

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 584 557**

51 Int. Cl.:

B29C 70/42 (2006.01)

B64C 3/18 (2006.01)

B64C 3/20 (2006.01)

B29C 65/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **16.08.2012 E 12382327 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **27.04.2016 EP 2698241**

54 Título: **Estructura interna altamente integrada de un cajón de torsión de una superficie sustentadora de una aeronave y método para su producción**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
28.09.2016

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

CRUZ DOMÍNGUEZ, FRANCISCO JOSÉ y
HONORATO RUIZ, FRANCISCO JAVIER

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 584 557 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 interna altamente integrada de un cajón de torsión de una superficie sustentadora de una aeronave y método para su producción

Campo de la invención

- 5 La presente invención se refiere al cajón de torsión de una superficie sustentadora de aeronave y, más en particular, a un cajón de torsión de una superficie sustentadora de aeronave con una estructura interna altamente integrada.

Antecedentes de la invención

- 10 Una superficie de sustentación de una aeronave (ver Fig. 1a) suele estar estructurada por bordes de ataque 11, cajones de torsión 13, bordes de salida 15 con superficies de control (flaps, elevadores, timones, etc.), una raíz de unión 17 y puntas 18.

- 15 El cajón de torsión 13 es la estructura principal responsable de soportar todas las cargas involucradas (aerodinámicas, de combustible, dinámicas, etc.) y comprende varios elementos estructurales. En la configuración conocida que se muestra en la Fig. 1b dichos elementos estructurales son revestimientos superior e inferior 31, 33 reforzados con larguerillos longitudinales, un larguero frontal 19, un larguero posterior 20 y costillas transversales 37 unidas a los largueros frontal y posterior 19, 20 y a los revestimientos superior e inferior 31, 33 con el fin de mantener la forma del cajón de torsión y reforzar las áreas de introducción de carga relacionadas con la disposición estructural del resto de la estructura y de los actuadores que manejan las superficies de control.

- 20 Los bordes de ataque y de salida 11, 15 son estructuras encargadas de mantener la superficie aerodinámica global de la superficie sustentadora de la aeronave.

Un borde de ataque conocido 11 (ver Fig. 1c) comprende, por un lado, varias costillas 21, llamadas costillas del borde de ataque, unidas al larguero frontal 19 del cajón de torsión 13 y, por otro lado, un perfil aerodinámico 25 unido a las costillas del borde de ataque 21 y a las alas del larguero frontal 19.

- 25 Análogamente un borde de salida 15 comprende costillas del borde de salida unidas al larguero posterior 20 y un perfil aerodinámico unido a las costillas del borde de salida y a las alas del larguero posterior 20.

- 30 En la actualidad y particularmente en la industria aeronáutica se utilizan de forma masiva materiales compuestos de matriz orgánica y fibras continuas, especialmente CFRP (Fibra de Carbono Reforzada con Plástico) en una gran diversidad de elementos estructurales. En concreto, todos los elementos que conforman los mencionados cajones de torsión 13 pueden ser fabricados con CFRP.

Típicamente, todos los elementos estructurales que forman un cajón de torsión (revestimientos superior e inferior 31, 33, largueros frontal y posterior 19, 20 y costillas 37) se fabrican por separado y luego se unen por medio de remaches con la ayuda de herramientas complicadas para conseguir las tolerancias necesarias, que vienen dadas por requerimientos aerodinámicos, estructurales y de montaje.

- 35 Un método bien conocido para la fabricación de dichos elementos utiliza la tecnología del preimpregnado. En un primer paso, se prepara un apilado plano de capas de material compuesto preimpregnado para cada elemento. A continuación se le da la forma deseada por medio de un clásico proceso de conformación en caliente, que en algunos casos es sustituido por un proceso de conformación por presión debido a grandes curvaturas. Después de conseguir la forma deseada, se procede a su curado en un
40 utillaje macho o hembra en función de las tolerancias requeridas y el coste global de la fabricación. En el

5 caso de ciertos elementos que comprenden sub-componentes curados separadamente tales como una costilla 37 y un rigidizador vertical de la misma, se necesita un segundo ciclo de curado para co-curar dichos subcomponentes. Finalmente, después de todos los ciclos de curado, se recantean los contornos del elemento para conseguir la geometría final y, a continuación se inspecciona el elemento con un sistema ultrasónico para asegurar su calidad.

El coste de una estructura interna de un cajón de torsión fabricada con dicho método es alto porque dichos pasos se llevan a cabo independientemente para cada elemento (largueros 19 y 20 y costillas 37).

10 Adicionalmente, el coste relacionado con el montaje del cajón de torsión también es alto debido a la larga duración y a la gran complejidad de las tareas necesarias para instalar y encajar juntos todos los elementos internos tales como los largueros 19, 20 y las costillas 37. En primer lugar, se posicionan los largueros frontal y posterior 19, 20 en la plataforma de montaje asegurando las interfaces con los borde de ataque y salida 11, 15. A continuación, se colocan todas las costillas 37 usando los rigidizadores verticales situados en ambos largueros 19, 20 como referencias y se unen a ellos por medio de tornillos. La duración del ensamblaje de costillas viene dado por el número de costillas. Después de montar la estructura interna del cajón de torsión se disponen los revestimientos superior e inferior 31, 33 sobre la estructura interna y se unen a los largueros 19, 20 y a las costillas 37 con remaches, en la etapa final de cierre del cajón de torsión.

