

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

(19) Organización Mundial de la Propiedad
Intelectual
Oficina internacional



(43) Fecha de publicación internacional
27 de enero de 2011 (27.01.2011)

PCT

(10) Número de Publicación Internacional
WO 2011/009983 A1

(51) Clasificación Internacional de Patentes:
B64C 1/06 (2006.01) *B64F 5/00* (2006.01)
B64C 1/10 (2006.01)

(21) Número de la solicitud internacional:
PCT/ES2010/070379

(22) Fecha de presentación internacional:
8 de junio de 2010 (08.06.2010)

(25) Idioma de presentación: español

(26) Idioma de publicación: español

(30) Datos relativos a la prioridad:
P200930503 24 de julio de 2009 (24.07.2009) ES

(71) Solicitante (para todos los Estados designados salvo US): **AIRBUS OPERATIONS, S.L.** [ES/ES]; Avenida John Lennon, s/n, E-28906 GETAFE (Madrid) (ES).

(72) Inventores; e

(75) Inventores/Solicitantes (para US solamente): **VERA VILLARES, Enrique** [ES/ES]; Concha Espina, 8 - bloque 4 - 2º A, E-28903 Getafe (madrid) (ES). **GARCÍA**

PATINO, María Aránzazu [ES/ES]; Cazalegas, 5 - Portal E -2ºB, E-28025 Madrid (ES).

(74) Mandatario: **UNGRIA LÓPEZ, Javier**; Avenida Ramón y Cajal, 78, E-28043 Madrid (ES).

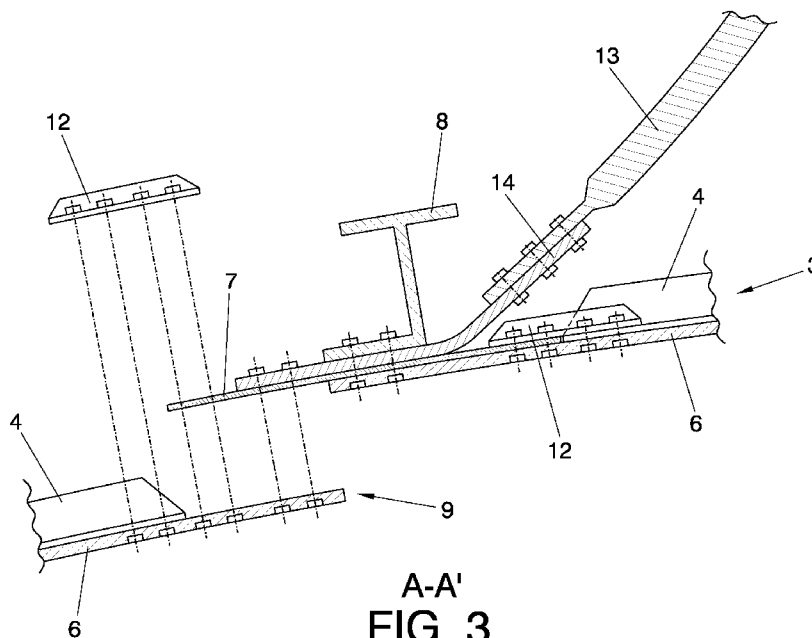
(81) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección nacional admisible): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, 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, TH, 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, LR, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europea (AL, AT, BE, BG,

[Continúa en la página siguiente]

(54) Title: METHOD FOR ASSEMBLING AIRCRAFT FUSELAGE SECTIONS

(54) Título : PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE



A-A'
FIG. 3

(57) Abstract: The invention relates to a method including manufacturing the front section (2) and the rear section (3), with the assembly structure built into the rear section, and subsequently assembling the two sections. Manufacturing the front section (2) includes manufacturing a main portion (9) of the front section separated from a coupling portion (10) of the front section. Assembling the two sections includes assembling the main portion (9) with the unit of the rear section (3) and with the coupling portion (10) of the front section.

(57) Resumen:

[Continúa en la página siguiente]

WO 2011/009983 A1



CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, **Publicada:**

IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT,

RO, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI,

CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

— *con informe de búsqueda internacional (Art. 21(3))*

El procedimiento comprende la fabricación de la sección anterior (2) y de la sección posterior (3) con la estructura de ensamblaje integrada en la sección posterior y el posterior ensamblaje de las dos secciones. La fabricación de la sección anterior (2) comprende la fabricación de una porción principal (9) de sección anterior separada de una porción de acoplamiento (10) de sección anterior. El ensamblaje de las dos secciones comprende el ensamblaje de la porción principal (9) con el conjunto de la sección posterior (3) y la porción de acoplamiento (10) de sección anterior.

**PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE
SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE**

CAMPO DE LA INVENCION

5 La presente invención se concibe para la industria aeronáutica, en el campo del diseño y la construcción de aeronaves.

OBJETO DE LA INVENCION

10 La presente invención, según se expresa en el enunciado de la presente memoria descriptiva, tiene por objeto proporcionar un procedimiento para el ensamblaje de secciones de fuselaje de aeronave.

15 La invención proporciona un procedimiento que permite ensamblar secciones de fuselaje previamente obtenidas con la máxima integridad, lo que reduce el número de operaciones necesarias para realizar el ensamblaje y por consiguiente reducir los costes y tiempos de fabricación. Adicionalmente, la fabricación íntegra o casi íntegra de cada una de las secciones previamente a ensamblarlas, proporciona mejoras en
20 la resistencia estructural y la precisión dimensional de las propias secciones, teniendo en cuenta además que para la fabricación de cada una de las secciones a ensamblar con la máxima integridad es propicia actualmente la utilización de técnicas de fabricación en materiales compuestos conocidas
25 como laminado con colocación de fibras ("*fiber placement*").

 Para el acoplamiento de secciones de fuselaje, se emplean estructuras de ensamblaje que comprenden una cuaderna de ensamblaje y una platabanda, que se extienden alrededor del fuselaje entorno al borde de las secciones a
30 ensamblar. La cuaderna de ensamblaje debe absorber las cargas procedentes de las secciones además de rigidizar transversalmente el fuselaje en la zona del acoplamiento. Por otra parte, la platabanda tiene la función de asegurar la continuidad de los esfuerzos transmitidos a través del
35 revestimiento y los larguerillos de cada una de las secciones a acoplar.

En particular, la presente invención proporciona un procedimiento para ensamblar las secciones donde se localiza el mamparo de presiones de la aeronave. Es decir, las secciones correspondientes a la zona presurizada y la zona no presurizada de la aeronave respectivamente. La estructura de ensamblaje de estas secciones, además de la cuaderna de ensamblaje y la platabanda citadas, requiere de modificaciones estructurales para el acoplamiento del mamparo, en la configuración de la propia cuaderna de ensamblaje, o mediante la inclusión de elementos estructurales adicionales con objeto de proporcionar una resistencia adicional adecuada para absorber las cargas de presión que actúan en el mamparo de presiones.

