

(12) SOLICITUD INTERNACIONAL PUBLICADA EN VIRTUD DEL TRATADO DE COOPERACIÓN EN MATERIA DE PATENTES (PCT)

(19) Organización Mundial de la Propiedad
Intelectual
Oficina internacional



(10) Número de Publicación Internacional
WO 2009/156549 A2

(43) Fecha de publicación internacional
30 de diciembre de 2009 (30.12.2009)

PCT

- (51) Clasificación Internacional de Patentes:
B64C 1/26 (2006.01) *B64C 5/02* (2006.01)
- (21) Número de la solicitud internacional:
PCT/ES2009/070258
- (22) Fecha de presentación internacional:
26 de junio de 2009 (26.06.2009)
- (25) Idioma de presentación: español
- (26) Idioma de publicación: español
- (30) Datos relativos a la prioridad:
P200801928 27 de junio de 2008 (27.06.2008) ES
- (71) Solicitante (para todos los Estados designados salvo US): AIRBUS ESPAÑA S.L. [ES/ES]; Avda. John Lennon, s/n Getafe, E-28902 Madrid (ES).
- (72) Inventores; e
- (75) Inventores/Solicitantes (para US solamente):
BARROSO VLOEDGRAVEN, Daniel [ES/ES]; Avda. John Lennon, s/n Getafe, E-28906 Madrid (ES).
RAMÍREZ BLANCO, Gonzalo [ES/ES]; Avda. John Lennon, s/n Getafe, E-28906 Madrid (ES).
LOZANO GARCÍA, José Luis [ES/ES]; Avda. John Lennon, s/n Getafe, E-28906 Madrid (ES).
LUQUE BUZO, Miguel [ES/ES]; Avda. John Lennon, s/n Getafe, E-28906 Madrid (ES).
- (74) Mandatario: ELZABURU, Alberto de; C/ Miguel Angel, 21, E-28010 Madrid (ES).
- (81) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección nacional admisible): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.
- (84) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección regional admisible): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europea (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[Continúa en la página siguiente]

(54) Title: STRUCTURE OF AN AIRCRAFT AEROFOIL

(54) Título: ESTRUCTURA DE SUPERFICIE SUSTENTADORA DE AERONAVE

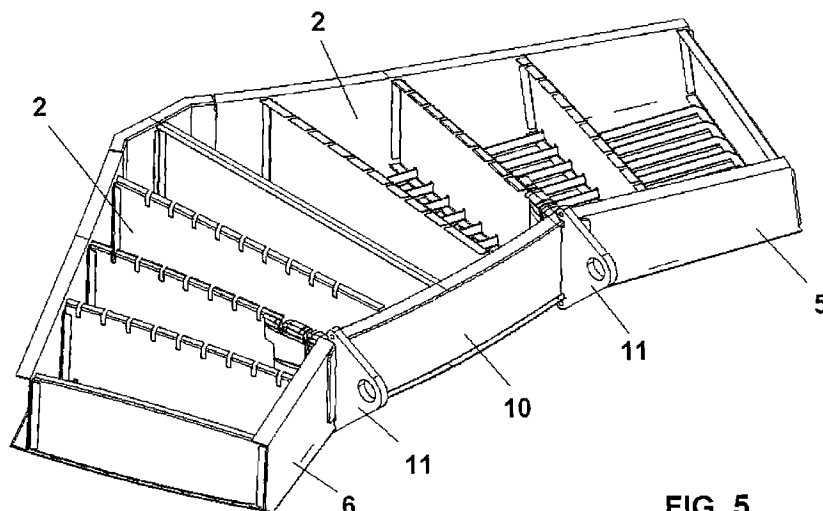


FIG. 5

(57) Abstract: Aircraft aerofoil structure, in particular rear spar structure (1) for the joining of lateral box beams (2) of a horizontal stabilizer of an aircraft, said rear spar (1) comprising a right rear spar (5) and a left rear spar (6), moreover said structure of said rear spar (1) includes a central section formed by an integrated component (10), and said integrated component (10) includes fittings (11) that serve for joining said rear spar structure (1) to the aircraft fuselage and projections (12) that serve for joining the central section formed by the integrated component (10) to the right rear spar (5) and left rear spar (6).