20 Después del montaje del cajón de torsión y antes de la instalación de los perfiles aerodinámicos de los bordes de ataque y salida, se posicionan y atornillan las costillas de los bordes de ataque y salida a, respectivamente, los largueros frontal y posterior 19, 20 utilizando como referencias unos rigidizadores exteriores situados en ellos como referencias. El montaje de estas costillas de los bordes de ataque y salida implica costes adicionales a los del proceso principal de montaje del cajón de torsión.

25 El documento conocido US2008/0265093 divulga una estructura de un cajón de torsión multilarguero integrado de material compuesto para una aeronave, que comprende un revestimiento inferior, un revestimiento superior, varios largueros, donde cada uno de ellos comprende a su vez una cuerda y un alma, varios larguerillos en el revestimiento inferior y varios larguerillos en el revestimiento superior. La estructura del cajón de torsión integrada mencionada se consigue mediante la unión de elementos estructurales unitarios con forma de U, elementos estructurales unitarios con forma de U conteniendo un flap y elementos estructurales unitarios con forma de C conteniendo un flap.

30 También se conoce un documento titulado "Estructura íntegramente co-curada" escrito por F.C. Campbell divulgando una estructura co-curada integrada en la que los largueros se co-curan al revestimiento inferior mientras que el revestimiento superior se cura al mismo tiempo que el co-curado de los largueros de forma separada para permitir la instalación mecánica de las costillas y centrar los componentes de la caja de mando.

35 **Sumario de la invención**

Es un objeto de la presente invención proporcionar un método para fabricar una estructura interna monolítica de los cajones de torsión de una superficie sustentadora de aeronave para reducir el número de elementos diferentes de un cajón de torsión a ser fabricados e instalados.

40 Es otro objeto de la presente invención proporcionar una estructura interna monolítica de los cajones de torsión de una superficie sustentadora de aeronave aplicable tanto a las arquitecturas clásicas como a las nuevas arquitecturas que tienen una estructura optimizada para las cargas implicadas.

45 En un primer aspecto, los objetos mencionados anteriormente se consiguen con un método para fabricar la estructura interna de un cajón de torsión de una superficie sustentadora de una configuración dada que comprende los siguientes pasos: a) proporcionar un conjunto de preformas laminadas de un material compuesto para formar dicha estructura interna de un cajón de torsión, estando configurada cada preforma laminada para constituir una parte de un componente de la estructura interna del cajón de

torsión; b) disponer dichas preformas laminadas en un utillaje de curado y someter el conjunto a un ciclo de autoclave para co-curar dichas preformas laminadas; c) desmoldear el utillaje de curado en una dirección vertical.

5 En un segundo aspecto, los objetos mencionados anteriormente se cumplen por una superficie sustentadora de aeronave en la que la estructura interna de cada cajón de torsión es una estructura monolítica fabricada de acuerdo con el método anteriormente mencionado, los revestimientos superior e inferior están unidos a la estructura interna del cajón de torsión, y los perfiles aerodinámicos de los bordes de ataque y salida están unidos a los cajones de torsión. Dicha estructura interna monolítica comprende un larguero frontal, un larguero posterior, elementos internos de refuerzo con rigidizadores verticales y
10 elementos externos que trabajan como costillas para la fijación de dichos perfiles de los bordes de ataque y salida.

En una realización, el larguero frontal, el larguero posterior y los elementos internos de refuerzo están configurados con alas/pies superiores e inferiores. Los revestimientos superior e inferior están unidos a la estructura interna del cajón de torsión lo largo de dichas alas/pies por medio de una unión atornillada.

15 En otra realización, los revestimientos superior e inferior están configurados con tapas en sus caras internas como elementos de unión con el larguero frontal, el larguero posterior y los elementos internos de refuerzo. Los revestimientos superior e inferior están unidos a la estructura interna del cajón de torsión uniendo dichas tapas con las almas del larguero frontal, el larguero posterior y los elementos internos de refuerzo.

20 La naturaleza monolítica de una estructura interna del cajón de torsión de una superficie sustentadora de aeronave debida al método de fabricación antes mencionado permite arquitecturas optimizadas del cajón de torsión sin las restricciones que intervienen en los cajones de torsión fabricados mediante la unión de un número grande de componentes.

25 Otras características deseables y ventajas de la superficie sustentadora de aeronave según la invención serán evidentes a partir de la siguiente descripción detallada de la invención y de las reivindicaciones, en relación con las Figuras adjuntas.

Descripción de las figuras

La Figura 1a es una vista en perspectiva de un estabilizador horizontal de cola conocido que muestra los cajones de torsión, los bordes de ataque y los bordes de salida con las superficies de control.

