciones en peso y/o altos costes de producción y de ensamblaje así como riesgos de despegado en el caso de utilizar elementos de unión pegados a las vigas y las cuadernas.

Se divulga otra solución en el documento US2008/0010942 que constituye en estado de la técnica más cercano.

La presente invención está dirigida a la solución de esos inconvenientes.

Sumario de la invención

30 El objetivo básico de la presente invención es proporcionar elementos de refuerzo de una estructura aeronáutica (reivindicación 1) tal como un fuselaje para su aplicación en zonas de la estructura que lo necesitan bien por tener aberturas o por estar sometidas a cargas elevadas.

35 En el caso de un fuselaje dicha estructura comprende un revestimiento base, unos larguerillos longitudinales, preferiblemente con sección transversal en forma de omega o de T y unas cuadernas transversales, hechos todos ellos con un material compuesto que puede ser tanto fibra de carbono como fibra de vidrio con resina termoestable o termoplástica.

La finalidad de los elementos de refuerzo de la invención es doble: por un lado está orientada a conseguir un concepto más sencillo y por tanto menos costoso y, por otro lado, está orientada a proporcionar un paso de cargas más uniforme entre los distintos elementos que forman la estructura, de tal modo que se eviten posibles problemas de despegados.

De este modo, la invención consigue proporcionar una estructura aeronáutica mejorada, pues comprende elementos de refuerzo con continuidad en las zonas de cruce, estando además dichos elementos integrados en la estructura.

5 Para ello, la invención propone mantener la traza de larguerillos y cuadernas en la zona del fuselaje necesitada de refuerzo y unir a los larguerillos de esa zona unos elementos específicos de refuerzo, que también se unen a las cuadernas. Esos elementos específicos están configurados para soportar las cargas involucradas y para permitir que el conjunto de elementos de refuerzo pueda ser fabricado junto con el resto de la estructura de una manera totalmente integrada, es decir sin ninguna unión mecánica.

Esos elementos específicos comprenden elementos interiores de refuerzo de los larguerillos en el tramo situado entre dos cuadernas adyacentes y elementos exteriores de refuerzo en tramos a ambos lados de dichas cuadernas.

10 Los elementos interiores de refuerzo están configurados con una parte inferior con una forma apta para superponerse a los larguerillos y una parte superior con un alma provista de solapas de unión al alma de las cuadernas y una cabeza con unas zonas extremas de unión a la parte superior de las cuadernas.

15 Los elementos exteriores de refuerzo están configurados con una forma apta para superponerse a los larguerillos y una parte superior con un alma provista de solapas de unión al alma de las cuadernas y, opcionalmente, una cabeza con una zona extrema de unión a la parte superior de la cuaderna. El alma y la cabeza pueden tener, respectivamente, una altura y una anchura variable desde el extremo en contacto con una cuaderna hasta su otro extremo.

Una estructura aeronáutica con dichos elementos específicos de refuerzo soluciona dos problemas de la técnica anterior:

20 - Proporciona continuidad de carga en el sentido de los larguerillos, al conseguir en la zona reforzada el paso de los larguerillos por orificios de las cuadernas.

- Elimina remaches y piezas extra que aumentan el peso de la estructura.

Otro objetivo de la presente invención es proporcionar procesos de fabricación de una estructura aeronáutica (reivindicaciones 9 y 12) con los elementos específicos de refuerzo que se han mencionado integrando todos sus componentes.

25 Al tratarse de elementos específicos de refuerzo de los larguerillos, pueden proporcionarse como componentes separados y unirse a un sub-conjunto revestimiento-larguerillos y a las cuadernas para formar una estructura integrada.

También pueden unirse los elementos específicos de refuerzo de los larguerillos a las cuadernas y unir ese sub-conjunto a un sub-conjunto revestimiento-larguerillos.

30 Los procesos mencionados son aplicables en particular a procesos de fabricación de fuselajes completos ("one-shot") y a procesos de fabricación de fuselajes panelizados.

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.

Breve descripción de las figuras

35 Las Figuras 1a y 1b son vistas esquemáticas en perspectiva de zonas reforzadas de un fuselaje de aeronave, incluyendo una ampliación de una zona de cruce entre cuadernas y vigas de refuerzo, según la técnica anterior conocida.

La Figura 2a es una vista esquemática en perspectiva de una estructura aeronáutica que incluye elementos de refuerzo según una realización de la presente invención y las Figuras 2b y 2c son secciones transversales por los planos A-A y B-B.

