

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 981 087**

51 Int. Cl.:

**B64C 1/06** (2006.01)

**B64F 5/10** (2007.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.06.2018** **E 18382440 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **01.05.2024** **EP 3584150**

54 Título: **Procedimiento de fabricación de una sección trasera de una aeronave y sección trasera de aeronave fabricada según dicho procedimiento**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**07.10.2024**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**CANAS RIOS, MARIA ALMUDENA;**  
**SANCHEZ PEREZ, MELANIA;**  
**MENARD, EDOUARD;**  
**MARTINO-GONZALEZ, ESTEBAN;**  
**INIESTA LOZANO, FERNANDO;**  
**ARANA HIDALGO, ALBERTO;**  
**VAZQUEZ CASTRO, JESUS, JAVIER y**  
**GARCIA NIETO, CARLOS**

74 Agente/Representante:

**GONZÁLEZ PECES, Gustavo Adolfo**

ES 2 981 087 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

Procedimiento de fabricación de una sección trasera de una aeronave y sección trasera de aeronave fabricada según dicho procedimiento

5 La presente invención se refiere a un procedimiento para fabricar una sección trasera del fuselaje y un plano vertical de cola de una aeronave, en particular para fabricar el cono de cola y el plano vertical de cola de una aeronave al mismo tiempo. La presente invención también se refiere a la sección trasera del fuselaje y el plano vertical de cola de la aeronave fabricados mediante dicho procedimiento.

10 La presente invención se refiere a un procedimiento de fabricación para obtener un conjunto de composite de un empenaje y fuselaje de una aeronave basado en una solución de piel continua y en la integración de dos mitades de fuselaje.

### Antecedentes de la invención

15 Normalmente, para construir el fuselaje de una aeronave, se colocan una serie de marcos con la forma de las secciones transversales del fuselaje en una posición sobre un soporte rígido. Estos marcos se unen a continuación con los paneles de la piel del fuselaje, que incluye elementos longitudinales ligeros denominados larguerillos que aumentan la resistencia al pandeo de la piel. Los larguerillos se unen a la piel mediante remaches, resina curada o adhesivos especiales. La unión de los paneles de piel y los marcos se realiza mediante piezas angulares de interfaz denominadas tirantes de cizallamiento que unen el alma del marco y la piel del fuselaje, para conformar el fuselaje completo. En algunos casos, estas piezas angulares pueden formar parte del marco como una brida integrada.

La técnica anterior está ilustrada en el documento FR-A 1-2 766 407.

20 El plano de cola vertical está formado convencionalmente por una caja de torsión primaria estructural, un borde de ataque, un borde de salida y una superficie móvil. La caja primaria está formada por una piel, dos o más largueros y costillas internas. Cuando el número de largueros es suficiente, pueden eliminarse todas o parte de las costillas.

25 En los aviones conocidos, la unión entre el plano vertical de cola y la sección trasera del fuselaje se realiza mediante herrajes de interfaz. Estos herrajes se encargan de transferir las cargas sobre las pieles de la caja de torsión del empenaje, en cargas puntuales que se transfieren a los marcos del fuselaje. A continuación, los marcos distribuyen las cargas a la piel del fuselaje. Ejemplos de herrajes de interfaz son los herrajes de carga longitudinal y los herrajes de carga transversal como se muestra en las FIG.1A, FIG.1B y FIG.2.

30 Las cargas en esos herrajes de interfaz son muy elevadas porque se concentran en zonas puntuales de la estructura, lo que conlleva un refuerzo significativo y una penalización de peso para el herraje y los elementos circundantes. Además, el herraje debe cubrirse con un carenado aerodinámico que penaliza considerablemente la resistencia y el tiempo de montaje.

Opcionalmente, en determinadas configuraciones de aeronaves con motor montado en la parte trasera del fuselaje, es necesario integrar un escudo en el plano vertical de cola para detener el posible cruce de residuos entre los motores.

35 Por lo tanto, se desea un nuevo ensamblaje del empenaje de una aeronave que incluya al menos el fuselaje trasero y el plano vertical de cola con una piel continua que resuelva los inconvenientes mencionados y procedimientos para su fabricación.

### Descripción de la invención

40 Con el procedimiento de fabricación según la reivindicación 1 adjunta, es posible mejorar el ensamblaje de un empenaje al fuselaje trasero que tiene una solución de piel continua, en lo sucesivo denominada subestructura. Varias partes del fuselaje pueden integrarse para obtener un ensamblaje completo del empenaje.

El ensamblaje del empenaje incluye al menos el plano vertical de cola o parte del plano vertical de cola, y el fuselaje trasero que puede fabricarse de una sola vez con una piel continua que puede dividirse en dos partes con respecto al plano vertical medio de la aeronave

En un aspecto, la presente invención se refiere a un procedimiento de fabricación según la reivindicación 1.

45 La piel, los larguerillos y los marcos se integran en la herramienta de integración en un ciclo de curado de una sola vez. Se desmoldan las secciones de piel del fuselaje y se desmontan los moldes del marco de curado para obtener las dos mitades curadas del fuselaje de la aeronave. A continuación, se realiza una etapa final de unión de las dos mitades utilizando medios de unión. En algunos ejemplos, se pueden utilizar diferentes medios de unión como, por ejemplo, juntas de cizallamiento, pernos de tensión o cierres.

50 La principal ventaja de esta invención es que permite fabricar dos mitades del fuselaje incluyendo larguerillos y marcos para obtener un ensamblaje de composite de un empenaje con una piel continua e integrada en una única etapa de

fabricación. Por lo tanto, el número de piezas a unir se reduce significativamente y, como consecuencia, el coste de montaje y el plazo de entrega también se reducen.