30 La Figura 1b es una vista en perspectiva de un cajón de torsión conocido, en la que el revestimiento superior ha sido movido hacia arriba para mejorar la visibilidad dentro del cajón.

La Figura 1c es una vista en perspectiva de un lado del estabilizador horizontal de cola de la Figura 1a con cortes para mejorar la visibilidad de la estructura del borde de ataque mostrando las costillas del borde de ataque y los perfiles del borde de ataque.

35 La Figura 2a es una vista esquemática en perspectiva de una estructura interna de un cajón de torsión de acuerdo con la presente invención que incluye un larguero frontal, un larguero posterior, un larguero intermedio que se extiende a lo largo de la mitad del cajón de torsión, costillas y rigidizadores verticales internos y externos.

40 La Figura 2b es una vista esquemática en planta de las preformas laminadas utilizadas para fabricar la estructura interna del cajón de torsión de la Figura 2a de acuerdo con la presente invención.

Las Figuras 3a, 3b, 3c y 3d son secciones transversales esquemáticas de las preformas laminadas utilizadas para fabricar la estructura interna del cajón de torsión de la Figura 2a en el utillaje de conformación.

5 La Figura 4 es una vista esquemática en planta de un rigidizador vertical con un laminado intermedio de refuerzo.

La Figura 5 es una sección transversal esquemática de una unión remachada entre el alma de un larguero y una tapa integrada en el revestimiento inferior del cajón de torsión.

10 La Figura 6 es una vista esquemática parcial en sección transversal del montaje de las preformas laminadas utilizadas para fabricar una estructura interna de cajón de torsión según la presente invención mostrando alas/pies en largueros/costillas.

La Figura 7 es una vista esquemática en perspectiva de una estructura interna de cajón de torsión de acuerdo con esta invención que tiene costillas dispuestas diagonalmente.

15 La Figura 8 es una vista esquemática en planta de una estructura interna de cajón de torsión de acuerdo con esta invención que se extiende desde una punta a la otra de la superficie sustentadora, incluye costillas diagonales y largueros internos así como cambios de ángulo de diedro y flecha debidos a requerimientos aerodinámicos.

Descripción detallada de la invención

La Figura 2a muestra una estructura interna monolítica de un cajón de torsión 40 de acuerdo con la invención que comprende:

20 - Un larguero frontal 41 con elementos externos 51 para fijar el borde de ataque 11.

- Un larguero posterior 43 con elementos externos 53 para fijar el borde de salida.

- Un larguero interno 45 con rigidizadores verticales 49 para mejorar su comportamiento estructural frente al pandeo.

25 - Costillas transversales 47 con rigidizadores verticales 49 para mejorar su comportamiento estructural frente al pandeo.

30 Esta estructura interna monolítica de cajón de torsión 40 no incluye elementos de conexión con los revestimientos superior e inferior de manera que estos tendrán que ser incluidos en los revestimientos superior e inferior como se discutirá más adelante. También describiremos otra realización de la invención en la que la estructura interna monolítica del cajón de torsión comprende elementos de conexión con los revestimientos superior e inferior.

La estructura interna del cajón de torsión de la Figura 2a puede ser fabricada por un método de acuerdo con la invención basado en la tecnología preimpregnado que se describirá seguidamente.

Los pasos básicos del método son los siguientes:

5 - Preparar un conjunto de preformas laminadas que van a formar la estructura interna del cajón de torsión, apilando para cada una de ellas un apilado plano de telas de material compuesto preimpregnado y sometiendo cada apilado plano a un proceso de conformado en caliente en un útil apropiado para darle la forma deseada. La expresión "preforma laminada" usada en esta memoria descriptiva designa un elemento de material compuesto que requiere un proceso individual, tal como un conformado en caliente, un conformado por presión, etc., para conformarlo con ciertas características y que está destinado a ser integrado con otros elementos en el proceso de fabricación del producto al que pertenece. Las preformas laminadas también se pueden hacer directamente con su forma final por medio de una máquina automática de colocación de fibra situando la fibra de carbono sobre el utillaje de curado que será integrado con el conjunto completo.

10 - Disponer juntas todas las preformas laminadas en un utillaje adecuado y someter el conjunto a un ciclo de autoclave para co-curar las preformas laminadas.

- Desmoldear el utillaje en una dirección vertical.

- Recantear e inspeccionar el conjunto.

15 Las preformas laminadas utilizadas para fabricar la estructura interna de cajón de torsión 40 de la Figura 2a son las siguientes:

- Preformas laminadas con forma de C 61 configuradas por un alma 71 y dos alas 72, 72' que se conforman (ver Figura 3a) doblando los extremos del apilado plano inicial en un útil 91 para obtener las alas 72, 72'.

20 - Preformas laminadas en forma de L 63 configuradas por un alma 73 y un ala 74 que se conforman (ver Figura 3b) doblando un extremo del apilado plano inicial en un útil 93 para obtener el ala primaria 74.