- 5 La Figura 3a es una vista esquemática en perspectiva de un elemento interior de refuerzo de un larguerillo según una realización de la presente invención y la Figura 3b es una sección transversal esquemática de dicho elemento interior de refuerzo.

La Figura 4a es una sección transversal esquemática de las preformas utilizadas para conformar dicho elemento interior de refuerzo según una realización de la presente invención y la Figura 4b es una vista esquemática en perspectiva de una de esas preformas.

- 10 La Figura 5a es una vista esquemática en perspectiva de un elemento exterior de refuerzo de un larguerillo según una realización de la presente invención, la Figura 5b es una sección transversal esquemática de dicho elemento exterior de refuerzo y la Figura 5c una sección transversal esquemática de las preformas utilizadas para conformar un elemento exterior de refuerzo según una realización de la presente invención.

- 15 Las Figuras 6a y 6b son, respectivamente, la sección transversal de un elemento interior de refuerzo según una realización de la invención para un larguerillo en forma de T y la sección transversal de las preformas utilizadas para conformarlo.

La Figura 7 es una vista en perspectiva de una cuaderna con orificios de paso de larguerillos.

La Figura 8 muestra los pasos básicos de un proceso de fabricación de una estructura de un fuselaje de aeronave que incluye elementos de refuerzo según una realización de la presente invención.

- 20 La Figura 9 muestra los pasos básicos de un proceso de fabricación de una estructura de un fuselaje de aeronave que incluye elementos de refuerzo según otra realización de la presente invención.

La Figura 10 es una vista detallada de la Figura 9 en una zona de cruce de una cuaderna con un larguerillo provisto de un elemento exterior de refuerzo.

Descripción detallada de la invención

- 25 Describiremos detalladamente la estructura aeronáutica objeto de la invención en relación con la estructura de un fuselaje de aeronave, pero la invención también es aplicable a estructuras de alas o estabilizadores de cola de aeronaves.

- 30 Como es bien sabido la estructura típica de un fuselaje de aeronave está formada por un revestimiento, unas cuadernas transversales y unos larguerillos longitudinales. El revestimiento soporta cargas longitudinales, transversales y de cortadura en el plano; por ello, para conseguir la suficiente rigidez axial de este revestimiento y conseguir estabilizarlo a pandeo, sin aumentar su espesor, se introducen los citados larguerillos longitudinales, que asumen principalmente las cargas longitudinales de la estructura. Por otra parte, la estructura del fuselaje comprende además múltiples cuadernas que soportan mayoritariamente las cargas transversales de la estructura del fuselaje, mantienen la superficie aerodinámica y evitan la inestabilidad general del fuselaje.

- 35 Las zonas del fuselaje que están sometidas a cargas elevadas o que incluyen aberturas deben incluir estructuras de refuerzo.

La Figura 2a muestra una estructura 10 de un fuselaje de aeronave que tiene una abertura en una zona del revestimiento delimitada por dos cuadernas 17 contiguas y dos larguerillos 15 contiguos y que está reforzada según una realización de la invención.

La estructura de refuerzo, aplicada sobre los larguerillos 15, está formada por dos elementos interiores de refuerzo 31 dispuestos en los tramos 18 situados entre dichas cuadernas 17 y por cuatro elementos exteriores de refuerzo 51 en los tramos 19, 19' situados a ambos lados de dichas cuadernas 17. Los elementos interiores y exteriores de refuerzo 31, 51 están unidos de forma integrada a los larguerillos 15 y a las cuadernas 17.

- 5 Las Figuras 2b y 2c muestran, respectivamente, secciones transversales esquemáticas de la Figura 2a por los planos A-A y B-B en las que se aprecian los elementos interiores y exteriores de refuerzo 31, 51, los larguerillos 15 y el revestimiento 13 (en las Figuras 2b y 2c se ha dejado una separación entre ellos con fines ilustrativos).

- 10 Siguiendo las Figuras 2a, 3a y 3b puede observarse que, en una realización de la invención, las principales características de los elementos interiores de refuerzo 31 son que están configurados por una parte inferior 33 con la misma forma de omega de los larguerillos 15 a los que se unen y una parte superior 35 formada por un alma 37 y una cabeza 39 con unas zonas extremas 43, 45 configuradas para quedar dispuestas sobre las cuadernas 17. Los elementos interiores de refuerzo 31 también comprenden solapas 48, 49 de unión al alma de las cuadernas 17, como veremos en mayor detalle más adelante.

