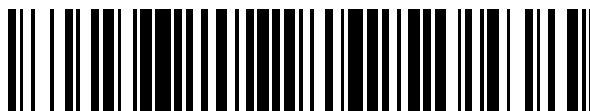


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 623 044**

51 Int. Cl.:

B64C 3/20 (2006.01)
B64C 5/02 (2006.01)
B29C 70/30 (2006.01)
B64C 3/18 (2006.01)
B29D 99/00 (2010.01)
B29L 31/30 (2006.01)
B29C 35/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **22.11.2012** **E 12382459 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.01.2017** **EP 2735504**

54 Título: **Método de fabricación de una estructura altamente integrada incluyendo costillas de borde de ataque y de salida para una superficie de elevación de una aeronave**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
10.07.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

GUINALDO FERNÁNDEZ, ENRIQUE;
GARCÍA NIETO, CARLOS;
HONORATO RUIZ, FRANCISCO JAVIER;
CRUZ DOMÍNGUEZ, FRANCISCO JOSÉ;
VÉLEZ DE MENDIZÁBAL ALONSO, IKER y
MÀS MÀS, PAULA

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 623 044 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

Método de fabricación de una estructura altamente integrada incluyendo costillas de borde de ataque y de salida para una superficie de elevación de una aeronave

Campo de la invención

- 5 La presente invención se refiere a un método de fabricación de una estructura principal de soporte de una superficie sustentadora de una aeronave.

Antecedentes de la invención

- 10 Una superficie sustentadora de una aeronave comprende normalmente un cajón de torsión como su estructura principal de soporte. Por ejemplo, un estabilizador de cola de una aeronave (horizontal o vertical) suele estar estructurado por un borde de ataque, un cajón de torsión y un borde de salida con superficies de control (flaps, elevadores, timones, etc.). El cajón de torsión es la estructura principal de soporte responsable de soportar todas las cargas involucradas (aerodinámicas, de combustible, dinámicas, etc.) y comprende varios elementos estructurales.

- 15 En la industria aeronáutica se utilizan en la actualidad de forma masiva materiales compuestos de matriz orgánica y fibras continuas, especialmente CFRP ("Carbon Fiber Reinforced Plastic" o Plástico Reforzado con Fibra de Carbono) en una gran variedad elementos estructurales. En concreto, todos los elementos que conforman los cajones de torsión de los estabilizadores de cola de aeronaves pueden ser fabricados con CFRP.

El diseño de cajones de torsión de materiales compuestos requiere combinar dos perspectivas de índole diferente: la del diseño estructural y la de la fabricación.

- 20 El enfoque tradicional es el diseño del cajón de torsión definiendo los elementos estructurales que lo conforman (revestimientos, largueros, larguerillos, costillas), la fabricación separada de dichos elementos y su posterior unión en la planta de ensamblaje siguiendo esquemas similares a los utilizados en la industria aeronáutica cuando sólo se utilizaban materiales metálicos.

- 25 La fabricación puede hacerse utilizando la tecnología del preimpregnado. En un primer paso, se prepara un apilado plano de capas de material compuesto preimpregnado para cada elemento estructural. 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 utillaje macho o hembra en función de las tolerancias requeridas y el coste global de la fabricación. En el caso de ciertos elementos que comprenden sub-componentes curados separadamente tales como una costilla y un rigidizador vertical de la misma, se necesita un segundo ciclo de curado para co-curar dichos subcomponentes. Finalmente, después del ciclo 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 un cajón de torsión fabricada con dicho método es alto porque dichos pasos se llevan a cabo independientemente para cada elemento estructural. 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 estructurales. Esta alternativa es la que se viene usando para fabricar cajones de torsión multi-costilla como el del estabilizador horizontal de cola ("Horizontal Tail Plane" o HTP) representado en las Figuras 1a, 1b, 1c.

El HTP está estructurado por bordes de ataque 11, cajones de torsión 13 y bordes de salida 15 con superficies de control (flaps, elevadores, timones, etc.).