La unión entre la carcasa y los marcos se obtiene mediante pegado utilizando el adhesivo adecuado y el ciclo de curado descrito anteriormente. Los marcos se unen mediante un proceso de cocurado según la presente invención..

5 Además, la fabricación de un conjunto de composite del empenaje con una piel continua presenta muchas otras ventajas: Las cargas no se transfieren únicamente a puntos discretos como en los fuselajes que incluyen herrajes de interfaz como se ha mencionado anteriormente. Por el contrario, las cargas transferidas son soportadas continuamente por marcos mantenidos en la sección transversal del fuselaje. Una superficie de transición entre el cilindro cónico de cola del fuselaje y el perfil del plano vertical de cola permite una transición suave entre dichas superficies, de modo  
10 que las cargas de la piel del plano vertical de cola pueden pasar directamente a la piel del fuselaje de forma continua. Por lo tanto, no es necesario utilizar herrajes de interfaz y fijaciones convencionales en contraste con los montajes convencionales.

Al deshacerse de los accesorios de interfaz en la unión entre el plano de cola vertical y el fuselaje trasero, se produce una importante reducción de peso: La eliminación de los carenados del plano de cola vertical permite eliminar el peso  
15 de penalización.

Hay una importante reducción de la resistencia aerodinámica: La eliminación de los carenados de instalación del plano vertical de cola permite una transición más suave de la piel, por lo que permite reducir la resistencia aerodinámica. En algunos ejemplos, las pruebas sobre el coeficiente de resistencia aerodinámica de la instalación en condiciones de crucero debido a la instalación del carenado muestran una reducción de la resistencia aerodinámica total.

20 La fabricación del blindaje y la simplificación del ensamblaje pueden lograrse debido a la eliminación de elementos remachados y otros elementos de interfaz como, por ejemplo, herrajes, carenados, sujetadores, etc., que no forman parte de la construcción del ensamblaje que tiene un concepto de piel continua de acuerdo con la presente divulgación. Sección integrada del cono de cola y escudo vertical contra impactos de la pala del plano de cola. De acuerdo con el conjunto propuesto, el blindaje de la pala es continuo en lugar de estar dividido entre el plano vertical de cola y la  
25 sección del cono de cola y, por lo tanto, se utiliza un número mínimo de interfaces y la integración del blindaje funciona mejor y el peso del blindaje puede ser, por ejemplo, 30 kg inferior en comparación con las soluciones existentes.

Una estructura más resistente a los daños: La trayectoria de carga continua y el apantallamiento conseguidos proporcionan una mayor tolerancia a los daños. Además, los carenados de los herrajes verticales del plano de cola pueden ser un problema mecánico por la fatiga acústica, las vibraciones y el desprendimiento de restos en caso de  
30 impacto de los restos del motor. Por lo tanto, el ensamblaje propuesto elimina estos problemas porque los carenados ya no son necesarios para la construcción del ensamblaje propuesto.

El concepto de piel continua reduce la carga puntual transmitida a el marco por los herrajes de interfaz en los montajes convencionales. Esta reducción permite disminuir las restricciones dimensionales de los marcos de carga debido a la integración de dichos herrajes de interfaz. Como resultado, es posible optimizar la altura y el grosor del marco, lo que  
35 se traduce en una reducción del peso.

### Breve descripción de los dibujos

Las figuras 1A y 1B muestran un plano de cola vertical en forma de T convencional y herrajes de interfaz que comprenden herrajes de carga longitudinal y herrajes de carga transversal.

La figura 2 muestra ejemplos de orejetas verticales convencionales para el plano de cola y fijaciones laterales.

40 La figura 3 muestra carenados convencionales para cubrir los herrajes de interfaz como los mostrados en las figuras 1A, 1B y 2.

Las figuras 4A y 4B muestran una primera forma de unir dos mitades de subestructura.

Las figuras 5A y 5B muestran una segunda forma de unir dos mitades de subestructura.

Las figuras 6A, 6B y 6C muestran una tercera forma de unir dos mitades de subestructura.

45 Las figuras 7A y 7B muestran una cuarta forma de unir dos mitades de subestructura.

Las figuras 8A y 8B muestran una quinta forma de unir dos mitades de subestructura.

La figura 9 muestra un ejemplo de herramienta de integración.

### Descripción de una realización preferente

50 La figura 1A muestra un plano de cola vertical convencional en forma de T (100). El plano de cola vertical (100) comprende un timón (120) y elevadores (130) y herrajes de interfaz (110). La figura 1B muestra los herrajes de interfaz

divididos por herrajes de carga longitudinal (111) y herrajes de carga transversal (112) de un plano de cola vertical convencional de una aeronave.

La figura 2 muestra ejemplos de orejetas verticales convencionales para el plano de cola y fijaciones laterales (200).

5 La figura 3 muestra carenados convencionales (300) para cubrir herrajes de interfaz como los mostrados en las figuras 1A, 1B y 2.

10 Las figuras 4A y 4B muestran una primera forma de unir dos mitades de subestructuras para facilitar la fabricación de subestructuras. La figura 4A muestra una primera mitad de piel (410) y una segunda mitad de piel (420). La primera y la segunda mitades de piel (410) y (420) pueden fabricarse de una sola vez, incluidos los larguerillos (415) y las piezas de unión (425). Los marcos (440) y los largueros (430) se unen a las dos mitades de piel (410) y (420) mediante las piezas de unión (425) y los medios de unión incluidos en los marcos (440) y los largueros (430), como se muestra en la figura 4B. En algunos ejemplos, los medios de unión comprenden abrazaderas.