25 - Preformas laminadas en forma de doble C 65 configuradas por un alma 75, dos alas primarias 76, 76' y dos alas secundarias 77, 77' que se conforman (ver Figura 3c) doblando los extremos del apilado plano inicial en un útil 95 en dos pasos para obtener las alas primarias 76, 76' y las alas secundarias 77, 77'.

- Preformas laminadas en forma de doble L 67 configuradas por un alma 78, un ala primaria 79 y dos alas secundarias 81, 81' que se forman (ver la Figura 3d), doblando los extremos del apilado plano inicial en un útil 97 en dos pasos para obtener el ala primaria 79 y las alas secundarias 81, 81'.

30 La Figura 2b muestra el conjunto 50 de las preformas laminadas utilizadas para fabricar la estructura interna de cajón de torsión interno 40 que se muestra en la Figura 2a:

35 - Un conjunto de preformas laminadas en forma de C 61 y de preformas laminadas en forma de L 63 configuradas y dispuestas para constituir con sus almas 71, 73 la parte externa de los largueros frontal y posteriores 41, 43 y para constituir con sus alas principales 72, 72', 74 una parte de los elementos externos 51, 53.

- Un conjunto de preformas laminadas en forma de doble C 65 configuradas y dispuestas para constituir con sus alas 75 la parte interna de los largueros frontal y posterior 41, 43 y partes del larguero intermedio 45, para constituir con sus alas principales 76, 76' una parte de las costillas 47, y para constituir con sus alas secundarias 77, 77' una parte de dichos rigidizadores verticales 49.

- Un conjunto de preformas laminadas en forma de C 61 configuradas y dispuestas para constituir con sus almas 71 una parte de las costillas 47 y para constituir con sus alas principales 72, 72' una parte de dichos rigidizadores verticales 49 y una parte interna de dichos largueros frontal y posterior 41, 43.

- 5 - Un conjunto de preformas laminadas en forma de doble L 67 configuradas y dispuestas para constituir con sus almas 78 una parte del larguero intermedio 45, para constituir con su alma principal 79 una parte de una costilla 47 y para constituir con sus alas secundarias 81, 81' una parte de dichos rigidizadores verticales 49.

En la Figura 2b se han omitido en aras de la claridad los números de referencia de almas y alas de cada preforma laminada (mostradas en las Figuras 3a-3d).

- 10 El espesor y el material compuesto de cada preforma se definen de acuerdo a las necesidades estructurales de los miembros de la estructura interna del cajón de torsión 40: largueros delantero y posterior 41, 43, costillas 47, larguero interno 45, rigidizadores verticales 49 y elementos externos 51, 53.

- 15 En cualquier caso, si fueran necesarios refuerzos adicionales en, por ejemplo, un elemento externo 51 constituido con las alas primarias de dos preformas laminadas en forma de C 61 (ver Figura 4), se dispone una preforma laminada plana 70 entre dichas dos alas primarias trabajando como un refuerzo adicional.

Después de curar todas estas preformas laminadas en el interior del autoclave, se desmoldea el utillaje de curado en una dirección vertical y se obtiene la estructura interna monolítica del cajón de torsión 40.

- 20 Después de completar el proceso de desmoldeo, se lleva la estructura interna de cajón de torsión 40 a la máquina de recantado con el fin de darle la geometría final, sin requerir diferentes procesos individuales de recantado y las operaciones de manipulación asociados. De la misma manera, se lleva a cabo la inspección ultrasónica automática de todo el elemento sin ninguna operación individual.

- 25 El siguiente paso en el proceso de fabricación de un cajón de torsión 13 de acuerdo con esta invención es unir a la estructura interna del cajón de torsión 40 los revestimientos superior e inferior 31 y 33 que incluyen tapas 37 como elementos de conexión con las costillas 47, el larguero interno 45 y los largueros frontal y posterior 41, 43. La Figura 5 muestra una unión entre el revestimiento inferior 33 y un larguero frontal. El revestimiento inferior 33 incluye una tapa 37 que está remachada al larguero frontal 41. La tapa 37 está situada externamente al larguero frontal 41, siendo el plano de la interfaz la superficie exterior del alma del larguero, con el fin de evitar cualquier orificio de paso en las tapas debido a las almas de las costillas que podría penalizar su resistencia.

- 30 En otra realización de la invención, la estructura interna monolítica del cajón de torsión de acuerdo con la invención comprende elementos de conexión con los revestimientos superior e inferior 31, 33, tales como las alas/pies de largueros/costillas.