- 40 El borde de ataque es la estructura responsable del mantenimiento de la superficie aerodinámica con la superficie del cajón de torsión, del soporte de las cargas estructurales estáticas o cíclicas involucradas y de la protección del cajón de torsión frente a los impactos de pájaro. Es la parte de la superficie del HTP que primero contacta con el aire y el borde delantero de un perfil aerodinámico.

- 45 Un borde de ataque conocido 11 comprende, por un lado, varias costillas 10, llamadas costillas de borde de ataque, unidas al larguero delantero 18 del cajón de torsión 13 y, por otra parte, un perfil aerodinámico 12 —conocido normalmente como "nariz"— unido a las costillas de borde de ataque 10 y a las alas del larguero delantero 18 al efecto de mantener la forma aerodinámica global del HTP.

- 50 Análogamente, el borde de salida 15 comprende, por un lado, varias costillas, llamadas costillas de borde de salida, unidas al larguero trasero 20 del cajón de torsión 13 y, por otra parte, un perfil aerodinámico 16 unido a las costillas de borde de salida y a las alas del larguero trasero 20 al efecto de mantener la forma aerodinámica global del HTP.

- 55 Los elementos estructurales de los cajones de torsión 13 son los revestimientos superior e inferior 21, 23 reforzados con larguerillos longitudinales, un larguero frontal 18, un larguero trasero 20 y costillas transversales 17 unidas a los largueros frontal y trasero 18, 20 y a los revestimientos superior e inferior 21, 23 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 HTP en la aeronave y con los actuadores que manejan las superficies de control del HTP.

Un enfoque alternativo es fabricar de manera integrada la totalidad del cajón de torsión o parte de él para obtener un conjunto monolítico integrado por todos o parte de los elementos estructurales del cajón. Un ejemplo al respecto se describe en WO 2008/132251 para un cajón de torsión multi-larguero.

5 Se considera US6190484 B1 como el estado de la técnica más cercano y describe un proceso para la fabricación de una estructura monolítica de ala.

Debido a la complejidad de los estabilizadores de cola de las aeronaves, la industria aeronáutica está demandando constantemente nuevas propuestas y nuevos métodos de fabricación que mejoren la eficiencia y/o los costes de los estabilizadores de cola conocidos.

La presente invención está orientada a la atención de esa demanda.

10 Sumario de la invención

Es un objeto de la presente invención proporcionar una estructura principal de soporte de una superficie sustentadora de una aeronave de un material compuesto que permita reducciones de peso y coste respecto a una estructura comparable de superficies sustentadoras de aeronaves conocidas.

Es objeto de la presente invención proporcionar un método de fabricación de dicha estructura principal de soporte.

15 Los objetos antes mencionados se consiguen con un método para la fabricación de dicha estructura principal de soporte que comprende los siguientes pasos: a) proporcionar un conjunto de preformas laminadas de un material compuesto para conformar dicha estructura principal de soporte, estando configurada cada preforma laminada para constituir una parte de ella; b) disponer dichas preformas laminadas en un ensamblaje de curado comprendiendo un primer conjunto de útiles para la formación de la parte cerrada de la estructura principal de soporte y un segundo
20 conjunto de útiles para la formación de la parte abierta de la estructura principal de soporte; c) someter el ensamblaje de curado a un ciclo de autoclave para co-curar dichas preformas laminadas; d) desmoldear el primer conjunto de útiles en la dirección de la envergadura y desmoldear el segundo conjunto de útiles en la dirección de la cuerda. La invención proporciona por lo tanto una solución altamente integrada para incluir costillas de borde de ataque y/o borde de salida y perfiles aerodinámicos de borde de ataque y/o borde de salida en un proceso de fabricación "one-shot" de
25 una estructura principal de soporte de una superficie sustentadora de una aeronave de material compuesto, permitiendo la reducción del número de componentes y elementos de unión y consecuentemente el peso y el coste.

Otras características deseables y ventajas de 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 los dibujos

30 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.