La presente invención también tiene por objeto proporcionar un procedimiento de ensamblaje entre las dos secciones cuando la estructura de ensamblaje (cuaderna, platabanda, acoplamiento del mamparo de presión, etc.) se ha integrado previamente en la sección posterior. En este caso, el integrar la estructura de ensamblaje en la sección posterior proporciona la ventaja técnica de que al posicionar la estructura de ensamblaje más hacia atrás, el mamparo de presión se retrasa también apreciablemente y por tanto aumenta apreciablemente el volumen de la zona presurizada de la aeronave con la consiguiente ventaja derivada del aumento de la capacidad para transportar carga de pago.

Finalmente, otro objeto de la presente invención es proporcionar un procedimiento de ensamblaje entre las dos secciones cuando el fuselaje es troncocónico. En este caso, si además la estructura de ensamblaje (al menos consistente en la cuaderna de ensamblaje y la platabanda) se incorpora a la sección posterior, se presenta el problema técnico de que al sobresalir parte de la estructura de ensamblaje (al menos la platabanda) por el borde de la sección posterior, por geometría no es posible el acoplamiento directo de la sección posterior con la sección anterior.

ESTADO DE LA TÉCNICA ANTERIOR A LA INVENCION

Convencionalmente, el ensamblaje de secciones de fuselaje no se realiza a partir de las secciones totalmente integradas. Al menos la estructura de ensamblaje (cuaderna de ensamblaje, platabanda, etc.) se instala posteriormente, durante la misma operación de ensamblaje. Una vez fijada la estructura de ensamblaje, se extiende sobre ella el revestimiento, distribuido en paneles. Este método convencional aporta la ventaja de que permite corregir las tolerancias de fabricación, permitiendo un ajuste final adecuado entre las dos secciones a acoplar, sin embargo como se ha indicado anteriormente presenta inconvenientes derivados del tiempo y costes de fabricación, así como de la resistencia estructural y precisión dimensional del fuselaje en el entorno de la zona de ensamblaje, con respecto a la solución de acoplar las secciones partiendo de que las mismas incorporen la estructura de ensamblaje previamente al ensamblaje.

Adicionalmente, en el caso de la presente invención interviene el factor de la incorporación de los elementos estructurales de acoplamiento del mamparo de presión a la propia estructura de ensamblaje. Convencionalmente, el mamparo de presión se ensambla a la aeronave a través de la misma cuaderna de ensamblaje. Para ello, una porción posterior del ala superior de la cuaderna se proyecta hacia arriba y hacia atrás con cierta inclinación respecto al revestimiento que viene determinada por una línea tangente al mamparo de presión, teniendo un valor aproximado y orientativo de 60°. También se conocen estructuras de refuerzo para la carga de presión del mamparo como tirantes que se acoplan entre la cuaderna de ensamblaje y en otra cuaderna de refuerzo dispuesta en una posición adelantada respecto a la cuaderna de ensamblaje y conectada a los larguerillos de la sección anterior. Dicha cuaderna de ensamblaje para mamparo de presión necesariamente ha de fabricarse de metal y por la técnica de mecanizado, debido a

-4-

la naturaleza de las cargas que debe resistir, las del acoplamiento como una cuaderna de ensamblaje simple más las de presión. Sin embargo, recientemente se han considerado estructuras de ensamblaje para mamparo de presión cuya
5 fabricación puede fabricarse totalmente en material compuesto. Este hecho, permite obtener una estructura de ensamblaje unida a la sección de fuselaje, sin ser necesarios medios de fijación mecánicos, por ejemplo por medio de las técnicas de copegado o cocurado de material
10 compuesto lo que contribuye positivamente al objeto de la presente invención. Esta estructura de ensamblaje se recoge en la presente invención y es hacia la que preferidamente se dirige la misma.

DESCRIPCION DE LA INVENCION

15 Con objeto de resolver los inconvenientes del estado de la técnica y lograr las mejoras anteriormente señaladas la presente invención proporciona un procedimiento de ensamblaje de secciones de fuselaje, adecuado para secciones troncocónicas de fuselaje donde se ensambla el mamparo de
20 presión de la aeronave.

Esencialmente, el procedimiento de ensamblaje permite acoplar una sección anterior con una sección posterior del fuselaje, cuando una de las secciones incorpora previamente la estructura de ensamblaje. Dicha estructura de ensamblaje
25 comprende una cuaderna de ensamblaje y una platabanda principal. De otro lado, las secciones incorporan larguerillos, cuadernas de forma y revestimiento.

El procedimiento se caracteriza porque la fabricación de la sección anterior comprende la fabricación de la misma
30 dividida en dos particiones: una porción principal de sección anterior y una porción de acoplamiento de sección anterior. La porción de acoplamiento consiste en un tramo de la sección anterior que se extiende desde el borde abarcando un arco. De este modo, la porción principal de sección
35 anterior queda definida por un borde anterior, un borde

-5-

posterior y un borde transversal que se extiende entre dichos bordes anterior y posterior de sección anterior.

Por otra parte, la fabricación de la sección posterior comprende la incorporación de la estructura de ensamblaje en dicha sección, es decir la incorporación de la platabanda principal y la cuaderna de ensamblaje en la misma. Así, la platabanda principal se conecta fijamente al revestimiento y la cuaderna de ensamblaje se acopla fijamente a dicha platabanda principal.

El ensamblaje de las dos secciones se completa con las siguientes subetapas:

- ensamblaje de la porción principal con la sección posterior; y
- ensamblaje de la porción de acoplamiento con el conjunto de la porción principal y la sección posterior.

De esta forma, la invención permite el ensamblaje de las secciones troncocónicas del fuselaje, partiendo de secciones con la máxima integridad, a pesar de que la estructura de ensamblaje esté integrada previamente en la sección posterior a acoplar. Dado que permite el ensamblaje independiente de las porciones en que se subdividen aproximando las porciones y secciones correspondientes hasta que contactan entre sí.

Por sección o estructura "integrada" se entiende en la presente invención que los elementos técnicos que constituyen dicha sección o estructura estén conectados fijamente previamente al acoplamiento. En particular, por estructura de ensamblaje integrada en la sección se entiende que la estructura de ensamblaje se encuentre conectada fijamente a la sección antes de producir el acoplamiento con la otra sección. Para conectar fijamente los distintos elementos de la estructura de ensamblaje y la estructura de ensamblaje con la sección se contemplan tanto medios de fijación como medios de unión. Los medios de fijación se

-6-

distinguen de los medios de unión en que los medios de fijación requieren de elementos conectores ajenos a los elementos a conectar. Los medios de fijación pueden ser mecánicos (roscados, como tornillos; o no roscados, como remaches ciegos o no ciegos) o químicos (como adhesivos, por pegado o por copegado; por copegado cuando las piezas a conectar son de material compuesto). Los medios de unión a su vez pueden ser mecánicos (como por machihembrado) o químicos (como por cocurado, cuando las piezas a conectar son de material compuesto). La diferencia entre las técnicas de cocurado y copegado es la siguiente: En el cocurado se unen elementos que no han sido curados previamente, produciéndose la unión mediante el curado del conjunto de los dos elementos, no disponiendo adhesivo entre los elementos a conectar; sin embargo en el copegado, uno de los elementos a conectar se ha curado previamente, disponiendo una capa de adhesivo entre los elementos a conectar.