- 15 Siguiendo las Figuras 4a y 4b se pueden apreciar las tres preformas utilizadas en una realización preferente de la invención para conformar los elementos interiores de refuerzo 31: dos preformas simétricas 71, 73 para conformar su cuerpo y una preforma 75 para conformar su cabeza. La expresión "preforma laminada" usada en esta memoria descriptiva designa un elemento de material compuesto que está destinado a ser integrado con otros elementos en el proceso de fabricación del componente al que pertenece.

- 20 La parte inferior de la preforma 71, con sección transversal en forma de la mitad de una omega, está formada por las superficies 81, 82 y 83, comprendiendo a la superficie inclinada 82 las solapas 48 destinadas a unirse al alma de las cuadernas 17 y siendo las superficies 81 los pies de unión al revestimiento 13.

La parte superior de la preforma 71 está formada por las superficies 84 y 85 destinadas a formar parte, respectivamente, del alma 37 y de la parte interna de la cabeza 39, comprendiendo la superficie vertical 84 las solapas 49 de unión al alma de las cuadernas 17.

- 25 Siguiendo las Figuras 5a, 5b y 5c puede observarse que, en una realización de la invención, las principales características de los elementos exteriores de refuerzo 51 son que están configurados por una parte inferior 53 con la misma forma de omega de los larguerillos 15 a los que se unen y una parte superior 55 formada por un alma 57 de altura decreciente desde una altura máxima en el extremo unido a la cuaderna 17 hasta una altura nula en el otro extremo y una cabeza 60 de anchura decreciente desde una anchura máxima en el extremo unido a la cuaderna 17 hasta una anchura nula en el otro extremo.

Los elementos exteriores de refuerzo 51 también comprenden solapas 58, 59 de unión al alma de las cuadernas 17, como veremos en mayor detalle más adelante.

Las preformas utilizadas para los elementos exteriores de refuerzo 51 son dos preformas 91, 93 para conformar su parte inferior en forma de omega, su alma y su cabeza y una preforma plana 94 encima de dicha cabeza.

- 35 En otra realización de la invención, los elementos exteriores de refuerzo 51 no tienen la cabeza 60 (ver Figura 9).

Como hemos dicho anteriormente, la configuración de la parte inferior de los elementos interiores y exteriores de refuerzo 31, 51 es dependiente de la configuración de los larguerillos 15.

En las Figuras 6a y 6b se muestran, respectivamente la configuración de un elemento interior de refuerzo 31 unido a un larguerillo 15 con una sección transversal en forma de T y las preformas 76, 77 utilizadas para su conformación.

- 40 Por otro lado, y como se muestra en la Figura 7, en una realización de la invención las cuadernas 17 con orificios de paso de los larguerillos 15, están configuradas con una sección transversal en forma de I con un pie 95 que facilita su

unión al revestimiento 13 y unas faldillas 97 que facilitan su unión con los larguerillos longitudinales 15 en la zona del cruce.

Según la invención, la estructura aeronáutica mencionada se fabrica mediante procesos altamente integrados. Se habla de estructura integrada cuando los distintos elementos estructurales que forman dicha estructura están realizados con materiales compuestos y la estructura se fabrica de una vez aprovechando las ventajas al respecto de los materiales compuestos. Al tratarse de capas independientes que se pueden ir apilando en la forma deseada, ofrecen una mayor posibilidad de integración de la estructura, lo que además provoca un ahorro de costes al tener menos piezas individuales que ensamblar.

Siguiendo la Figura 8 puede observarse que en una realización de la invención, el proceso de fabricación de una estructura 10 de un fuselaje con la estructura de refuerzo que venimos de describir comprende las siguientes etapas:

a) Proporcionar el conjunto del revestimiento 13 y los larguerillos 15 en estado fresco, las cuadernas 17 en estado curado o semi-curado y los elementos interiores y exteriores de refuerzo 31, 51 en estado fresco, semi-curado o curado.

b) Ensamblar dichos componentes en un útil de curado y unirlos en un ciclo de autoclave en unas condiciones predeterminadas de temperatura y presión.

Los componentes se unen mediante un proceso de co-curado o co-pegado en el ciclo de autoclave dependiendo de su estado.