15 Las figuras 5A y 5B muestran una segunda forma de unir dos mitades de subestructura para facilitar la fabricación de la subestructura de un empenaje de una aeronave. La figura 5A muestra una primera mitad de piel (510) y una segunda mitad de piel (520), ambas fabricadas de una sola vez y que incluyen larguerillos (515). Los marcos (540) y largueros (530) se unen a las dos medias pieles (510) y (520) a través de los medios de unión que se añaden últimamente como se muestra en la figura 5B.

20 Las figuras 6A, 6B y 6C muestran una tercera forma de unir dos mitades de subestructura para facilitar la fabricación de la subestructura de un empenaje de una aeronave. Una primera mitad de subestructura comprende una primera mitad de piel (610), una mitad de larguero (630) y una mitad de marco (640), así como larguerillos (625) y (opcionalmente) piezas de unión (615). Una segunda mitad de subestructura comprende una segunda mitad de piel (620), una segunda mitad de larguero (635) y una segunda mitad de marco (645), así como larguerillos y (opcionalmente) piezas de unión.

25 Las mitades de los marcos (640) y (645) y las mitades de los largueros (630) y (635) pueden integrarse o unirse a cada media piel (610) y (620), respectivamente, por medios mecánicos discretos. La unión de las almas de los marcos (650) está situada en un plano simétrico. Las almas de los marcos se unen de manera de doble cizalladura con empalmes adicionales o cizalladura simple establecida directamente en las almas. Las mitades de piel (610) y (620) también pueden fabricarse de una sola vez, incluyendo los larguerillos (615) y las mitades de marcos y largueros, que pueden integrarse mediante procedimientos de curado conjunto, unión conjunta o equivalentes, por ejemplo, soldadura en termoplástico, como se muestra en la figura 6C. De este modo, las mitades de piel (610) y (620) se unen en la posición inferior así como los marcos (640), (645) por medios mecánicos.

30 Las figuras 7A y 7B muestran una cuarta forma de unir dos mitades de subestructura para facilitar la fabricación de la subestructura del empenaje de una aeronave. La figura 7A muestra una primera mitad de piel (710) fabricada de una sola vez con larguerillos (715), largueros (730) y marcos (740). Una segunda mitad de piel (720) incluye larguerillos (715) y (opcionalmente) piezas de unión (725) para cerrar el conjunto mediante medios de unión que pueden ser discretos o continuos. La figura 7B muestra la segunda mitad de piel (720) sin piezas de unión (725).

35 Las figuras 8A y 8B muestran una vista isométrica de otra opción para la cuarta forma de unir las dos mitades mostradas en las figuras 7A y 7B. La figura 8A muestra la primera mitad de la piel (710) fabricada en una sola vez incluyendo los larguerillos (715) y dos marcos exteriores (742) y (744) y la segunda mitad de la piel (720) incluyendo los larguerillos (715) y los marcos intermedios restantes (746). Los forros se ensamblan directamente a los pies de los marcos o a las piezas de unión, como se muestra en la figura 8B.

40 Todos los procedimientos mostrados anteriormente permiten incluir los tirantes de cizalladura de los marcos en el procedimiento de fabricación de las medias pieles por medios de contacto superficial continuo como resina o interfaces de unión realizadas por procedimientos de cocurado, coencolado o coencolado secundario o equivalentes. Esto facilita el montaje de los marcos. El aparejo debe incluir, en este caso, larguerillos y asignaciones de tirantes de cizalladura. Otra posibilidad son los marcos integradas, en las que los pies del marco (bridas externas) se unen directamente a la piel.

La figura 9 muestra una herramienta de integración (900) según la presente divulgación. La herramienta integrada se utiliza en un ejemplo de procedimiento de fabricación según la presente divulgación que se describe a continuación:

45 El procedimiento de fabricación preferido según la presente divulgación permite obtener un conjunto de composite de un empenaje de una aeronave que tiene una solución de piel continua basada en la integración de dos o más mitades de subestructura. El procedimiento de fabricación utiliza polímero reforzado con fibra de carbono preimpregnado, composite CFRP.

50 Para cada mitad de la subestructura, el procedimiento de fabricación propuesto comprende una pluralidad de etapas. En particular, el procedimiento comprende una etapa de obtención de preformas de larguerillos. A este respecto, los larguerillos omega o los larguerillos en T se pueden estratificar en una placa plana y conformar en un procedimiento posterior de conformado en caliente con membrana en una herramienta que fuerce el composite para obtener la forma

5 deseada. El utillaje realizado para obtener las preformas del larguerillo puede ser un concepto macho o un concepto hembra. Este procedimiento también es aplicable a la unión de piezas como marcos y largueros por cizallamiento. En algunos ejemplos, para realizar el tendido de los larguerillos, se puede realizar un procedimiento de conformado con una herramienta de prensa. Para la fabricación de las preformas de larguerillos se pueden utilizar procedimientos de conformado por laminación y pultrusión.

10 Además, el procedimiento de fabricación propuesto comprende una etapa de obtención de preformas de marcos. Las preformas de marcos se estratifican en una placa plana y se conforman en un proceso posterior de conformado en caliente con membrana en una herramienta macho. A continuación, las preformas de marcos se transfieren a cada molde de curado correspondiente. En algunos ejemplos, podrían utilizarse procesos de estampado, trenzado, laminado y pultrusión para obtener las preformas de marcos.