Una variante del procedimiento de ensamblaje descrito anteriormente es que la porción de acoplamiento se integre en la sección posterior (o incluso que forme parte de ella). La ventaja de esta alternativa se deriva del menor número de piezas a montar, aunque presentaría los inconvenientes frente a la alternativa anterior de que el útil de fabricación del revestimiento sería más complejo y de que permitiría una menor flexibilidad para corregir tolerancias dimensionales del ajuste de las secciones a acoplar. En este sentido, teniendo en cuenta estos efectos, la presente invención contempla alternativamente que la porción de acoplamiento se divida a su vez en varias porciones o que se extienda en torno a la zona de ensamblaje en tramos discontinuos, de manera que se pueda optimizar dicho ajuste del acoplamiento final entre las secciones integradas o "casi integradas". Por sección "casi integrada" se entiende la sección sin la correspondiente porción de acoplamiento integrada en ella.

-7-

Para el ensamblaje de la sección anterior casi integrada con la porción de acoplamiento se contempla la incorporación de una platabanda secundaria que se integra en la sección anterior para conectar la porción de acoplamiento en el borde anterior. Análogamente, una platabanda transversal se dispone en el borde transversal de la porción principal para la conexión de la misma con la porción de acoplamiento. La platabanda secundaria se acopla convencionalmente a la última cuaderna de forma de la sección anterior, de manera que se garantiza en todo momento la continuidad de la resistencia estructural en la zona de conexión entre las porciones a través de la incorporación de herrajes de tensión que conectan las platabandas con los larguerillos correspondientes.

BREVE ENUNCIADO DE LAS FIGURAS

Para complementar la descripción de la invención y con objeto de ayudar a una mejor comprensión de sus características técnicas, se acompaña a la presente memoria descriptiva las siguientes figuras:

Figura 1.- Vista en perspectiva esquemática del fuselaje de una aeronave donde se muestra la estructura del mismo en la zona de ensamblaje de las secciones anterior y posterior.

Figura 2.- Muestra esquemáticamente el procedimiento de ensamblaje entre las secciones anterior y posterior del fuselaje de la realización preferida de la invención. La figura 2A representa el acercamiento de la sección posterior a la porción principal de la sección anterior, previo a su acoplamiento. La figura 2B muestra el acercamiento de la porción de acoplamiento al conjunto de la sección posterior con la porción principal. Y la figura 2C muestra el fuselaje con las dos secciones una vez ensambladas.

Figura 3.- Muestra el ensamblaje entre la sección anterior y posterior del fuselaje según la vista indicada en la figura 2C como A-A'.

-8-

Figura 4.- Muestra el ensamblaje entre la sección anterior y posterior del fuselaje según la vista indicada en la figura 2C como B-B'.

Figura 5.- Muestra el ensamblaje entre la sección anterior y posterior del fuselaje según la vista indicada en la figura 2C como C-C'.

Las referencias empleadas en las figuras son las siguientes:

- 1: Fuselaje de aeronave
- 2: Sección anterior de fuselaje
- 3: Sección posterior de fuselaje
- 4: Larguerillo
- 5: Cuaderna de forma
- 6: Revestimiento
- 7: Platabanda principal
- 8: Cuaderna de ensamblaje
- 9: Porción principal de sección anterior
- 10: Porción de acoplamiento de sección anterior
- 11: Platabanda secundaria
- 12: Herrajes de tensión
- 13: Mamparo de presión
- 14: Anillo de mamparo
- 15: Platabanda transversal
- 16: Borde posterior de porción principal
- 17: Borde anterior de porción principal
- 18: Anclaje para izado de la sección posterior

DESCRIPCION DE UNA REALIZACIÓN PREFERIDA

La realización preferida descrita a continuación se refiere a un procedimiento de ensamblaje de las secciones anterior (2) y posterior (3) del fuselaje (1) troncocónico de una aeronave, siendo las secciones a ensamblar las correspondientes al acoplamiento del mamparo de presión de la aeronave. En la figura 1 se observa una vista de dichas secciones, donde se muestran los elementos estructurales de las secciones a ensamblar, que comprenden larguerillos (4), cuadernas de forma (5) y revestimiento (6).

-9-

Previamente a realizar el ensamblaje entre las secciones, la estructura de ensamblaje está integrada en la sección (3) posterior del fuselaje (1).

La estructura de ensamblaje considerada en esta
5 realización preferida puede fabricarse totalmente en material compuesto, contribuyendo positivamente al objeto de la presente invención como se ha indicado anteriormente. Esta estructura de ensamblaje, que está integrada en la sección posterior antes de realizar el acoplamiento,
10 comprende una platabanda principal (7), una cuaderna de ensamblaje (8), herrajes de tensión (12), el mamparo (13) de presión y un anillo (14) de mamparo. Estos elementos se muestran por ejemplo en la figura 3, correspondiente a una vista de un corte transversal de la estructura de
15 ensamblaje, que se extiende con simetría cilíndrica en torno al fuselaje. El anillo (14) de mamparo tiene la función de recibir las cargas de presión del mamparo (13) de presión. Se caracteriza por tener una forma en L, con dos porciones rectas: una porción anterior y otra porción posterior. Así,
20 el mamparo (14) se conecta a la porción posterior del anillo (14) de mamparo, proyectándose la porción posterior hacia arriba y hacia atrás con cierta inclinación respecto al revestimiento (6), viniendo determinada la inclinación por una línea tangente al mamparo de presión. Por otra parte,
25 la cuaderna (8) de ensamblaje tiene la función de rigidizar la sección transversal del fuselaje, de manera desacoplada de la función de absorber las cargas de presión del mamparo (13), que es proporcionada por el anillo (14) de mamparo. La cuaderna (8) está conectada fijamente al anillo (14) de
30 mamparo y, el conjunto de cuaderna y anillo, están conectados fijamente al revestimiento por interposición de la platabanda (7) principal, entre la porción anterior del anillo de mamparo y el revestimiento. Por otro lado, la platabanda (7) principal está conectada a los larguerillos
35 (4) de la sección posterior por medio de unos herrajes de tensión (12). Con esta configuración, al menos la platabanda

-10-

(7) principal sobresale de la sección posterior (3), antes de proceder a ensamblar la porción principal (9) o la porción de acoplamiento (10) de la sección anterior (2) con dicha sección posterior 83).