En la etapa a) y como se muestra en la Figura 8 los elementos interiores de refuerzo 31 se proporcionan en dos componentes. El primero de ellos es la parte superior de su cabeza, es decir, la preforma 75 de la Figura 4a (para un larguerillo en forma de omega) o la preforma 78 de la Figura 6b (para un larguerillo en forma de T). El segundo de ellos es su cuerpo que se conforma uniendo las preformas simétricas 71, 73 (para un larguerillo en forma de omega) o las preformas 76, 77 (para un larguerillo en forma de T).

Los elementos exteriores de refuerzo 51 se proporcionan en uno o dos componentes dependiendo de su configuración con o sin cabeza con un extremo de unión a las cuadernas. Su cuerpo se conforma uniendo las preformas simétricas 91, 93 para un larguerillo en forma de omega.

En esta realización de la invención pueden usarse cuadernas 17 con sección transversal en forma de I, C, J o Z.

En otra realización de la invención, ilustrada en la Figura 9, el proceso de fabricación de una estructura 10 de un fuselaje de aeronave con la estructura de refuerzo que venimos de describir comprende las siguientes etapas:

a) Proporcionar el conjunto del revestimiento 13 y los larguerillos 15 en estado fresco y las cuadernas 17 con los elementos interiores y exteriores de refuerzo 31, 51 integrados en estado semi-curado o curado.

b) Ensamblar dichos componentes en un útil de curado y unirlos en un ciclo de autoclave en unas condiciones predeterminadas de temperatura y presión.

En este caso y como se ilustra en la Figura 10 las solapas 58 de los elementos exteriores de refuerzo 51 (y análogamente las solapas 48 de los elementos interiores de refuerzo 31) pueden quedar integradas en el seno del laminado que conforma el alma de la cuaderna 17, mejorando pues la unión pegada entre las cuadernas 17 y los elementos interiores y exteriores de refuerzo 31, 51. No hay pues riesgos de despegados entre estos elementos, lo que supone una ventaja importante respecto a la solución de la técnica anterior mencionada en los antecedentes que usaba piezas exteriores de unión pegadas a las vigas y las cuadernas.

En esta realización de la invención pueden usarse cuadernas 17 con sección transversal en forma de I o J.

El material compuesto empleado en los elementos interiores y exteriores de refuerzo 31, 51 puede comprender fibras de carbono o de vidrio, siendo la resina de tipo termoplástico o termoestable (epoxi, bismaleimida, fenólica,...). El material compuesto puede ser preimpregnado o fibra seca.

- 5 Aunque se ha descrito la presente invención en conexión con varias realizaciones, puede apreciarse a partir de la descripción que pueden hacerse varias combinaciones de elementos, variaciones o mejoras en ellas y que están dentro del alcance de la invención.

REIVINDICACIONES

1. Estructura aeronáutica integrada (10) de un material compuesto que comprende un revestimiento (13), una pluralidad de larguerillos (15) y una pluralidad de cuadernas (17); estando dispuestos los larguerillos (15) y las cuadernas (17) de manera que existen zonas de cruce entre ellos; comprendiendo las cuadernas (17) orificios para el paso de los larguerillos (15) en sus zonas de cruce; al menos, un elemento interior de refuerzo (31), realizado con un material compuesto, de, al menos, un larguerillo (15) en un tramo (18) situado entre dos cuadernas (17) contiguas; comprendiendo dicho elemento interior de refuerzo (31) una parte inferior (33) configurada con una forma apta para superponerse al larguerillo (15) en dicho tramo (18) caracterizada por que el elemento de refuerzo comprende además una parte superior (35) configurada con un alma (37) y una cabeza (39); incluyendo, respectivamente, la parte inferior (33) y el alma (37) en sus extremos unas solapas (48, 49) de unión al alma de las cuadernas (17) contiguas; incluyendo la parte inferior (33) pies de apoyo en el revestimiento (13).
2. Estructura aeronáutica integrada (10) según la reivindicación 1, en la que dicha cabeza (39) comprende unas zonas extremas (43, 45) de unión a la parte superior de las cuadernas (17) contiguas.
3. Estructura aeronáutica integrada (10) según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, que también comprende dos elementos exteriores de refuerzo (51), realizados con un material compuesto, de dicho larguerillo (15) en dos tramos (19, 19') a ambos lados de dichas cuadernas (17) contiguas que terminan antes del cruce del larguerillo (15) con otras cuadernas (17); comprendiendo dichos elementos exteriores de refuerzo (51) una parte inferior (53) configurada con una forma apta para superponerse a dicho larguerillo (15) y una parte superior (55) configurada con un alma (57); incluyendo, respectivamente, la parte inferior (53) y el alma (57) en su extremo en contacto con las cuadernas (17) unas solapas (58, 59) de unión a sus almas.
4. Estructura aeronáutica integrada (10) según la reivindicación 3, en la que la parte superior (55) también incluye una cabeza (60).
5. Estructura aeronáutica integrada (10) según la reivindicación 4, en la que dicha cabeza (60) incluye una zona extrema de unión a la parte superior de la cuaderna (17) contigua.
6. Estructura aeronáutica integrada (10) según cualquiera de las reivindicaciones 3-5, en la que la altura de la parte superior (55) es variable desde una altura inicial al principio de los tramos (19, 19') hasta una altura nula al final de los mismos.
7. Estructura aeronáutica integrada (10) según cualquiera de las reivindicaciones 4-6, en la que la anchura de la cabeza (60) es variable desde una anchura inicial al principio de los tramos (19, 19') hasta una anchura nula al final de los mismos.
8. Estructura aeronáutica integrada (10) según cualquiera de las reivindicaciones 1-7, en la que la forma de la sección transversal de los larguerillos (15) es una de las siguientes: omega o T.
9. Proceso de fabricación de una estructura aeronáutica integrada (10) según cualquiera de las reivindicaciones 1-8, que comprende las siguientes etapas:
 - a) proporcionar en estado fresco el revestimiento (13) y los larguerillos (15), en estado curado o semi-curado las cuadernas (17) y en estado fresco, semi-curado o curado los elementos interiores y exteriores de refuerzo (31, 51);
 - b) ensamblar dichos componentes en un útil de curado y unirlos mediante un ciclo de autoclave.