(57) Resumen: Estructura de superficie sustentadora de aeronave, en particular estructura de larguero posterior (1) para la unión de cajones laterales

[Continúa en la página siguiente]



WO 2009/156549 A2



Publicada:

- *sin informe de búsqueda internacional, será publicada nuevamente cuando se reciba dicho informe (Regla 48.2(g))*

(2) de un estabilizador horizontal de aeronave, comprendiendo dicho larguero posterior (1) un larguero posterior derecho (5) y un larguero posterior izquierdo (6), comprendiendo además dicha estructura de dicho larguero posterior (1) un tramo central formado por una pieza integrada (10), comprendiendo dicha pieza integrada (10) unos herrajes (11) que sirven para unir dicha estructura de larguero posterior (1) al fuselaje de la aeronave y unos salientes (12) que sirven de unión del tramo central formado por la pieza integrada (10) con los largueros posterior derecho (5) y posterior izquierdo (6).

ESTRUCTURA DE SUPERFICIE SUSTENTADORA DE AERONAVE

CAMPO DE LA INVENCIÓN

5 La presente invención se refiere a una estructura integrada para superficie sustentadora de aeronave.

ANTECEDENTES DE LA INVENCIÓN

10 Las superficies sustentadoras de las aeronaves son superficies que brindan sustentación a la aeronave gracias al efecto aerodinámico.

 Los estabilizadores horizontales de la aeronave son superficies sustentadoras de la aeronave capaces de pivotar sobre el fuselaje de la misma en base a líneas de giro determinadas y situadas en la cola del avión. Las estructuras de los estabilizadores horizontales de una aeronave comprenden típicamente un borde de ataque, un cajón de torsión, un borde de salida y un timón. El borde de ataque forma parte del contorno aerodinámico del estabilizador horizontal, adaptando el mismo a la corriente de aire. El cajón de torsión es el componente principal del estabilizador horizontal, encargado de soportar las cargas a que está sometida la estructura. Habitualmente, el cajón de torsión es un cajón de tipo rectangular que comprende a su vez unas tapas superior e inferior, denominadas revestimientos, y unas tapas delantera y trasera, denominadas larguero posterior y anterior, respectivamente. El cajón de torsión puede comprender también tapas intermedias en su interior, denominadas costillas, cuya función es la de mantener la forma aerodinámica de la estructura del estabilizador. Las costillas hacen que el cajón de torsión se pueda dividir a su vez en un cajón central y varios cajones laterales. Alternativamente, otra posible configuración del estabilizador horizontal es, en lugar de comprender costillas, comprender largueros intermedios. Los largueros son vigas que, por su modo de construcción, están en condiciones de soportar los momentos de flexión, relativamente grandes, que le son transmitidos por la

15

20

25

30

- 2 -

estructura de la superficie sustentadora y que se originan por las reacciones del aire sobre dichos largueros.

Así, las soluciones adoptadas hasta la fecha en la composición de las estructuras sustentadoras de una aeronave comprenden típicamente dos cajones laterales y un cajón central metálico que comprende a su vez unos salientes a través de los cuales se insertan y remachan los cajones laterales. De esta forma, la unión de cajones es doble, en particular en la unión de los largueros de ambos cajones, lo cual plantea el inconveniente de la dificultad y el coste de las operaciones de fabricación.

Otra de las soluciones conocidas actualmente en la composición de las estructuras sustentadoras de una aeronave comprende la unión de dos cajones laterales, sin cajón central dispuesto en medio de ambos, en el que la unión de los largueros posteriores a los cajones laterales se realiza mediante herraje metálico denominado "mariposa" y mediante piezas de unión independientes, unidas directamente al larguero. El inconveniente que plantean soluciones de este tipo es que precisan de un gran número de piezas independientes para la estructura de la superficie sustentadora, lo cual lleva asociados dificultad y coste de las operaciones de fabricación.

La presente invención está orientada a la solución de los inconvenientes planteados anteriormente.

SUMARIO DE LA INVENCION

Así, la presente invención se refiere a una estructura de superficie sustentadora de aeronave, en particular para estabilizadores horizontales de aeronave, y más en particular para la unión de los largueros posteriores a los cajones laterales en dichas superficies sustentadoras. Según la invención, la unión de los largueros posteriores se realiza mediante una única pieza integrada o larguero central, de tal forma que dicha pieza de larguero central comprende, integrados en la misma, unas piezas de unión para realizar la unión de los cajones laterales, de los largueros posteriores y del resto de la estructura

- 3 -

del fuselaje de la aeronave. De este modo, según la invención, se resuelven los problemas planteados por las soluciones conocidas, pues se aprovecha la existencia de piezas, que ahora tienen un uso adicional, con lo que el número total de piezas se reduce, minimizándose así la dificultad y el coste de las operaciones de fabricación.