5 En la figura 2 se muestra esquemáticamente el procedimiento de ensamblaje de la invención. Así, la figura 2A muestra el ensamblaje de la sección posterior (3) con la porción principal (9) de la sección anterior (2), mostrándose la aproximación entre la sección posterior y la
10 porción principal. La figura 2B muestra el ensamblaje entre la porción de acoplamiento (10) con el conjunto de la porción principal (9) de sección anterior ensamblada a la sección posterior (3). Por último, en la figura 2C, se muestra el fuselaje una vez que las secciones están
15 ensambladas.

 Internamente, el ensamblaje de las porciones y secciones se muestra en las figuras 3, 4 y 5 que representa el ensamblaje según las vistas de los cortes A-A', B-B' y C-C' de la figura 2C, respectivamente. Así, la figura 3 (vista
20 A-A') muestra el ensamblaje entre la sección posterior (3) y la porción principal (9), la figura 4 (vista B-B') muestra el ensamblaje entre la sección posterior (3) y la porción de acoplamiento (10), y la figura 5 (vista C-C') muestra el ensamblaje entre la porción principal (9) y la porción de
25 acoplamiento (10).

 Durante el ensamblaje, las secciones se soportan mediante gradas o puentes grúa. Para facilitar la aproximación de las secciones durante el ensamblaje, las mismas pueden incorporar unos anclajes (18) para permitir su
30 izado.

REIVINDICACIONES

1.- **PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE**, para acoplar una sección anterior (2) con una sección posterior (3) del fuselaje (1); las secciones comprendiendo larguerillos (4), cuadernas de forma (5) y revestimiento (6); el fuselaje comprendiendo una estructura de ensamblaje entre la sección anterior (2) y la sección posterior (3); la estructura de ensamblaje incluyendo una platabanda (7) principal y una cuaderna (8) de ensamblaje;

el procedimiento caracterizado porque comprende las siguientes etapas:

- fabricación de la sección anterior (2) y de la sección posterior (3) con la estructura de ensamblaje integrada en una de las secciones; y
- ensamblaje de las secciones;

caracterizado porque:

la fabricación de la sección anterior (2) comprende la fabricación de una porción principal (9) de sección anterior separada de una porción de acoplamiento (10) de sección anterior, la última consistente en un tramo de sección anterior que se extiende desde el borde (16) posterior de la sección anterior hasta el borde (17) anterior de la misma abarcando un arco;

la fabricación de la sección posterior (3) comprende la integración de la estructura de ensamblaje en la sección posterior; y

el ensamblaje de las dos secciones comprende las siguientes subetapas:

- ensamblaje de la porción principal (9) con la sección posterior (3); y
- ensamblaje de la porción de acoplamiento (10) con el conjunto de la porción principal y la sección posterior.

-12-

2.- PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE,

para acoplar una sección anterior (2) con una sección posterior (3) del fuselaje (1); las secciones comprendiendo larguerillos (4), cuadernas de forma (5) y revestimiento (6); el fuselaje comprendiendo una estructura de ensamblaje entre la sección anterior (2) y la sección posterior (3); la estructura de ensamblaje incluyendo una platabanda (7) principal y una cuaderna (8) de ensamblaje;

el procedimiento comprendiendo las siguientes etapas:

- fabricación de la sección anterior (2) y de la sección posterior (3) con la estructura de ensamblaje integrada en una de las secciones; y
- ensamblaje de las dos secciones;

caracterizado porque:

la fabricación de la sección anterior (2) comprende la fabricación de una porción principal (9) de sección anterior separada de una porción de acoplamiento (10) de sección anterior, la última consistente en un tramo de sección anterior que se extiende desde el borde (16) posterior de la sección anterior hasta el borde (17) anterior de la misma abarcando un arco;

la fabricación de la sección posterior (3) comprende la integración de la estructura de ensamblaje en la sección posterior; y

el ensamblaje de las dos secciones comprende el ensamblaje de la porción principal (9) con el conjunto de la sección posterior (3) y la porción de acoplamiento (10) de sección anterior.

3.- PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE, según la reivindicación 1 ó 2, **caracterizado porque:**

la fabricación de la porción principal (9) de sección anterior comprende la incorporación de una platabanda (11) secundaria que se extiende a lo largo del borde (17)

-13-

anterior; la platabanda (11) secundaria conectándose fijamente entre una cuaderna (5) de forma y el revestimiento (6) de la sección anterior.

4.- **PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE**, según la reivindicación 3, **caracterizado porque:**

la fabricación de la porción principal (9) de sección anterior comprende la incorporación de herrajes (12) de tensión conectados fijamente entre los larguerillos (4) y la platabanda (11) secundaria.

5.- **PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE**, según la reivindicación 4, **caracterizado porque:**

la fabricación de la porción de acoplamiento (10) comprende la incorporación de larguerillos (4) conectados fijamente al revestimiento (6).

6.- **PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE**, según la reivindicación 5, **caracterizado porque:**

la fabricación de la sección posterior (3) comprende la incorporación de un mamparo de presión (13) acoplado fijamente a la cuaderna (8) de ensamblaje y a la platabanda (7) principal.

7.- **PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE**, según la reivindicación 6, **caracterizado porque:**

el mamparo de presión (13) se conecta fijamente a un anillo de mamparo (14) que a su vez se conecta fijamente entre la cuaderna (8) de ensamblaje y la platabanda (7) principal.

8.- **PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE**, según una de las reivindicaciones 5-7, **caracterizado porque:**

la fabricación de la porción principal (9) comprende la incorporación de una platabanda transversal (15).

-14-

9.- **PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE**, según la reivindicación 8, **caracterizado porque** el ensamblaje de la porción principal (9) con la sección posterior (3) comprende conectar fijamente la platabanda (7) principal con el revestimiento (6) de la porción principal (9).

10.- **PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE**, según la reivindicación 9, **caracterizado porque** el ensamblaje de la porción principal (9) con la sección posterior (3) comprende conectar fijamente unos herrajes de tensión entre los larguerillos (4) de la porción principal (9) y la platabanda (7) principal.

11.- **PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE**, según la reivindicación 8, **caracterizado porque** el ensamblaje de la porción de acoplamiento (10) con el conjunto de la porción principal (9) y la sección posterior (3) comprende conectar fijamente el revestimiento de la porción de acoplamiento (10) con la platabanda (7) principal de la sección posterior (3), y con la platabanda (11) secundaria y la platabanda transversal (15) de la sección anterior (9).