- 35 En ese caso, como se muestra en la Figura 6, los largueros/costillas 47 incluyen alas/pies 85, 86 con una orientación diferente en los largueros/ costillas adyacentes (y en lados opuestos del alma del mismo larguero/costilla) de modo que los útiles adyacentes 88, 88' puedan ser desmoldeados en las direcciones indicadas por las flechas. Si las alas/pies largueros/costillas adyacentes no tuvieran una orientación diferente, el utillaje 88, 88' debería ser dividido en las piezas necesarias para hacer viable el desmoldeo en dirección vertical sin ningún tipo de conflicto con las alas de los largueros y los pies de las costillas. La Figura 7 muestra una estructura interna de cajón de torsión 42 de acuerdo con la invención, incluyendo costillas alineadas en diagonal con respecto a los largueros frontal y posterior y largueros internos no paralelos a los largueros externos. El comportamiento estructural de estos elementos internos de refuerzo de esta estructura interna de cajón de torsión 42 se mejora ya que están orientados hacia la dirección principal de la carga, reduciendo consecuentemente, el número de elementos requeridos dentro del cajón de torsión y, al mismo tiempo, reduciendo el peso y el coste total de la superficie sustentadora.
- 40

- La Figura 8 muestra una estructura interna de cajón de torsión 44 de acuerdo con la invención que tiene dos estructuras internas laterales integradas en una sola estructura interna, es decir, se obtiene del autoclave la estructura interna que se extiende desde una punta a la otra punta de la superficie sustentadora de la aeronave. La estructura interna de cajón de torsión 44 incluye los requisitos aerodinámicos en términos de cambios de ángulo diedro y ángulo de flecha de un lado a otro del plano de simetría de la aeronave a la otra y la propia costilla central. Si fueran necesarios refuerzos adicionales en el área central, sería posible instalarlos gracias a la accesibilidad disponible. Los revestimientos superior e inferior (fabricados en una pieza única o divididos en dos partes) se unen a la estructura interna del cajón de torsión 44 como se explicó anteriormente.
- 5
- 10 Aunque la presente invención se ha descrito en relación con varias realizaciones, debe entenderse a partir de lo dicho que pueden hacerse combinaciones de elementos, variaciones o mejoras que están dentro del alcance de la invención.

REIVINDICACIONES

5 1. Método para la fabricación de un cajón de torsión de una superficie sustentadora de aeronave comprendiendo el cajón de torsión una estructura interna (40), un revestimiento superior (31) y un revestimiento inferior (33); comprendiendo la estructura interna del cajón de torsión (40) al menos los siguientes componentes: un larguero frontal (41), un larguero posterior (43), elementos internos de refuerzo (45, 47) con rigidizadores verticales (49) y elementos externos (51, 53) acoplables a los bordes de ataque y salida de la superficie sustentadora de aeronave; caracterizado por que comprende los siguientes pasos:

10 a) proporcionar un conjunto de preformas laminadas de un material compuesto para conformar dicha estructura interna del cajón de torsión (40), estando configurada cada preforma laminada para constituir una parte de un componente de la estructura interna del cajón de torsión (40);

b) disponer dichas preformas laminadas en un utillaje de curado y someter al conjunto a un ciclo de autoclave para co-curar dichas preformas laminadas;

c) desmoldear el utillaje de curado en una dirección vertical.

15 d) unir con medios mecánicos de fijación los revestimientos superior e inferior (31, 33) a la estructura interna del cajón de torsión (40).

2. Método según la reivindicación 1, en el que las preformas laminadas comprenden al menos una preforma laminada en forma de C (61) configurada con un alma (71) y dos alas primarias (72, 72') y una o más de las siguientes preformas laminadas:

20 - una preforma laminada en forma de L (63) configurada con un alma (73) y un ala primaria (74);

- una preforma laminada en forma de doble C (65) configurada con un alma (75), dos alas primarias (76, 76') y dos alas secundaria (77, 77');

- una preforma laminada en forma de doble L (67) configurada con un alma (78), un ala primaria (79) y dos alas secundarias (81, 81').

25 3. Método según la reivindicación 2, en el que la configuración de dichas preformas laminadas (61, 63, 65, 67) también comprende elementos de conexión con los revestimientos superior e inferior (31, 33) del cajón de torsión (13).

4. Método según cualquiera de las reivindicaciones 2-3, en el que la estructura interna del cajón de torsión (40) está formado por:

30 - Un subconjunto de preformas laminadas en forma de C (61) y de preformas laminadas en forma de L (63) configurado para constituir con sus almas (71, 73) una parte externa de los largueros frontal y posterior (41, 43) y para constituir con sus alas primarias (72, 72', 74) dichos elementos externos (51, 53);

35 - Un subconjunto de preformas laminadas en forma de doble C (65) configurado para constituir con sus almas (75) una parte interna de los largueros frontal y posterior (41, 43), para constituir con sus alas primarias (76, 76') una parte de los elementos internos de refuerzo (45, 47), y para constituir con sus alas secundarias (77, 77') una parte de dichos rigidizadores verticales (49);

- Un subconjunto de preformas laminadas (61) en forma de C configuradas para constituir con sus almas (71) una parte de dichos elementos internos de refuerzo (45, 47) y para constituir con sus alas primarias (72, 72') una parte de dichos rigidizadores verticales (49);

5 - Un subconjunto de preformas laminadas en forma de doble L (67) configurado para constituir con sus almas (78) y alas primaria (79) una parte de dichos elementos internos de refuerzo (45, 47) y para constituir con sus alas secundarias (81, 81') una parte de dichos rigidizadores verticales (49).