Así, según la invención, se utilizan las piezas existentes de unión del estabilizador horizontal de la aeronave al fuselaje de la misma, que constituyen a su vez puntos a través de los cuales la estructura del estabilizador gira respecto de dicho fuselaje, ampliando la utilidad de dichas piezas, de tal forma que se diseña una pieza única integrada que además es parte de la unión de las dos mitades que conforman el estabilizador horizontal, evitando así las piezas específicas diseñadas para tal fin que existen actualmente.

Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la descripción detallada que sigue de una realización ilustrativa de su objeto en relación con las figuras que se acompañan.

DESCRIPCIÓN DE LAS FIGURAS

La Figura 1 muestra en esquema la unión de los cajones laterales de una estructura sustentadora de aeronave a través de un cajón central metálico y de piezas de unión independientes, según la técnica anterior conocida.

La Figura 2 muestra en esquema la unión de cajones laterales de una estructura sustentadora de aeronave a través de piezas de unión independientes y de un herraje metálico del tipo mariposa, según la técnica anterior conocida.

La Figura 3 muestra en esquema la unión de cajones laterales de una estructura sustentadora de aeronave a través de una única pieza integrada de larguero central, según la invención.

La Figura 4a muestra en esquema, con una vista trasera de una superficie sustentadora de aeronave, la transición de cajones laterales en la

- 4 -

estructura sustentadora de aeronave con una única pieza integrada de larguero central, según la invención.

La Figura 4b muestra en esquema, con una vista trasera de una superficie sustentadora de aeronave, la transición de cajones laterales en la estructura sustentadora de aeronave con una única pieza integrada de larguero central, según la técnica anterior conocida de la Figura 2.

La Figura 5 muestra una perspectiva de la unión de cajones laterales de una estructura sustentadora de aeronave a través de una única pieza integrada de larguero central, según la invención.

La Figura 6 muestra un detalle de la unión de cajones laterales de una estructura sustentadora de aeronave a través de una única pieza integrada de larguero central, según la invención.

La Figura 7 muestra en detalle la pieza única integrada de larguero central para la unión de cajones laterales de una estructura sustentadora de aeronave, según la invención.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCION

Las soluciones conocidas adoptadas hasta la fecha para elementos de unión de cajones laterales en estructuras de sustentación de aeronaves, en particular de estabilizadores horizontales de aeronave, se muestran en las Figuras 1 y 2.

En la Figura 1 se muestra la unión conocida de cajones laterales de una estructura sustentadora, en particular de un estabilizador horizontal de aeronave, a través de un cajón central 3 metálico que comprende unos salientes 8 a modo de "alas" para insertar y remachar los citados cajones laterales 2 y unirlos al resto del fuselaje de la aeronave. De este modo, la unión de los cajones laterales 2 es doble, según se muestra en la Figura 1, en particular en la unión del larguero posterior 1, comprendiendo dicho larguero posterior 1 un larguero posterior derecho 5 y un larguero posterior izquierdo 6.

- 5 -

En la Figura 2 se muestra la unión conocida de cajones laterales 2 de una estructura sustentadora, en particular de un estabilizador horizontal, a través de un herraje 7 metálico del tipo mariposa para la unión del larguero posterior derecho 5 y del larguero posterior izquierdo 6, y de piezas de unión 9 independientes, unidas a los largueros posterior derecho e izquierdo, 5 y 6, que unen dichos largueros 5 y 6 al resto de la estructura del fuselaje de la aeronave, de tal forma que el estabilizador horizontal pivota y se orienta sobre estas piezas 9.

Así, la presente invención desarrolla una unión de larguero posterior 1 para superficies sustentadoras de aeronaves, en particular para estabilizadores horizontales de aeronave, que comprende una única pieza 10 o larguero central como pieza integrada realizada de material compuesto, preferiblemente de fibra de carbono por la técnica de RTM o Moldeo por Transferencia de Resina, que comprende a su vez herrajes 11 integrados realizados preferiblemente en fibra de carbono y unos salientes 12 también preferiblemente de fibra de carbono para unión a los largueros posteriores derecho e izquierdo, 5 y 6. La pieza 10 integrada se realiza toda ella en el mismo material compuesto, y se fabrica de una sola vez, fabricándose al mismo tiempo los herrajes 11 y los salientes 12. De este modo, se trata de un concepto de unión de cajones laterales 2 para superficies sustentadoras, basado en la integración de piezas y eliminando uniones con las siguientes ventajas:

- posibilidad de fabricar una pieza de unión única 10 integrada en fibra de carbono, lo cual permite:
 - unificar los materiales que intervienen, llevando a un máximo el porcentaje de material compuesto empleado, con las ventajas en peso que ello conlleva en el diseño global de la aeronave;
 - mejorar el proceso de montaje, al evitar operaciones intermedias y al ahorrar tiempos por disminución del número de elementos a montar;

- 6 -

- mejorar de forma importante las inspecciones y el mantenimiento de las estructuras acabadas, al ser una solución que no incorpora metal.