15 Para obtener la piel de la subestructura, las capas de composite CFRP se laminan sobre una herramienta con forma 3D mediante una máquina de colocación de fibras. Se pueden añadirse moldes internos dentro del perfil de larguerillos (omega) para permitir una superficie lisa para la colocación directa de la piel sobre la herramienta de integración. La piel se coloca directamente sobre una herramienta dedicada. En este caso, se requiere una operación de transferencia de la piel a la herramienta de integración.

20 La integración de los larguerillos y los marcos se realiza en una herramienta macho de integración (900) con cavidades para la ubicación del molde de los marcos (920) y cavidades para la colocación de las preformas de los larguerillos (910), como se muestra en la figura 9. Las preformas de marcos se transfieren al molde de curado y se posicionan en la herramienta de integración (900) como se muestra en la figura 9 siguiendo la ubicación de los larguerillos en sus correspondientes cavidades (910). En un primer escenario, la piel se coloca sobre la herramienta de integración o, alternativamente, puede transferirse desde su herramienta de colocación dedicada. En algunos ejemplos, las placas de calafateo externas (si son necesarias) y una bolsa de vacío pueden situarse en la herramienta de integración. En algunos ejemplos, también es aplicable un concepto de hembra para la herramienta de integración.

25 Además, se realiza el curado del composite. La herramienta de integración con el laminado de composite en su interior se cura en un autoclave en un proceso de una sola vez. Posteriormente, la operación de desmoldeo se realiza fuera del autoclave. La piel se desmolda de forma vertical con los moldes de marco unidos. Los moldes de marcos se desmontarán longitudinalmente. El mismo proceso podría aplicarse a los materiales composites de fibras secas CFRP. Los procesos de moldeo por transferencia de resina, RTM o infusión al vacío podrían aplicarse con el mismo concepto de utillaje de integración.

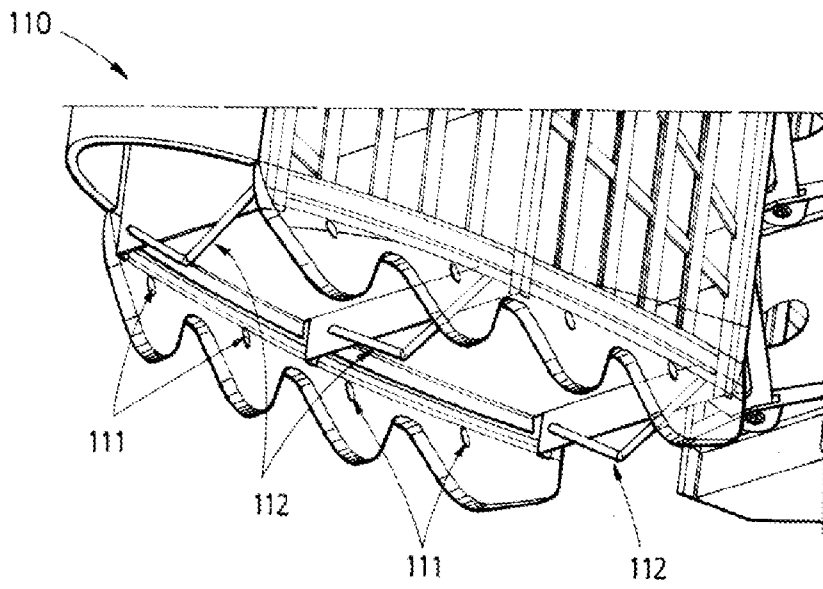
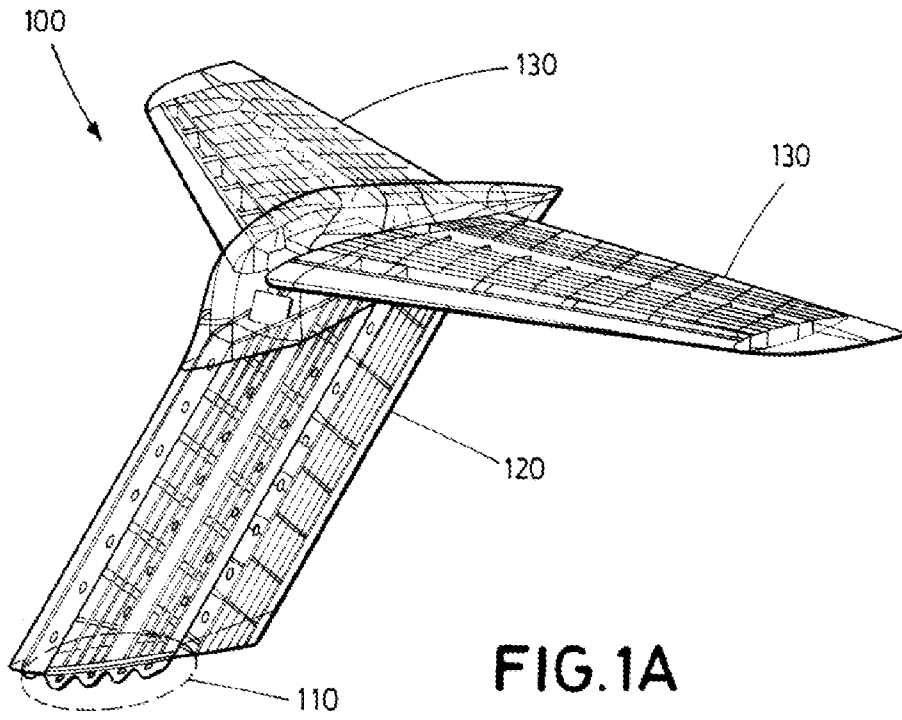
30 Aunque se ha hecho referencia a realizaciones específicas de la presente invención y a ejemplos que no forman parte de la invención, es obvio para un experto en la materia que el conjunto de composite según la presente invención es susceptible de numerosas variaciones y modificaciones, dentro del alcance de protección definido por las reivindicaciones adjuntas.