10 5. Superficie sustentadora de aeronave que comprende bordes de ataque (11), cajones de torsión (13) y bordes de salida (15), comprendiendo los cajones de torsión (13) un revestimiento superior (31), una estructura interna (40) y un revestimiento inferior (33); comprendiendo los bordes de ataque y salida (11, 15) perfiles de borde de ataque y borde de salida que mantienen una continuidad aerodinámica con dichos revestimientos superior e inferior (31, 33), caracterizada por que:

15 - la estructura interna (40) del cajón de torsión (13) es una estructura monolítica que comprende un larguero frontal (41), un larguero posterior (43), elementos internos de refuerzo (45, 47) con rigidizadores verticales (49) y elementos externos (51, 53) para fijar dichos bordes de ataque y de salida y que está fabricada por un método según cualquiera de las reivindicaciones 1-4;

- los revestimientos superior e inferior (31, 33) están unidos a la estructura interna del cajón de torsión (40) con medios mecánicos de fijación;

- los perfiles aerodinámicos del borde de ataque y del borde de salida están unidos a dichos elementos externos (51, 53) con medios mecánicos de fijación.

20 6. Superficie sustentadora de aeronave según la reivindicación 5, en la que:

- el larguero frontal (41), el larguero posterior (43) y los elementos internos de refuerzo (45, 47) están configurados con alas/pies (85, 86);

- los revestimientos superior e inferior (31, 33) están unidos a la estructura de cajón de torsión interno (40) en dichas alas/pies (85, 86).

25 7. Superficie sustentadora de aeronave según la reivindicación 5, en la que:

- los revestimientos superior e inferior (31, 33) se configuran con tapas (37) en sus caras internas como miembros de unión con el larguero frontal (41), el larguero posterior (43) y los elementos internos de refuerzo (45, 47);

30 - los revestimientos superior e inferior (31, 33) están unidos a la estructura interna del cajón de torsión (40) uniendo dichas tapas (37) con las almas del larguero frontal (41), del larguero posterior (43) y de los elementos internos de refuerzo (45, 47).

35 8. Superficie sustentadora de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 5-7, en la que dichos elementos internos de refuerzo comprenden costillas (47) que se extienden desde el larguero frontal (41) al larguero posterior (43) y uno o más largueros internos (45) que se extienden a lo largo de todo el cajón de torsión (13) o de una zona del cajón de torsión (13).

9. Superficie sustentadora de aeronave según la reivindicación 8, en la que dichos largueros internos (45) no son paralelos al larguero frontal (41) o al larguero posterior (43).

10. Superficie sustentadora de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 5-9, en la que dichos elementos internos de refuerzo también comprenden costillas diagonales que se extienden entre dos de dichos elementos internos de refuerzo.