- eliminar prácticamente el taladrado de las soluciones conocidas.

5 De este modo, las piezas de unión 10 integradas de la invención realizan la unión de los cajones laterales 2, de los largueros posteriores derecho e izquierdo, 5 y 6, y del resto de la estructura del fuselaje de la aeronave de tal forma que se está integrando, con respecto a la Figura 2 que muestra la técnica conocida, las funciones del herraje 7 metálico del tipo mariposa y de las piezas
10 de unión 9 independientes. De este modo, según la invención, se resuelven los problemas planteados por las soluciones conocidas, pues se aprovecha la existencia de piezas, en concreto de la piezas de unión 9 independientes de la técnica conocida de la Figura 2, que ahora tienen un uso adicional, con lo que el número total de piezas se reduce, minimizándose así la dificultad y el coste
15 de las operaciones de fabricación del conjunto de la estructura.

El nuevo concepto según la invención consiste en realizar la unión del larguero posterior 1 en tres tramos, un tramo central a través de la pieza integrada 10 o larguero central y dos tramos laterales, a través del larguero posterior derecho 5 y larguero posterior izquierdo 6. El larguero central 10
20 comprende unos herrajes 11 integrados en la misma pieza y única 10, que hacen las veces de placa de unión a la estructura del fuselaje de la aeronave. Los herrajes 11 están igualmente realizados en material compuesto de fibra de carbono puesto que están integrados en la pieza integrada 10 única. Para evitar problemas de fabricación de esta pieza única o larguero central 10, esta
25 solución según la invención ha de ir acompañada de una transición suave de los revestimientos de los cajones laterales 2, como se muestra en la Figura 4a que muestra una vista trasera del estabilizador horizontal con estructura según la invención, mientras que las Figuras 1, 2 y 3 corresponden a vistas superiores del anterior. La pieza de herraje 7 metálico del tipo mariposa de la Figura 2 no
30 podría fabricarse correctamente en fibra debido al diedro 20 que forma la unión (Figura 4b).

- 7 -

Lo anterior es debido a que en una configuración tradicional (Figura 2), la unión de los cajones laterales 2 tiene diedro 20, que es el ángulo que forman los cajones laterales 2 con la horizontal, no siendo posible fabricar correctamente una pieza en fibra como la pieza de herraje 7 metálico del tipo mariposa ya existente que absorba estos ángulos tan acusados. Ya que, según la invención, la transición de superficie en la estructura del estabilizador horizontal se realiza en la parte de dicho estabilizador que queda dentro del fuselaje de la aeronave, no se empeora aerodinámicamente el comportamiento del estabilizador horizontal.

A modo de ejemplo, y como aplicación concreta de la invención a una estructura sustentadora de estabilizador horizontal de aeronave, los cambios principales que implica el concepto de la invención son los siguientes:

- puesto que las piezas de unión 8 ó 9 de las soluciones conocidas son necesarias para introducir la carga del soportado del estabilizador horizontal, la invención aprovecha dichas piezas 8 ó 9 como herrajes integrados 11 que funcionan también como piezas de unión al resto de la estructura de fuselaje de la aeronave;
- respecto a la técnica anterior mostrada en la Figura 2, el larguero central 10 se integra pues en el propio larguero posterior 1 sin necesidad de utilizar el herraje metálico 7 del tipo mariposa, reduciéndose de este modo el número de piezas necesario para realizar el ensamblaje;
- dado que la solución de la invención elimina la unión del larguero posterior 1, y para evitar una forma complicada del tramo central o larguero central 10 que haría dificultosa su fabricación y empeoraría su comportamiento, es necesario combinar la solución de la invención con una transición suave de revestimientos de los cajones laterales 2, a fin de evitar el quiebro.