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.

35 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.

La Figura 2 es una vista esquemática en perspectiva de una estructura principal de soporte comprendiendo primeras y segundas costillas de borde de ataque y primeras y segundas costillas de borde de salida.

40 La Figura 3a es una vista esquemática en perspectiva de una estructura principal de soporte comprendiendo segundas costillas de borde de salida.

La Figura 3b es una sección transversal esquemática de la Figura 3a por el plano C-C.

Las Figuras 4a y 5a son secciones transversales esquemáticas del ensamblaje de curado de la estructura principal de soporte de la Figura 3a por los planos A-A y B-B.

45 Las Figuras 4b y 5b son secciones transversales esquemáticas de la estructura principal de soporte monolítica obtenida tras el curado y el desmoldeo del utillaje del ensamblaje de curado por los planos A-A y B-B de la Figura 3a.

Las Figuras 6a y 6b son, respectivamente, secciones transversales esquemáticas de otra realización del ensamblaje de curado de dicha estructura principal de soporte y de la estructura principal de soporte monolítica obtenida tras el curado y el desmoldeo del utillaje del ensamblaje de curado por, respectivamente, los planos A-A y B-B de la Figura 3a.

50 Las Figuras 7a y 7b son secciones transversales esquemáticas del utillaje empleado para la conformación de preformas laminadas con forma de C y doble C.

La Figura 7c es un esquema del proceso de obtención de una preforma laminada de costilla.

La Figura 8a es un diagrama que ilustra la disposición de las preformas de uno de los módulos que se integran en la parte trasera de la estructura, la Figura 8b es una vista esquemática en perspectiva del conjunto de dichos módulos (suponiendo que tienen las mismas dimensiones) y la Figura 8c es una vista esquemática en perspectiva de la costilla resultante de la integración de dos preformas laminadas de costilla.

La Figura 9a es un diagrama que ilustra la disposición de las preformas de uno de los módulos que se integran en la parte trasera de la estructura y la Figura 8b es una vista esquemática en perspectiva de todos los módulos.

La Figura 10 es una representación esquemática del proceso de desmoldeo del ensamblaje de curado.

Las Figuras 11a, 11b y 11c son representaciones esquemáticas del proceso del desmoldeo del utillaje de la parte abierta del conjunto monolítico en una realización particular de dicho utillaje.

La Figura 12 es una sección transversal esquemática de una estructura principal de soporte con costillas de borde de salida que están cubiertas por su revestimiento superior y no están cubiertas por su revestimiento inferior.

La Figura 13 es una sección transversal esquemática de una estructura principal de soporte con costillas de borde de ataque y de salida que están cubiertas por su revestimiento superior y no están cubiertas por su revestimiento inferior.

Descripción detallada de la invención

En la siguiente descripción detallada de la invención nos referiremos a la estructura principal de soporte de un HTP pero la invención es aplicable a la estructura principal de soporte de cualquier superficie sustentadora de una aeronave.

La Figura 2 muestra una estructura principal de soporte monolítica 14 de un HTP que comprende los siguientes elementos estructurales:

- Un larguero frontal 18 y un larguero posterior 20.

- Un revestimiento superior 21 y un revestimiento inferior 23 incluyendo una parte de los perfiles aerodinámicos del borde de ataque 11 y del borde de salida 15.

- Primeras costillas de borde de ataque 22 extendidas en el interior del borde de ataque 11 y segundas costillas de borde de ataque 24 extendidas en el interior de una región del borde de ataque 11 cubierta por el revestimiento superior 21 y el revestimiento inferior 23.

- Primeras costillas de borde de salida 25 extendidas en el interior del borde de salida 15 y segundas costillas de borde de salida 26 extendidas en el interior de una región del borde de salida 15 cubierta por el revestimiento superior 21 y el revestimiento inferior 23.

Consecuentemente, la estructura principal de soporte 14 comprende el cajón de torsión de los HTP conocidos más parte del borde de ataque y del borde de salida.