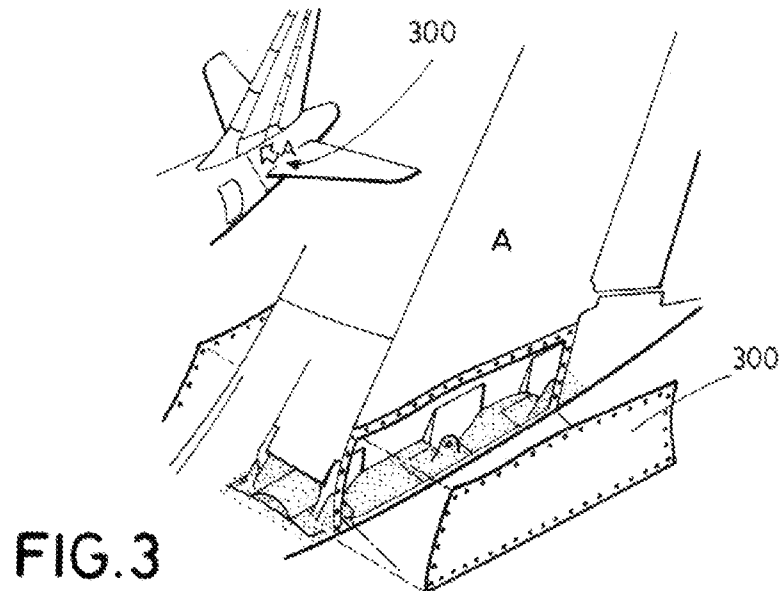
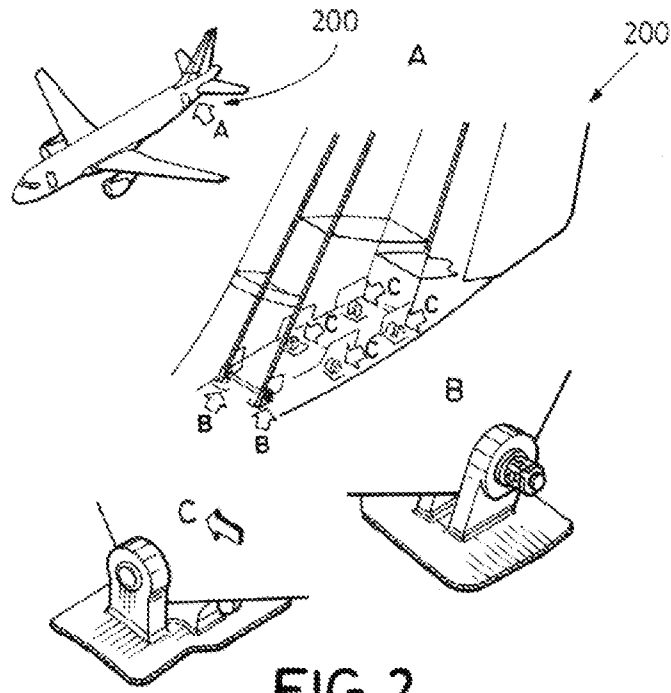
REIVINDICACIONES

1. Un procedimiento de fabricación de un conjunto de composite que comprende una sección trasera del fuselaje y un plano vertical de cola de una aeronave fabricados en una sola vez con una piel continua que comprende dos mitades de piel (610, 620) de subestructura, comprendiendo el procedimiento:
  - 5 obtener dos o más partes de una subestructura, para cada parte:
    - obtener una pluralidad de preformas de larguerillos (625) mediante utillaje de composite;
    - obtener una pluralidad de preformas de marcos (640, 645) mediante utillaje de composite;
    - transferir la pluralidad de marcos a moldes de marcos de curado; y
    - obtener una mitad de piel de subestructura (610, 620) mediante utillaje de composite;
  - 10 integrar las partes primera y segunda sobre una herramienta de integración que comprenda cavidades para situar los moldes de los marcos de curado y las preformas de los larguerillos (625) mediante:
    - posicionamiento de los moldes de los marcos de curado y preformas de marcos (640, 645) transferidas en las cavidades para ubicar los moldes de los marcos de curado;
    - ubicación de las preformas de larguerillos (625) en las cavidades para ubicar las preformas de larguerillos (625); y
    - 15 - colocación de las mitades de piel (610, 620) de la subestructura;
    - curación conjunta de la herramienta de integración en una sola vez en autoclave;
    - desmoldeo de las mitades de piel (610, 620) de la subestructura para obtener una piel continua;
    - desmontaje de los moldes del marco de curado para obtener primera y segunda piezas curadas conjuntamente (630, 635, 640, 645); y
    - 20 - unión de las primera y segunda piezas curadas conjuntamente para obtener el conjunto de composite de la sección trasera.
2. El procedimiento de la reivindicación 1, en el que la obtención de la pluralidad de preformas de larguerillos (625) comprende:
  - 25 - colocar las preformas de larguerillos (625) en una placa plana; y
  - conformar en caliente de las preformas de larguerillos (625) con una membrana en una herramienta macho o hembra de larguerillos.
3. El procedimiento de la reivindicación 1, en el que la obtención de una pluralidad de preformas de marcos (640, 645) comprende:
  - 30 - colocar las preformas de marcos (640, 645) en una placa plana; y
  - conformar en caliente de las preformas de los marcos (640, 645) con una membrana en una herramienta macho.
4. El procedimiento de la reivindicación 1, que comprende además obtener una pluralidad de piezas de unión (615) para cada pieza mediante:
  - 35 - colocación de las piezas de unión (615) en una placa plana; y
  - conformación en caliente de las piezas de unión (615) con una membrana en una herramienta macho o hembra.
5. El procedimiento de la reivindicación 1, en el que la colocación de las mitades de piel de la subestructura (610, 620) comprende además:
  - 40 - colocar las mitades de piel de la subestructura (610, 620) sobre la herramienta de integración; y
  - añadir moldes internos dentro del perfil de preforma de los larguerillos (625).
6. El procedimiento de la reivindicación 1, en el que la colocación de las mitades de piel de la subestructura (610, 620) comprende además:
  - 45 - colocar las mitades de piel de la subestructura (610, 620) sobre una herramienta dedicada;
  - precurar las secciones de piel de la subestructura (610, 620); y
  - transferir las mitades de piel de la subestructura (610, 620) de su herramienta de colocación dedicada a la herramienta de integración.
7. El procedimiento de las reivindicaciones 1 a 5, en el que la integración de las piezas primera y segunda en una herramienta de integración, comprende la integración de las piezas primera y segunda en una herramienta de integración macho.
  - 50