- 8 -

En las realizaciones que acabamos de describir pueden introducirse aquellas modificaciones comprendidas dentro del alcance definido por las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1.- Estructura de larguero posterior (1) para la unión de cajones laterales (2) de un estabilizador horizontal de aeronave, comprendiendo dicho larguero posterior (1) un larguero posterior derecho (5) y un larguero posterior izquierdo (6), caracterizada porque la estructura de dicho larguero posterior (1) comprende además un tramo central formado por una pieza integrada (10), comprendiendo dicha pieza integrada (10) unos herrajes (11) que sirven para unir dicha estructura de larguero posterior (1) al fuselaje de la aeronave y unos salientes (12) que sirven de unión del tramo central formado por la pieza integrada (10) con los largueros posterior derecho (5) y posterior izquierdo (6).

2.- Estructura de larguero posterior (1) de estabilizador horizontal de aeronave según la reivindicación 1, caracterizada porque la pieza integrada (10) está realizada en material compuesto.

3.- Estructura de larguero posterior (1) de estabilizador horizontal de aeronave según la reivindicación 2, caracterizada porque la pieza integrada (10) está realizada en fibra de carbono.

4.- Estructura de larguero posterior (1) de estabilizador horizontal de aeronave según la reivindicación 3, caracterizada porque la pieza integrada (10) está realizada mediante RTM.

5.- Estructura de larguero posterior (1) de estabilizador horizontal de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque la pieza integrada (10) se fabrica de una sola vez.

6.- Estructura de larguero posterior (1) de estabilizador horizontal de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada porque existe una transición suave de los revestimientos de los cajones laterales (2) que conforman la estructura del estabilizador horizontal de aeronave.