10. Proceso de fabricación según la reivindicación 9, en el que en dicha etapa a) el elemento interior de refuerzo (31) se proporciona en dos componentes, siendo el primero de ellos una preforma (75, 78) de su cabeza (39) y estando conformado el segundo de ellos uniendo dos preformas simétricas (71, 73, 76, 77).

5 11. Proceso de fabricación según cualquiera de las reivindicaciones 9-10, en la que la forma de la sección transversal de las cuadernas (17) es una de las siguientes: I, C, J o Z.

12. Proceso de fabricación de una estructura aeronáutica integrada (10) según cualquiera de las reivindicaciones 1-8, que comprende las siguientes etapas:

a) proporcionar en estado fresco el revestimiento (13) y los larguerillos (15) y en estado semi-curado o curado las cuadernas (17) con los elementos interiores y exteriores de refuerzo (31, 51) integrados;

10 b) ensamblar dichos componentes en un útil de curado y unirlos mediante un ciclo de autoclave.

13. Proceso de fabricación según la reivindicación 12, en el que en el paso a) las solapas (48, 58) de la parte inferior de los elementos de refuerzo (31, 51) se disponen en el interior del laminado del alma de las cuadernas (17).

14. Proceso de fabricación según cualquiera de las reivindicaciones 12-13, en la que la forma de la sección transversal de las cuadernas (17) es una de las siguientes: I o J.

15

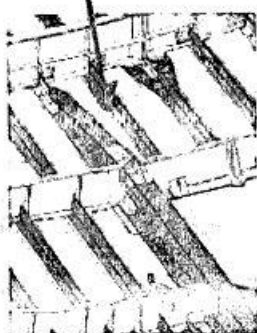
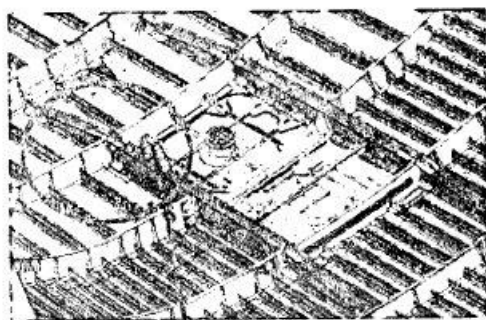


FIG. 1a

Técnica anterior

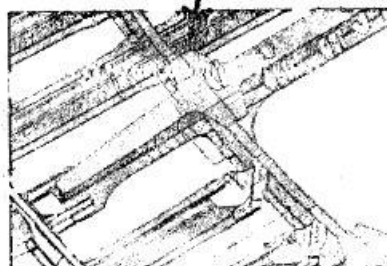
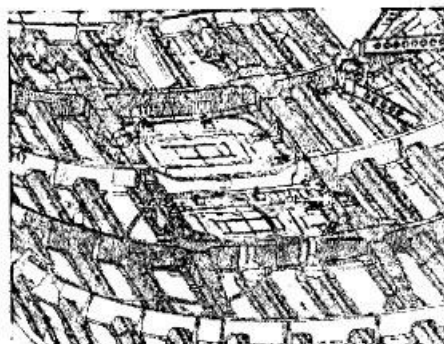