12.- **PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE SECCIONES DE FUSELAJE DE UNA AERONAVE**, según la reivindicación 11, **caracterizado porque** el ensamblaje de la porción de acoplamiento (10) con el conjunto de la porción principal (9) y la sección posterior (3) comprende conectar fijamente unos herrajes de tensión entre los larguerillos (4) de la porción de acoplamiento (10) y la platabanda (7) principal por un lado, y entre los larguerillos (4) de la porción de acoplamiento (10) y la platabanda (11) secundaria por otro.

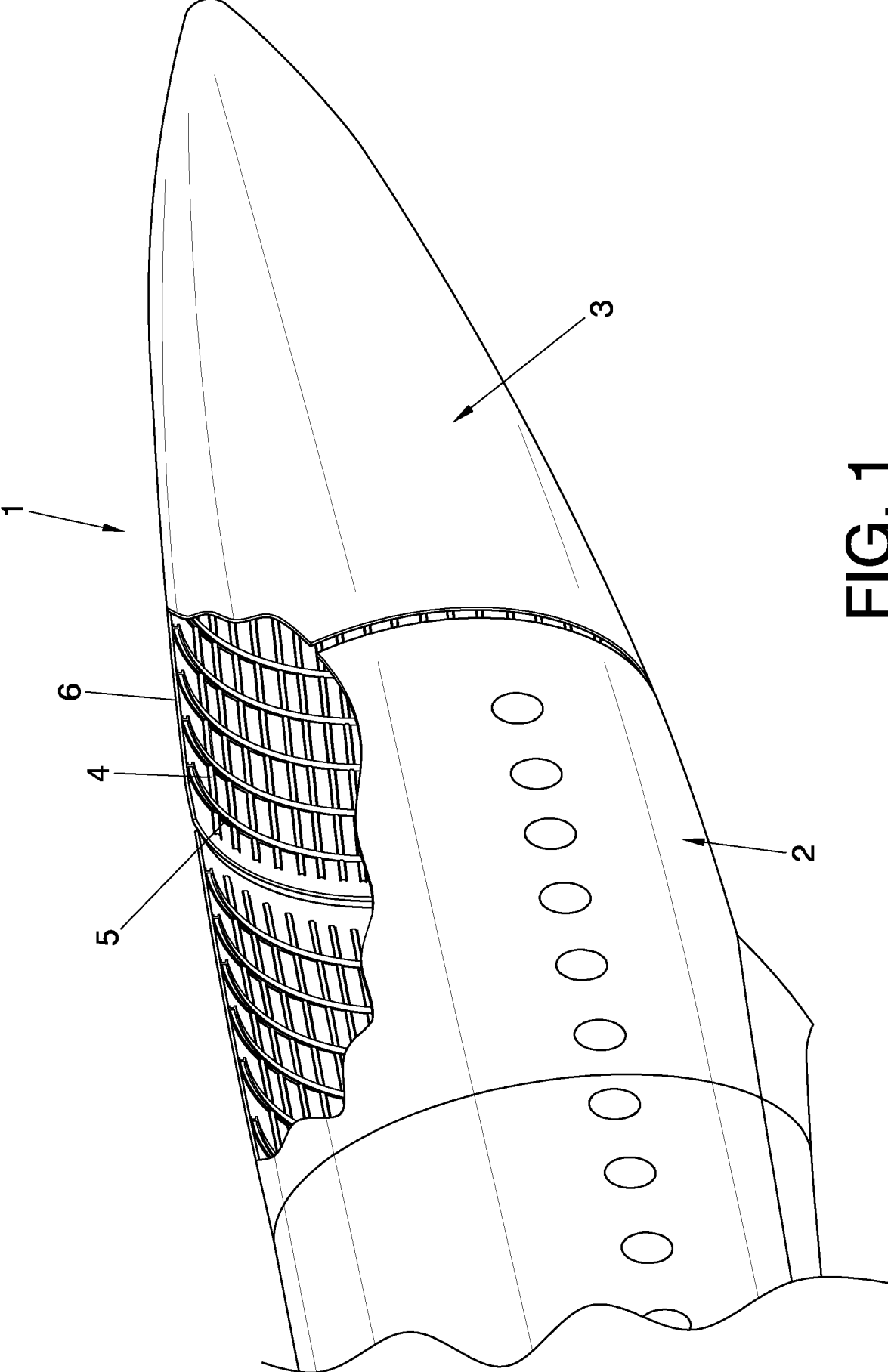


FIG. 1

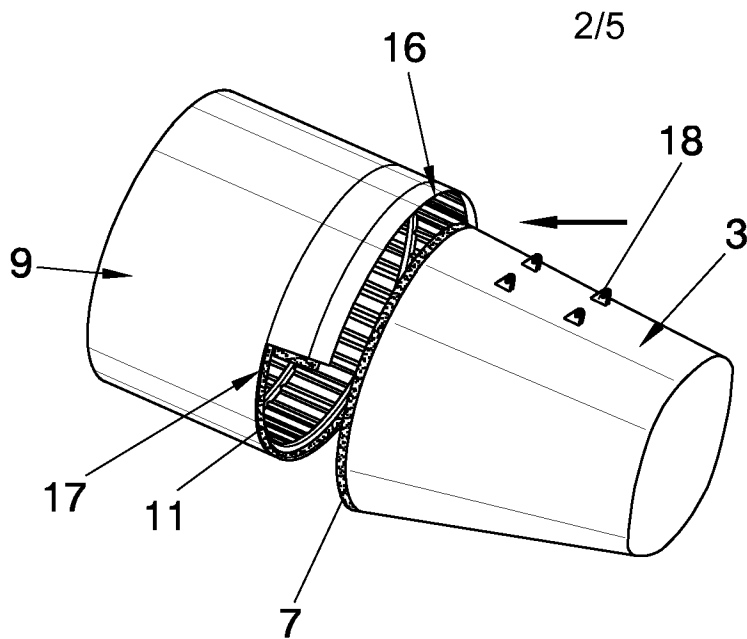
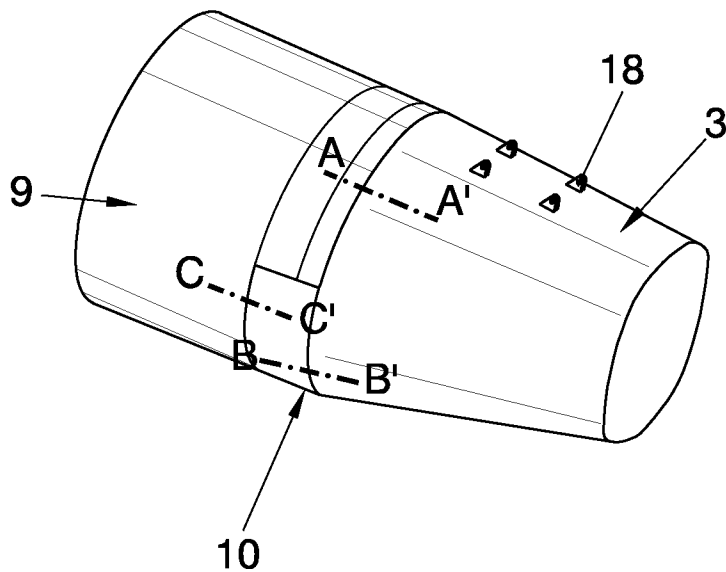
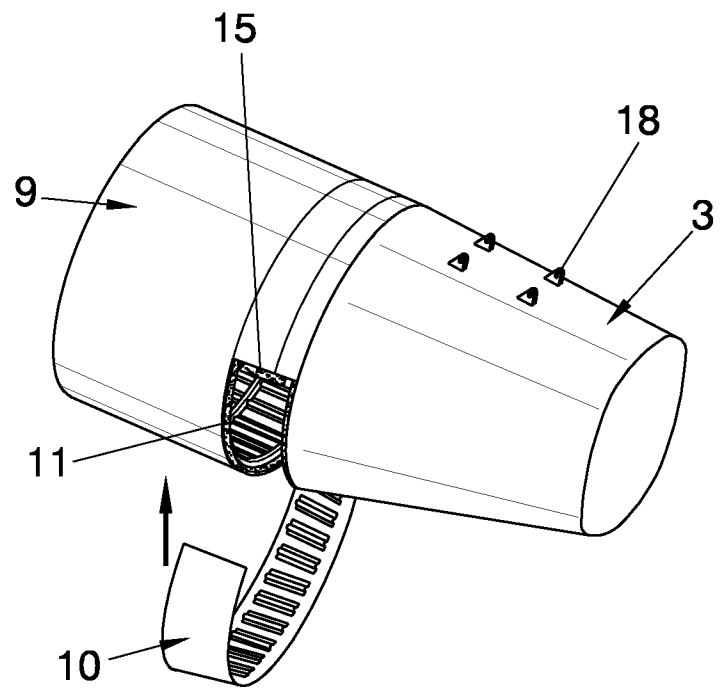
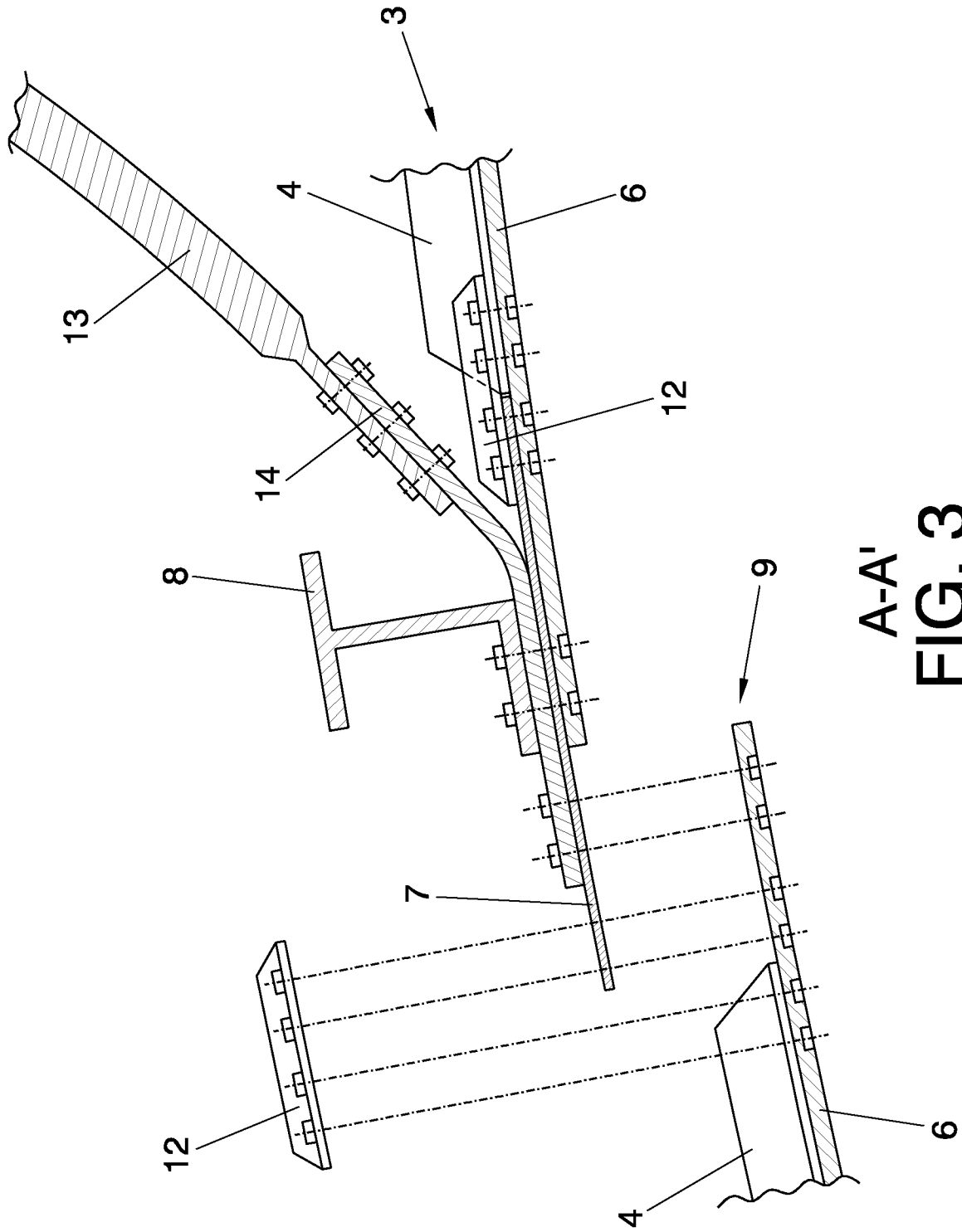
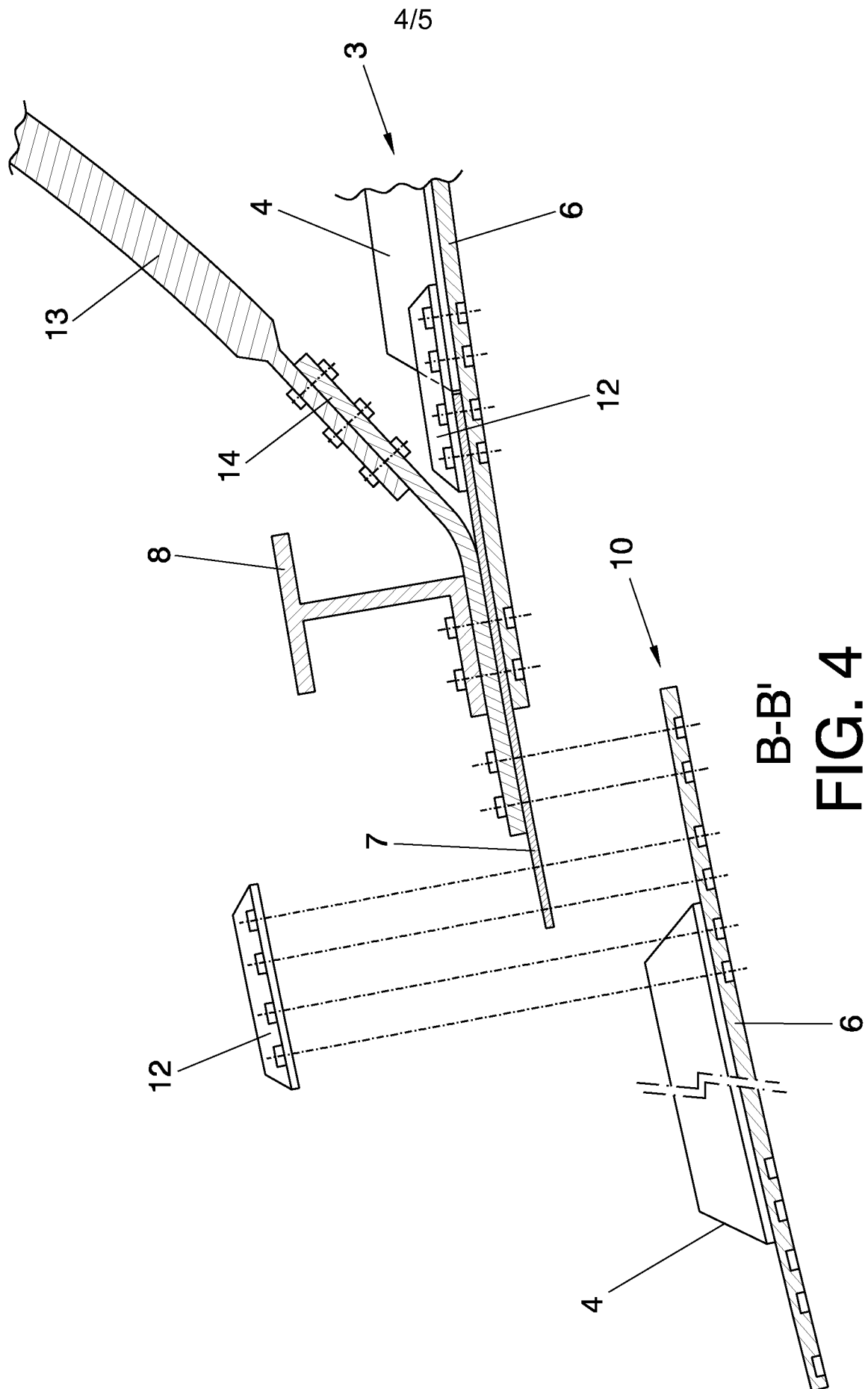
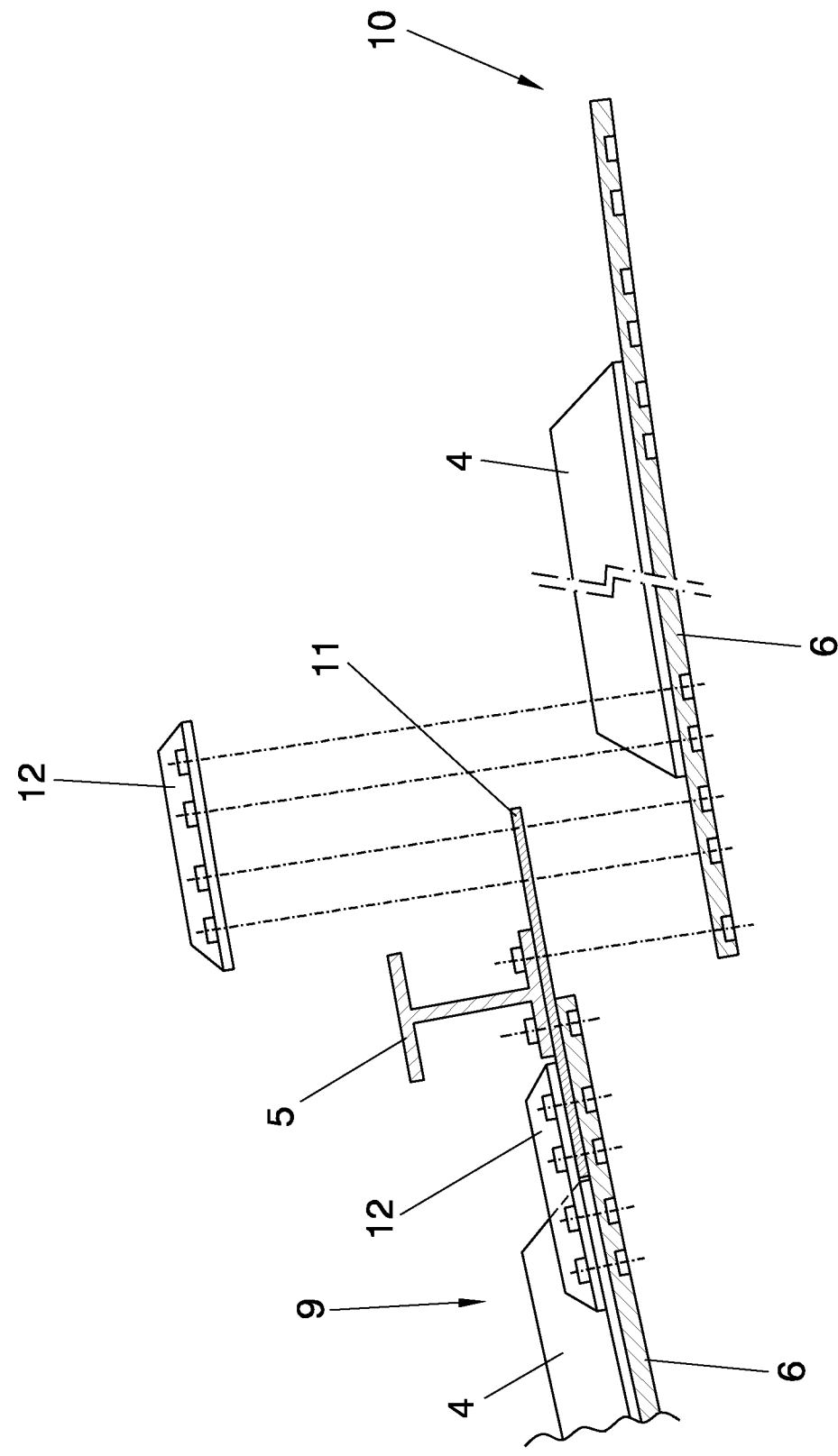