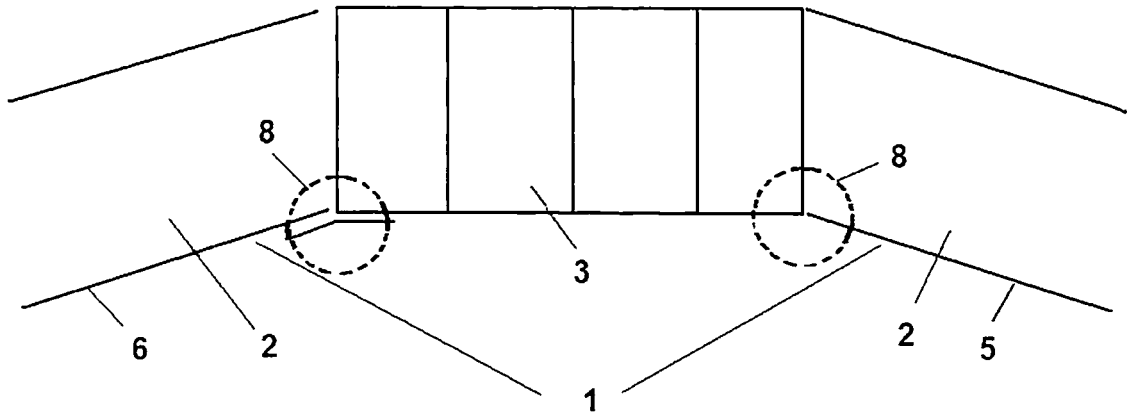


FIG. 1

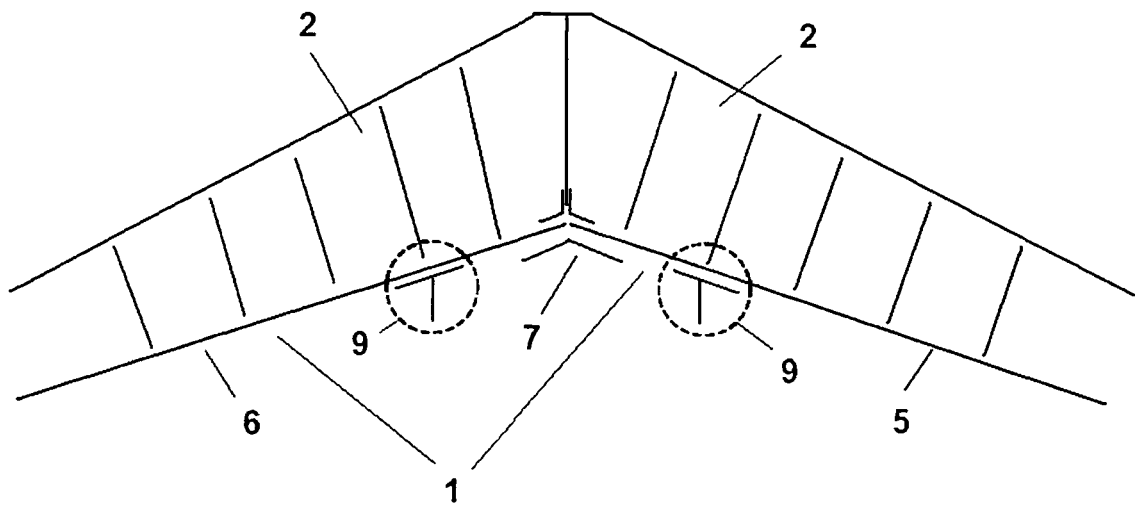
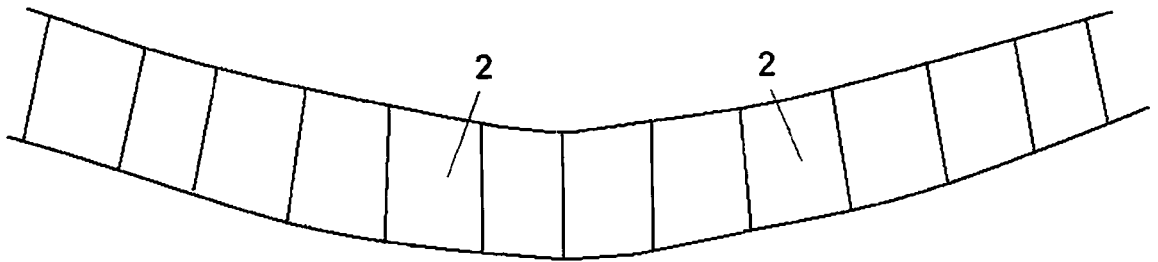
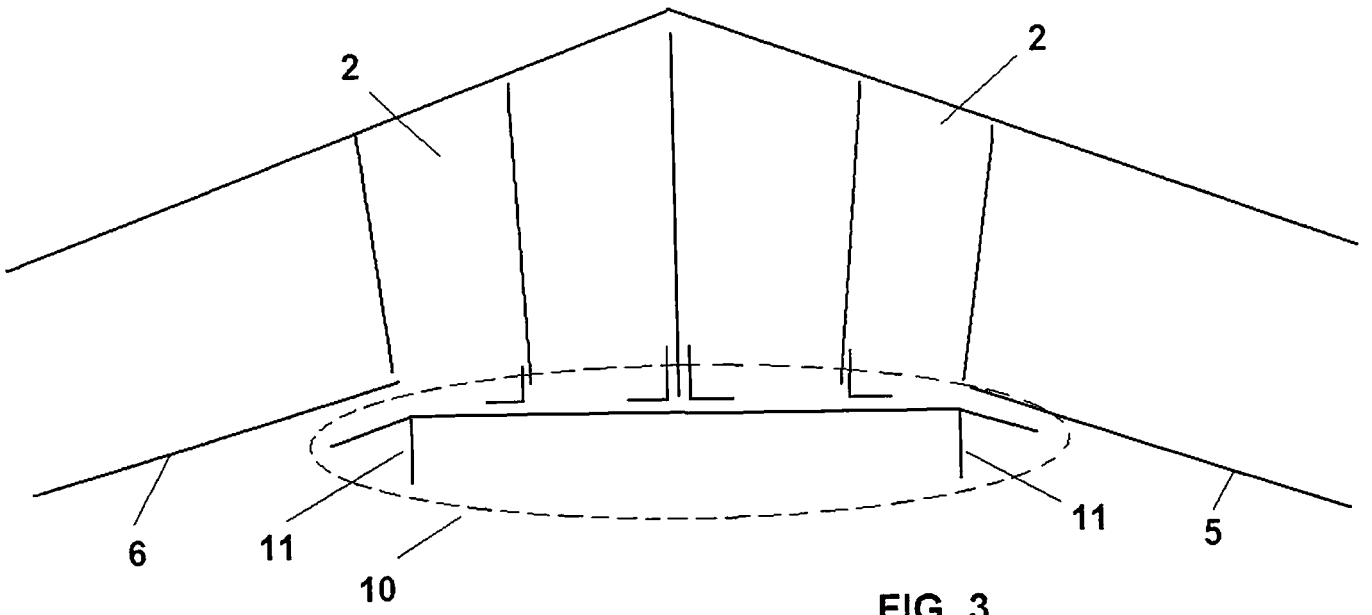