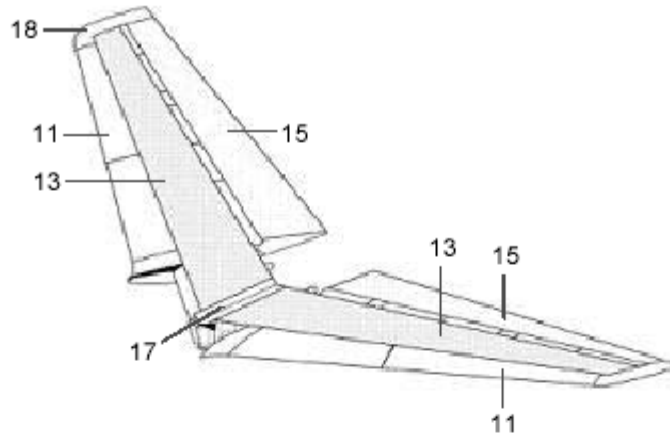


FIG. 1a

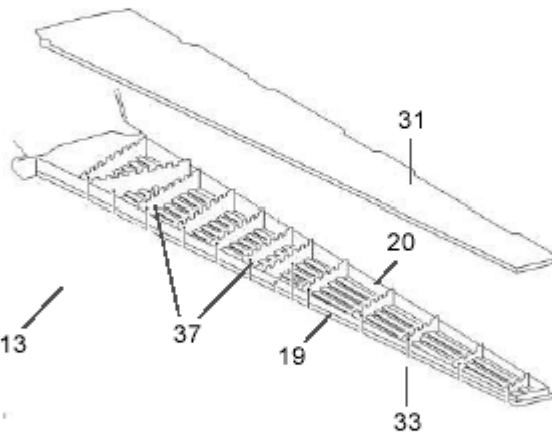


FIG. 1b

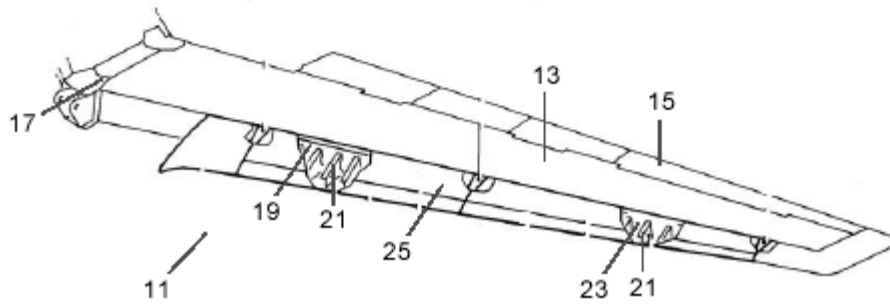


FIG. 1c

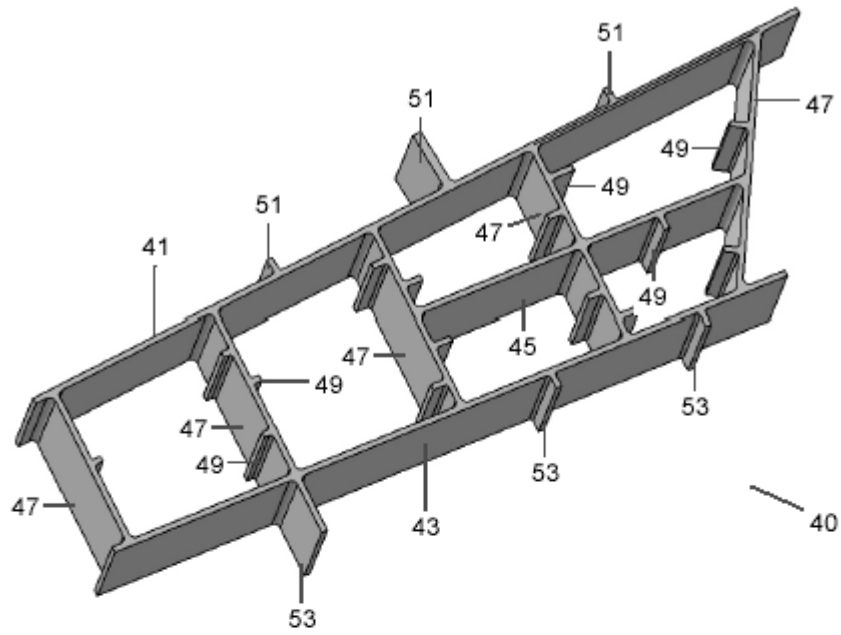


FIG. 2a

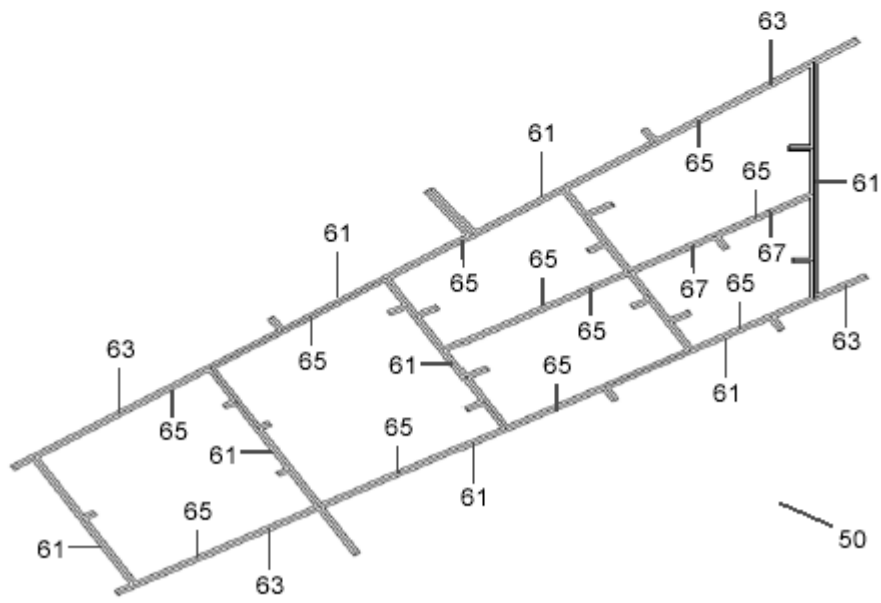


FIG. 2b

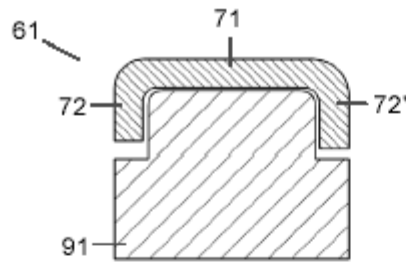


FIG. 3a

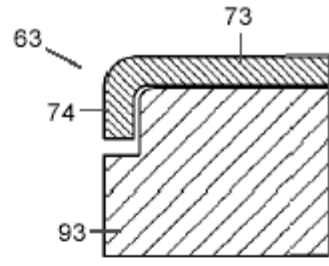


FIG. 3b