FIG. 1b

Técnica anterior

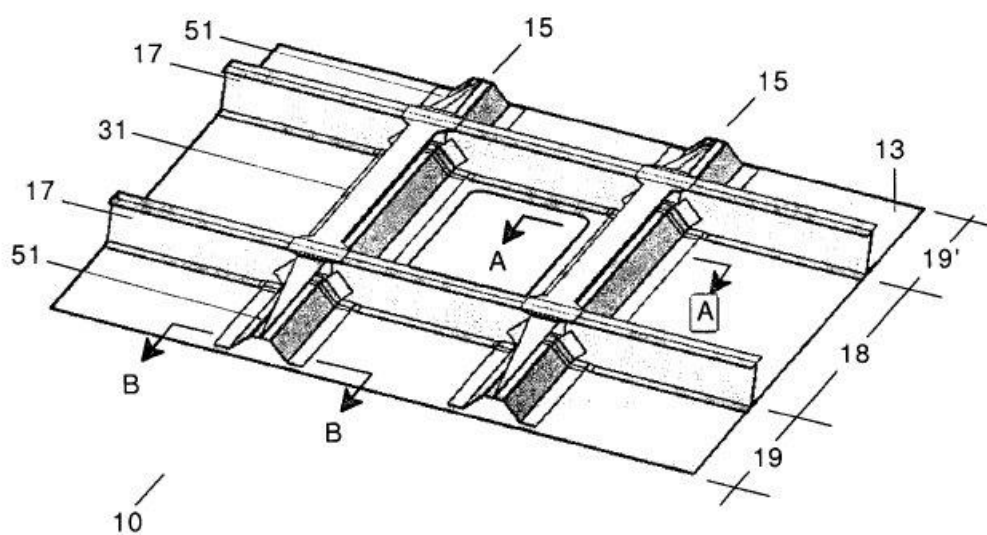


FIG. 2a

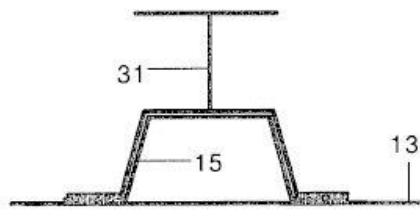


FIG. 2b

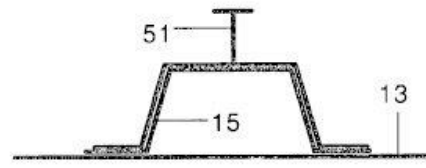


FIG. 2c

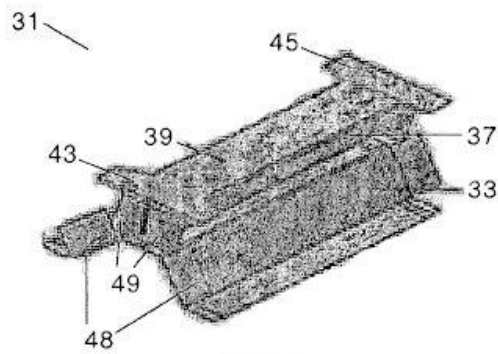


FIG. 3a

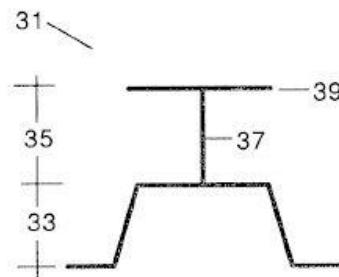


FIG. 3b