FIG. 2



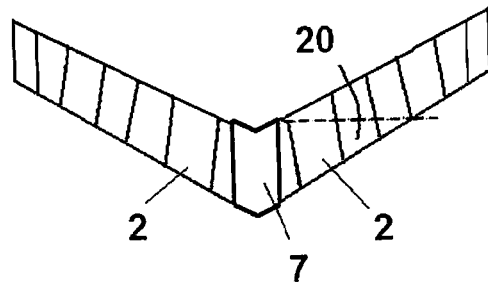


FIG. 4b

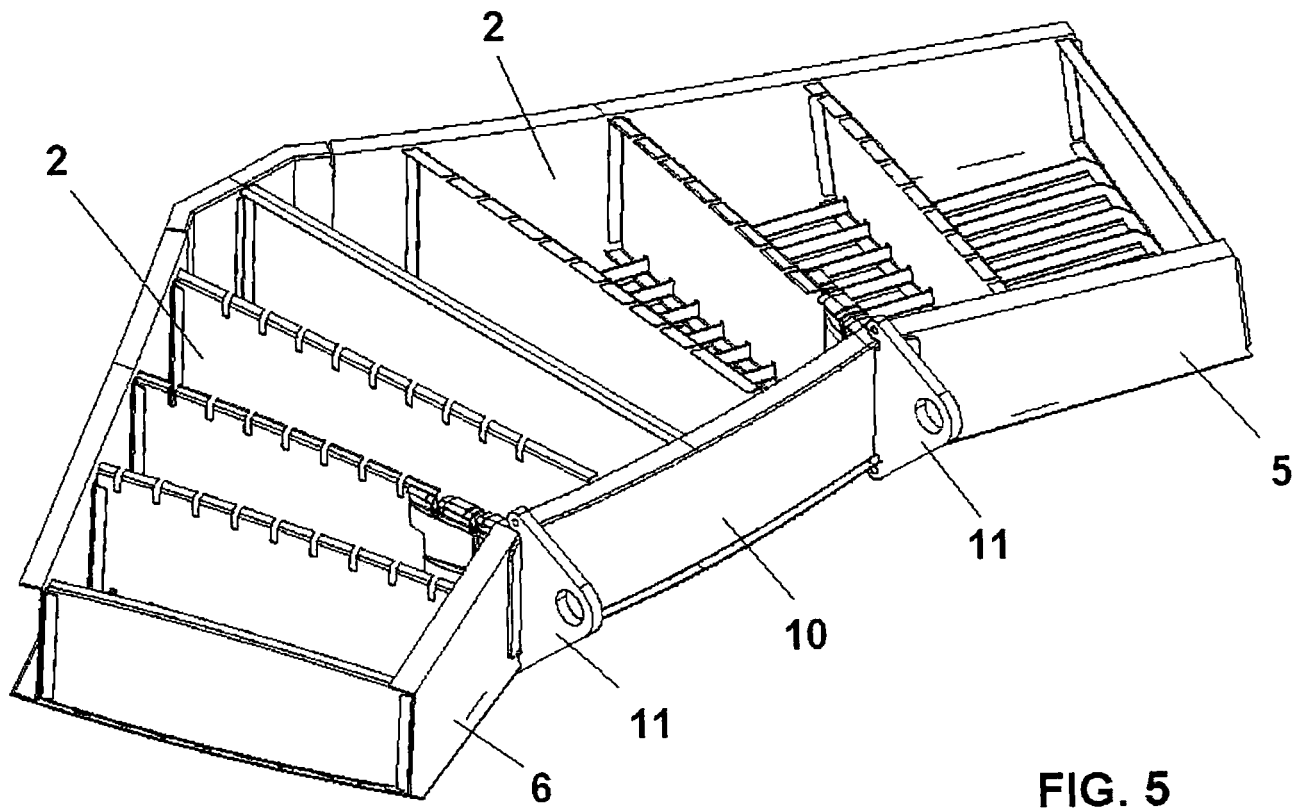