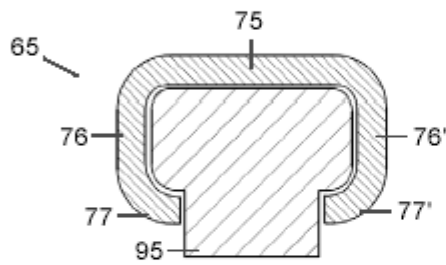


FIG. 3c

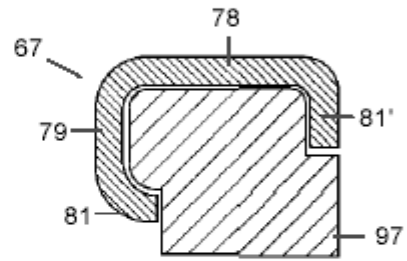


FIG. 3d

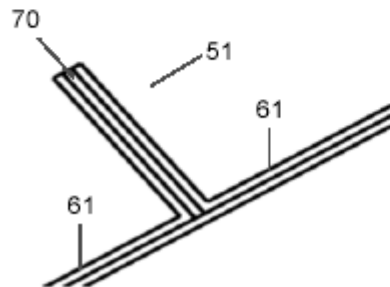


FIG. 4

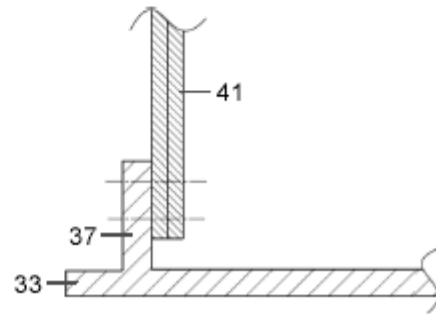


FIG. 5

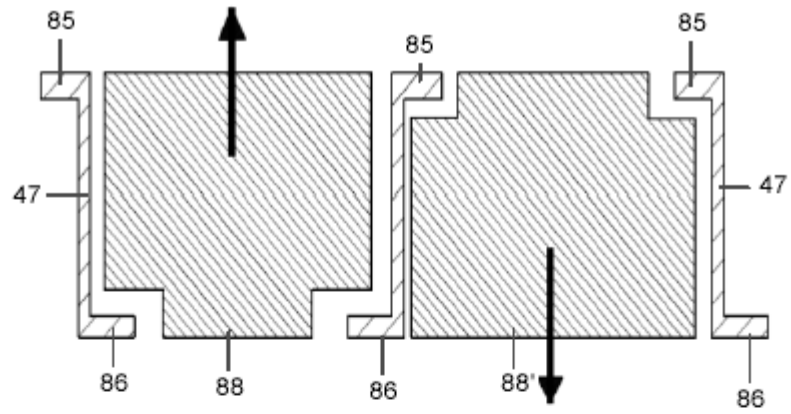


FIG. 6

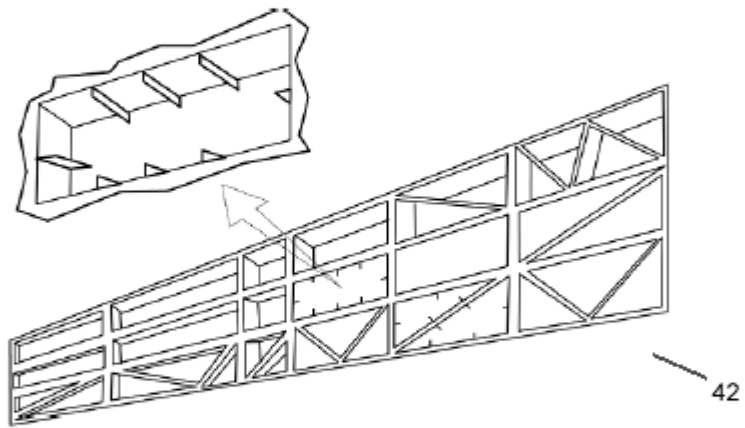


FIG. 7

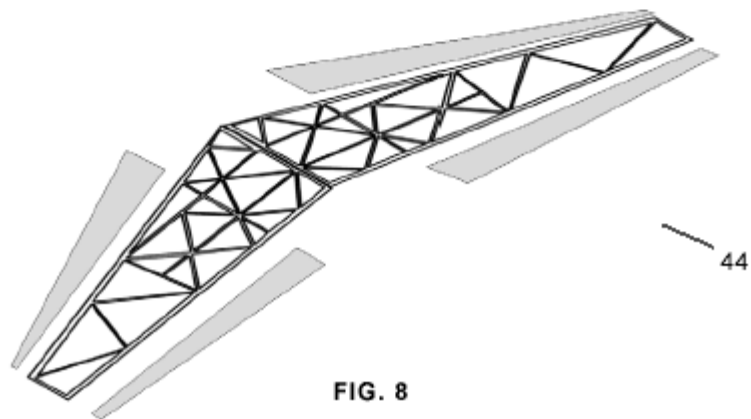


FIG. 8