## ES 2 981 087 T3

8. El procedimiento de las reivindicaciones 1 a 5, en el que la integración de las piezas primera y segunda en una herramienta de integración, comprende la integración de piezas primera y segunda en una herramienta de integración hembra.
- 5 9. El procedimiento de las reivindicaciones 1 a 7, en el que la unión de las piezas primera y segunda curadas conjuntamente para obtener el conjunto de composite de la sección trasera, comprende la unión de las piezas primera y segunda curadas conjuntamente por medios mecánicos o por medios de unión adhesiva.
10. Un conjunto de composite que comprende una sección trasera del fuselaje y un plano de cola vertical de una aeronave fabricado según las reivindicaciones 1 a 8.
- 10 11. El conjunto de composite según la reivindicación 10, en el que las piezas primera y segunda comprenden un plano de cola horizontal.





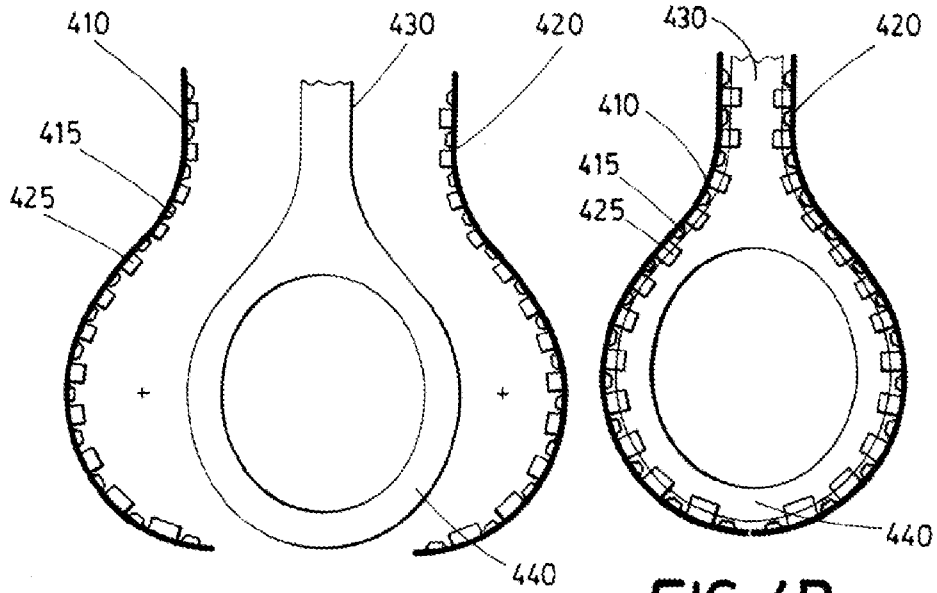