FIG. 5

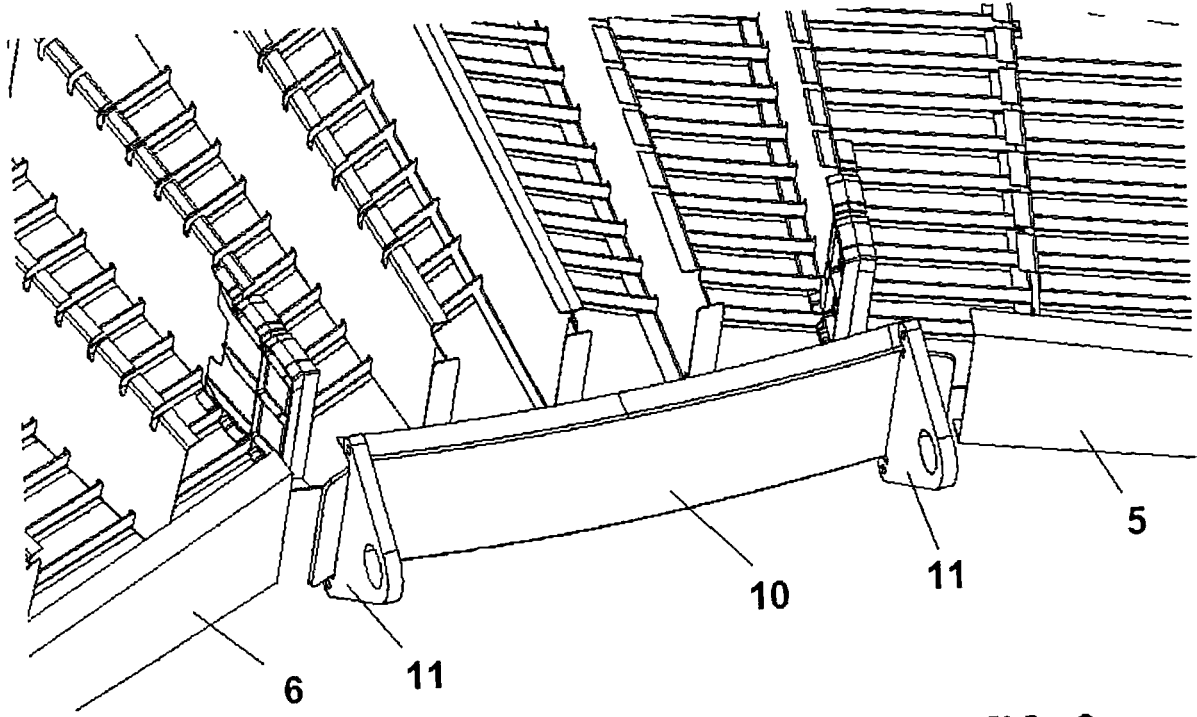


FIG. 6

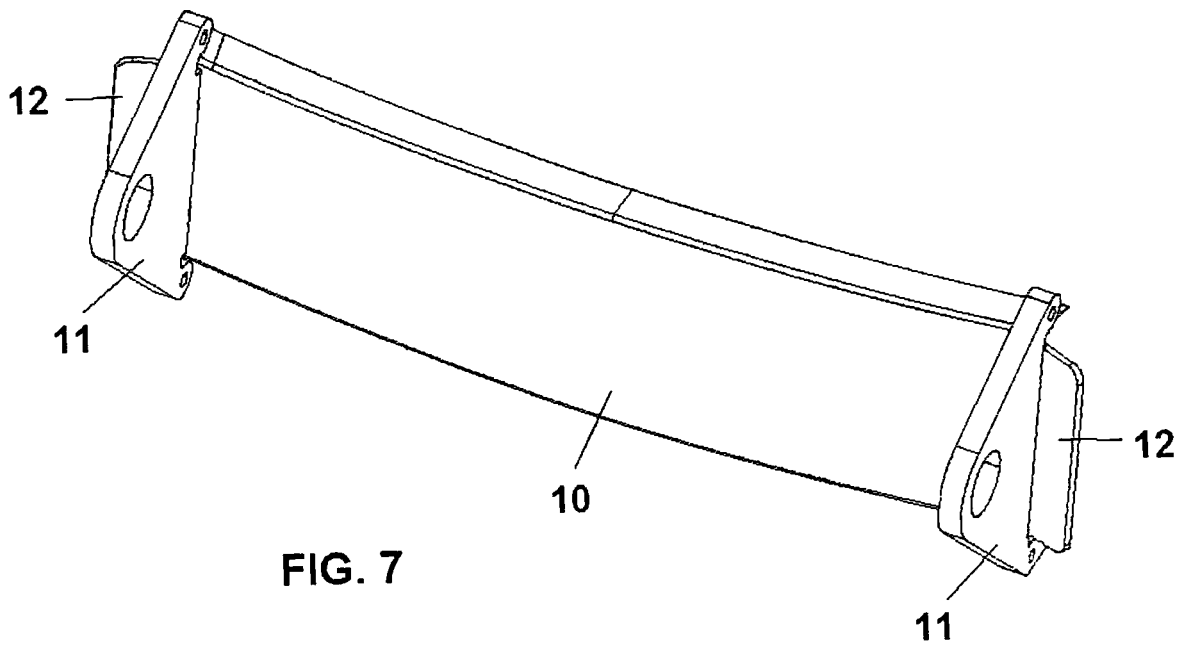


FIG. 7