FIG. 2B









C-C'
FIG. 5

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/ ES 2010/070379

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

see extra sheet

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64C, B64F

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

INVENES, EPODOC, WPI, PAJ

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
P, Y	WO 2009/103635 A1 (AIRBUS OPERATIONS) 27.08.2009; page 9, lines 4-26; page 10, line 19 - page 11, line 5; figures 4-5.	1-12
P, Y	WO 2010/003818 A2 (AIRBUS OPERATIONS) 14.01.2010; page 4, line 12 - page 5, line 2; page 9, lines 1-29; page 12, lines 27-34; figures 1, 3.	1-12
A	US 2006/0060705 A1 (STULC et al.) 23.03.2006; paragraph [0015]-[0024]; figures 1-2C.	1-5, 8-12
A	EP 1063166 A1 (EADS AIRBUS) 27.12.2000.	

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance.	
"E" earlier document but published on or after the international filing date	
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)	"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"O" document referring to an oral disclosure use, exhibition, or other means	"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	
	"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

17.September.2010 (17.09.2010)

Date of mailing of the international search report

(21/09/2010)

Name and mailing address of the ISA/
O.E.P.M.

Paseo de la Castellana, 75 28071 Madrid, Spain.

Facsimile No. 34 91 3495304

Authorized officer

L. Dueñas Campo

Telephone No. +34 91 349 53 42

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No.

PCT/ ES 2010/070379

Patent document cited in the search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
WO 2009/103635 A1	27.08.2009	DE 102008010197 A	10.09.2009
WO 2010/003818 A2	14.01.2010	DE 102008040213 A	21.01.2010
US 2006/0060705 A1	23.03.2006	US 7325771 B	05.02.2008
		CA 2583535 A	04.01.2007
		WO 2007001365 A	04.01.2007
		EP 1794050 A	13.06.2007
		EP 20050858121	14.09.2005
		JP 2008514484 T	08.05.2008
		US 2008111026 A	15.05.2008
EP 1063166 A1	27.12.2000	EP 20000111628	31.05.2000
		DE 19929471 C	18.01.2001
		US 2001054228 A	27.12.2001
		US 6481096 B	19.11.2002
		US 6408517 B	25.06.2002
		ES 2194645 T	01.12.2003

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/ ES 2010/070379

CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 1/10 (2006.01)

B64F 5/00 (2006.01)

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Solicitud internacional nº

PCT/ ES 2010/070379

A. CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD

Ver hoja adicional

De acuerdo con la Clasificación Internacional de Patentes (CIP) o según la clasificación nacional y CIP.

B. SECTORES COMPRENDIDOS POR LA BÚSQUEDA

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

B64C, B64F

Otra documentación consultada, además de la documentación mínima, en la medida en que tales documentos formen parte de los sectores comprendidos por la búsqueda

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

INVENES, EPODOC, WPI, PAJ

C. DOCUMENTOS CONSIDERADOS RELEVANTES

Categoría*	Documentos citados con indicación, si procede, de las partes relevantes	Relevante para las reivindicaciones nº
P, Y	WO 2009/103635 A1 (AIRBUS OPERATIONS) 27.08.2009; página 9, líneas 4-26; página 10, línea 19 - página 11, línea 5; figuras 4-5.	1-12
P, Y	WO 2010/003818 A2 (AIRBUS OPERATIONS) 14.01.2010; página 4, línea 12 - página 5, línea 2; página 9, líneas 1-29; página 12, líneas 27-34; figuras 1, 3.	1-12
A	US 2006/0060705 A1 (STULC et al.) 23.03.2006; párrafo [0015]-[0024]; figuras 1-2C.	1-5, 8-12
A	EP 1063166 A1 (EADS AIRBUS) 27.12.2000.	

☐ En la continuación del Recuadro C se relacionan otros documentos ☒ Los documentos de familias de patentes se indican en el Anexo

* Categorías especiales de documentos citados:	"T"	documento ulterior publicado con posterioridad a la fecha de presentación internacional o de prioridad que no pertenece al estado de la técnica pertinente pero que se cita por permitir la comprensión del principio o teoría que constituye la base de la invención.
"A" documento que define el estado general de la técnica no considerado como particularmente relevante.	"X"	documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse nueva o que implique una actividad inventiva por referencia al documento aisladamente considerado.
"E" solicitud de patente o patente anterior pero publicada en la fecha de presentación internacional o en fecha posterior.	"Y"	documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse que implique una actividad inventiva cuando el documento se asocia a otro u otros documentos de la misma naturaleza, cuya combinación resulta evidente para un experto en la materia.
"L" documento que puede plantear dudas sobre una reivindicación de prioridad o que se cita para determinar la fecha de publicación de otra cita o por una razón especial (como la indicada).	"&"	documento que forma parte de la misma familia de patentes.
"O" documento que se refiere a una divulgación oral, a una utilización, a una exposición o a cualquier otro medio.		
"P" documento publicado antes de la fecha de presentación internacional pero con posterioridad a la fecha de prioridad reivindicada.		

Fecha en que se ha concluido efectivamente la búsqueda internacional.

17.Septiembre.2010 (17.09.2010)

Fecha de expedición del informe de búsqueda internacional

21 septiembre de 2010 (21/09/2010)

Nombre y dirección postal de la Administración encargada de la búsqueda internacional

O.E.P.M.

Paseo de la Castellana, 75 28071 Madrid, España.

Nº de fax 34 91 3495304

Funcionario autorizado

L. Dueñas Campo

Nº de teléfono +34 91 349 53 42

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Información relativa a miembros de familias de patentes

Solicitud internacional N°

PCT/ES 2010/070379

Documento de patente citado en el informe de búsqueda	Fecha de Publicación	Miembro(s) de la familia de patentes	Fecha de Publicación
WO 2009/103635 A1	27.08.2009	DE 102008010197 A	10.09.2009
WO 2010/003818 A2	14.01.2010	DE 102008040213 A	21.01.2010
US 2006/0060705 A1	23.03.2006	US 7325771 B	05.02.2008
		CA 2583535 A	04.01.2007
		WO 2007001365 A	04.01.2007
		EP 1794050 A	13.06.2007
		EP 20050858121	14.09.2005
		JP 2008514484 T	08.05.2008
		US 2008111026 A	15.05.2008
EP 1063166 A1	27.12.2000	EP 20000111628	31.05.2000
		DE 19929471 C	18.01.2001
		US 2001054228 A	27.12.2001
		US 6481096 B	19.11.2002
		US 6408517 B	25.06.2002
		ES 2194645 T	01.12.2003

CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 1/10 (2006.01)

B64F 5/00 (2006.01)