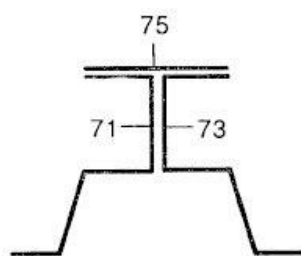


FIG. 4a

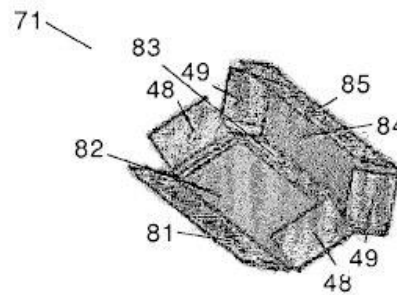


FIG. 4b

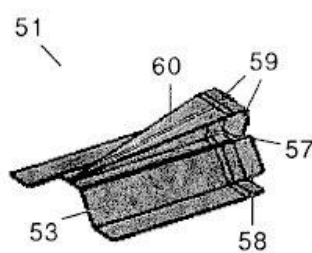


FIG. 5a

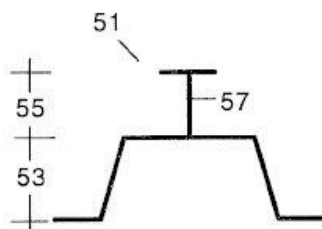


FIG. 5b

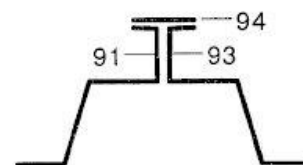


FIG. 5c

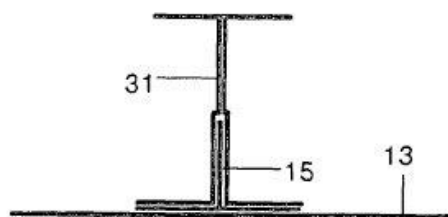