FIG. 4A

FIG. 4B

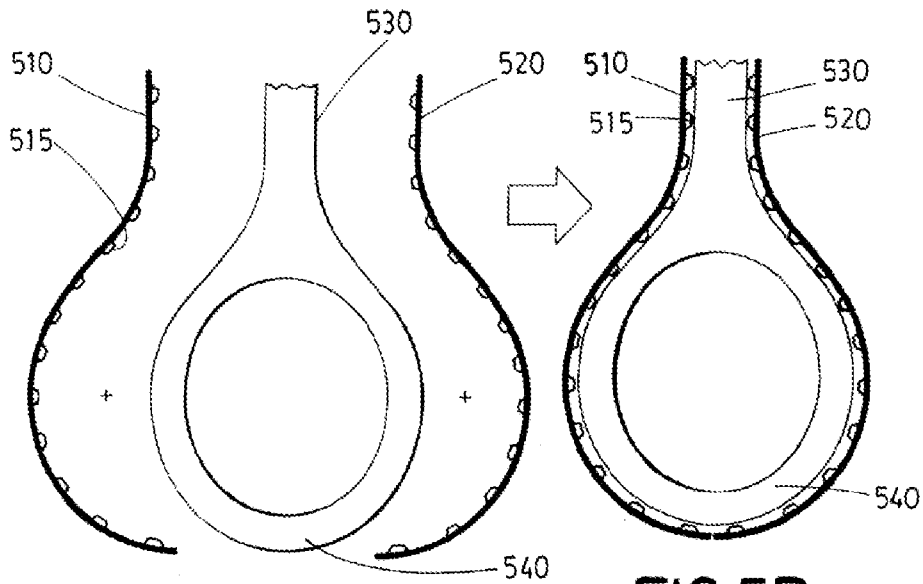


FIG. 5A

FIG. 5B

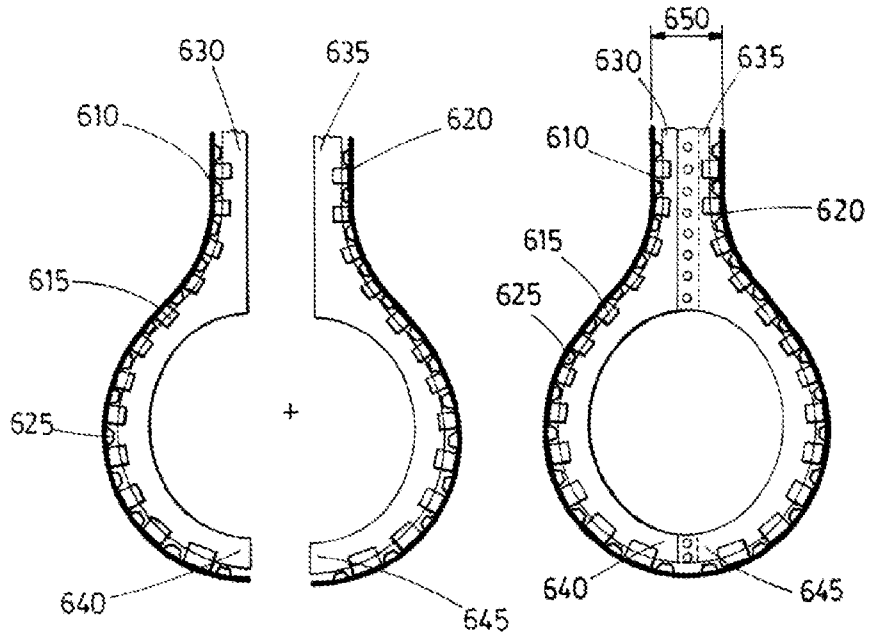


FIG. 6A

FIG. 6B

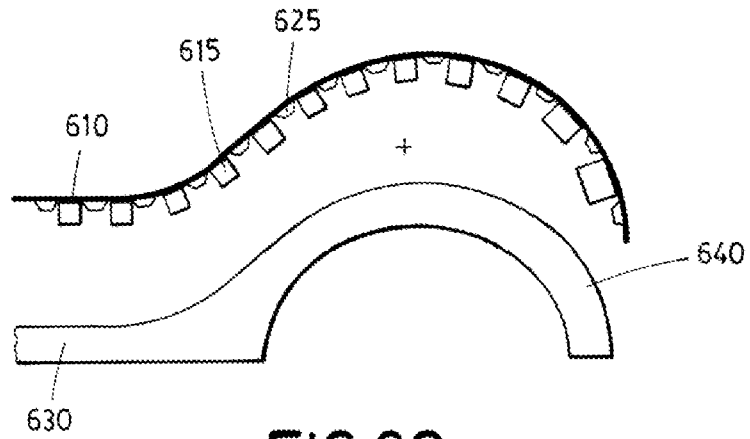


FIG. 6C

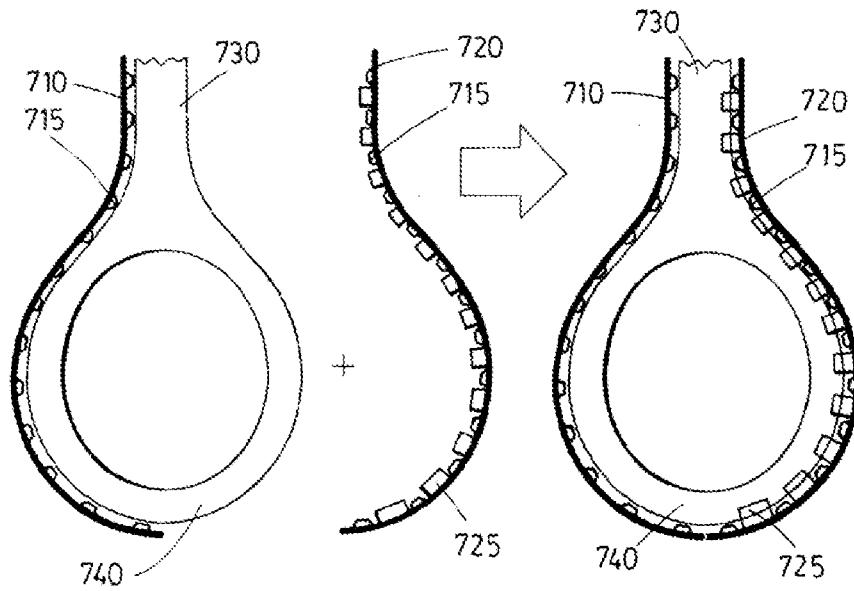


FIG. 7A

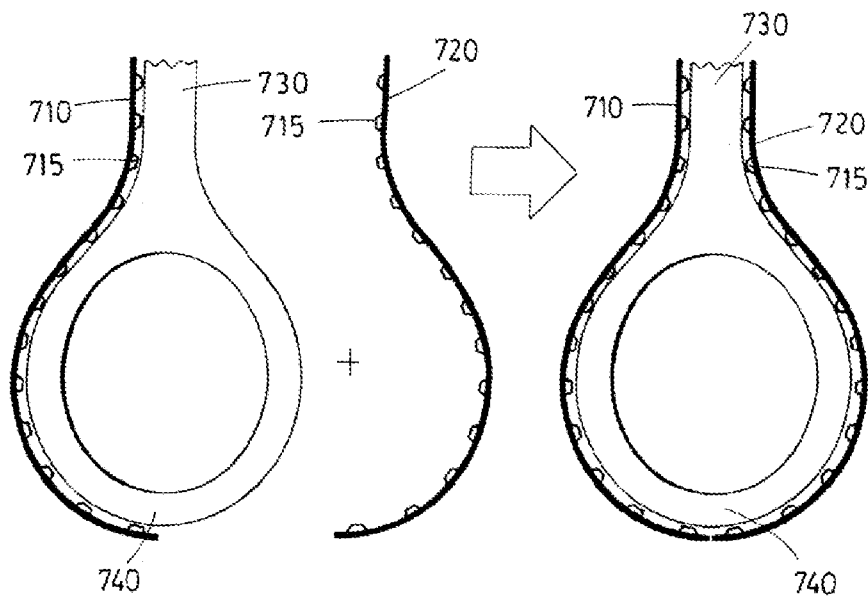
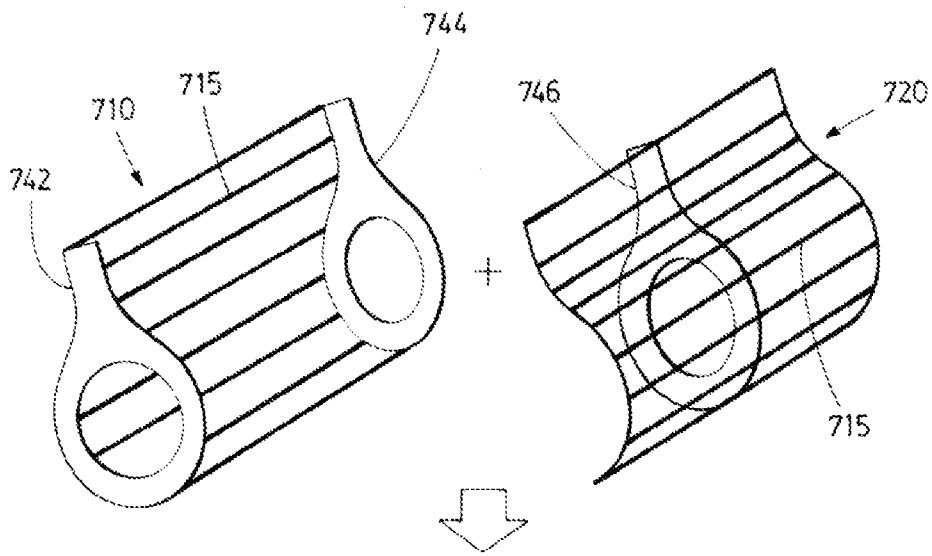
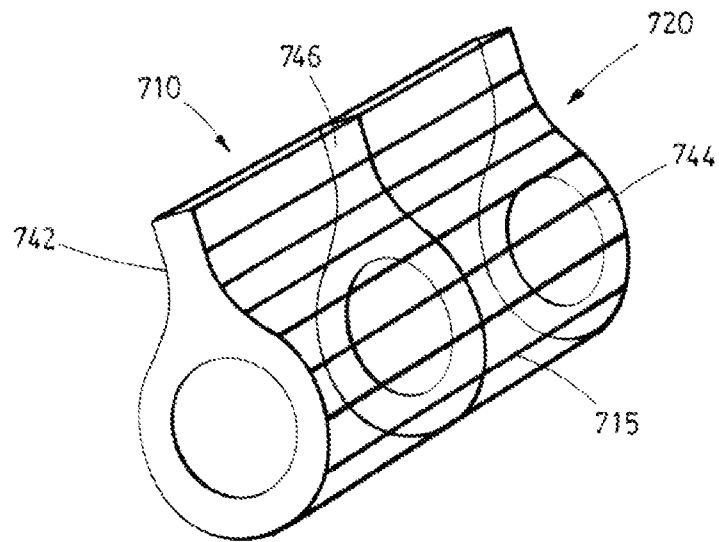


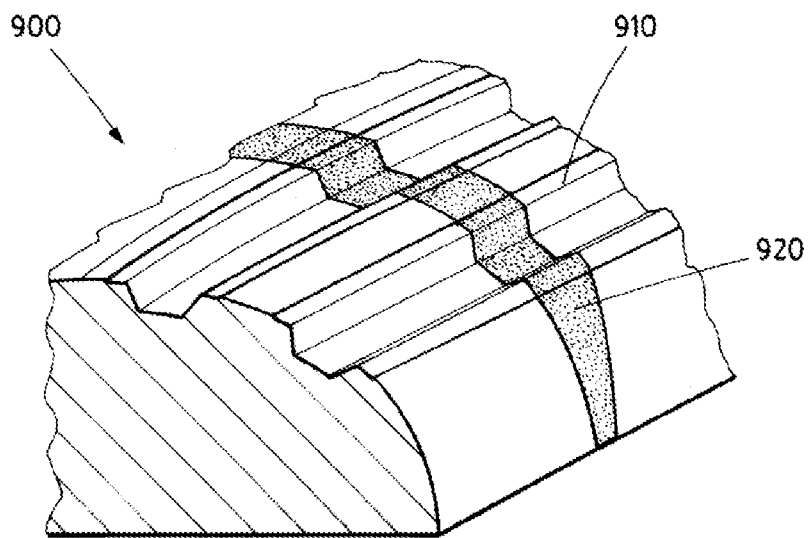
FIG. 7B



**FIG. 8A**



**FIG. 8B**



**FIG.9**