FIG. 6a

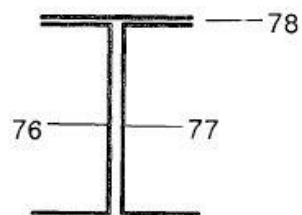


FIG. 6b

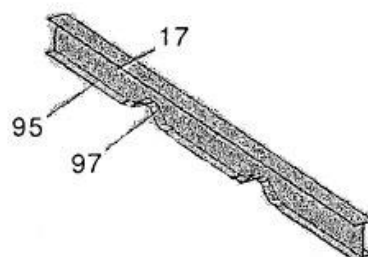


FIG. 7

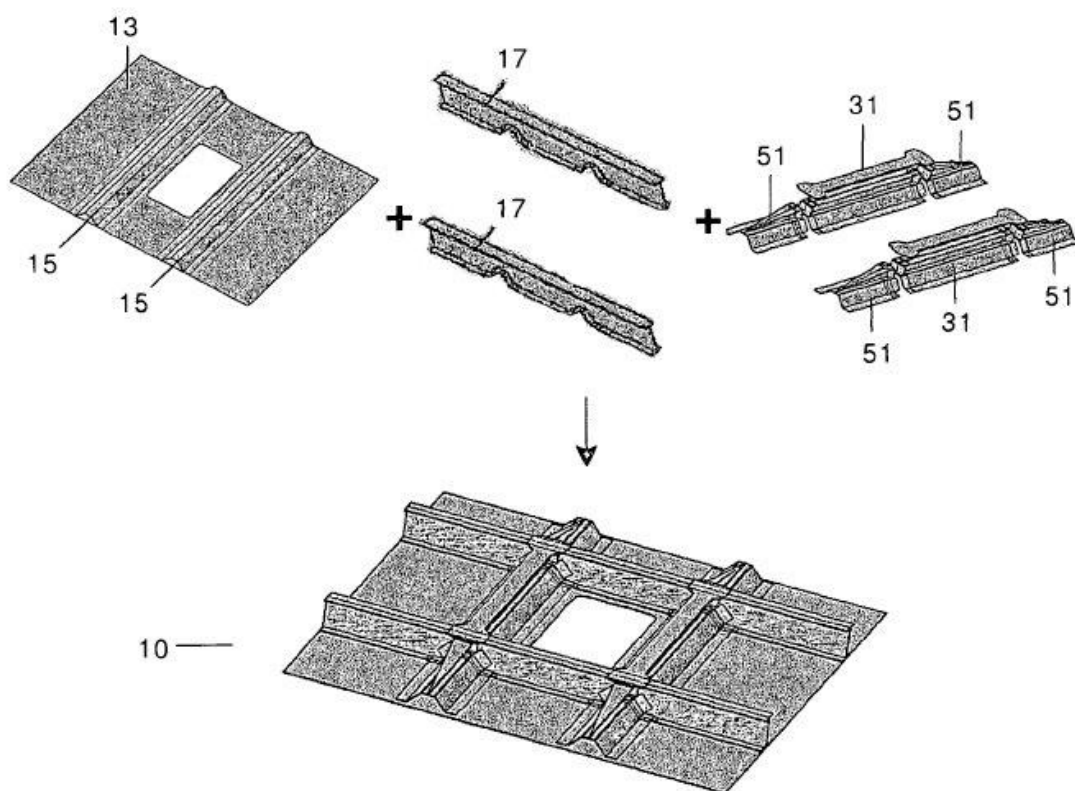


FIG. 8

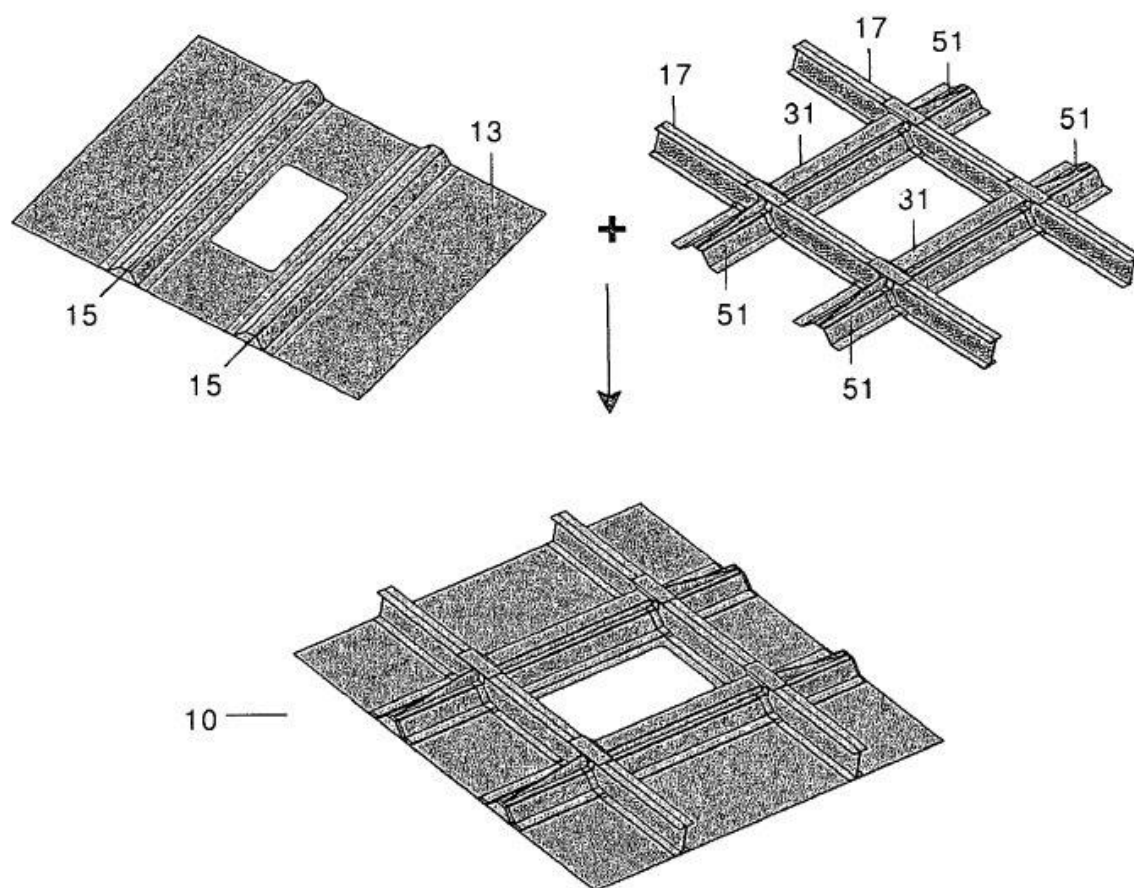


FIG. 9

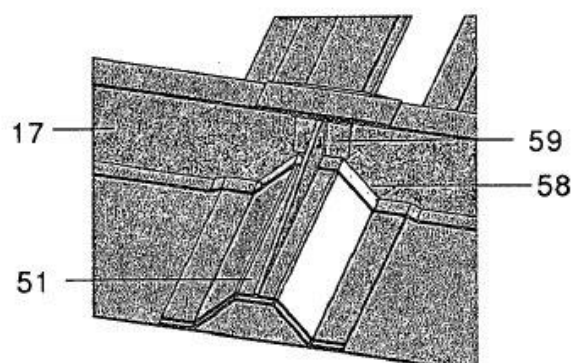


FIG. 10