Esa configuración, que es muy ventajosa desde el punto de vista fabricación, afronta los problemas específicos de carga de las partes frontal y trasera del cajón de torsión que tienen lugar en muchas de las arquitecturas típicas de los HTPs.

Obviamente el número y la ubicación de las costillas de borde de ataque y de borde de salida dependen de la arquitectura concreta del HTP.

Otras ejemplos de una estructura principal de soporte monolítica 14 de un HTP comprenden diferentes configuraciones de sus lados frontal y trasero incluyendo o no incluyendo la totalidad o partes del perfil aerodinámico del borde de ataque 11 y/o del borde de salida 15. Se muestra una de ellas en las Figuras 3a y 3b que comprende los siguientes elementos estructurales:

- Un larguero frontal 18, un larguero posterior 20 y largueros intermedios 19, 19'.

- Varias costillas de borde de salida 26 incluyendo tanto costillas estructurales como costillas de soporte (por ejemplo las costillas que soportan el eje de articulación del elevator).

- Un revestimiento superior 21 y un revestimiento posterior 23 incluyendo una parte del perfil aerodinámico del borde de ataque 11 que cubre las costillas de borde de salida 26.

Otros ejemplos de la estructura principal de soporte 14 con diferentes configuraciones de los revestimientos superior e inferior se muestran en las Figuras 12 y 13.

La Figura 12 muestra un ejemplo en el que solo el revestimiento superior 21 cubre las costillas de borde de salida 26.

La Figura 13 muestra un ejemplo con costillas de borde de ataque 22 y costillas de borde de salida 26 en la que únicamente el revestimiento superior 21 cubre las costillas de borde de salida y parte de las costillas de borde de ataque 22.

5 Un método para fabricar la estructura principal monolítica 14 mostrada en las Figuras 3a y 3b según la invención está basado en la tecnología del preimpregnado y comprende los siguientes pasos:

- Preparar el conjunto de preformas laminadas que van a formar la estructura principal de soporte monolítica 14, 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 o bien realizando directamente el apilado deseado sobre una superficie con la forma deseada. La expresión "preforma laminada" usada en esta memoria descriptiva designa un elemento de material compuesto que está destinado a ser integrado con otros elementos en el proceso de fabricación del producto al que pertenece.

- Disponer conjuntamente dichas preformas laminadas en un ensamblaje de curado 40 con un utillaje adecuado y someter el ensamblaje de curado 40 a un ciclo de autoclave para co-curar las preformas laminadas.

- Desmoldear el utillaje.

15 - Recantar e inspeccionar el conjunto.

Las preformas laminadas utilizadas para fabricar la estructura principal de soporte monolítica 14 de las Figuras 4b y 5b que comprenden revestimientos superior e inferior 21, 23 con larguerillos de refuerzo 32, 34 en todas las celdas cerradas son las siguientes (Ver Figuras 4a, 5a):

20 - Preformas laminadas 41, 43, 45, 47, 49, 51 con sección transversal en forma de doble C para constituir la parte interior de la estructura principal de soporte monolítica 14 entre el larguero frontal 18 y el larguero trasero 20.

- Preformas laminadas 53 con sección transversal en forma de C para constituir la parte interior de la estructura principal de soporte monolítica 14 entre el larguero trasero 20 y el extremo trasero junto con pares de preformas laminadas 35, 37 con sección transversal en forma de C y una pared lateral en sus extremos interiores para constituir las costillas de borde de salida 26 (ver también Figuras 8a, 8b y 8c). En los ejemplos mostrados en las Figuras 9a y 9b se usa una única preforma laminada 54 con sección transversal en forma de C en lugar de dichas preformas laminadas 53.

- Preformas laminadas 57, 59 con la forma de los revestimientos superior e inferior 21, 23 para constituir su parte exterior.

30 La Figura 6b muestra otro ejemplo de la estructura principal de soporte monolítica 14 comprendiendo revestimientos superior e inferior 21, 23 sin larguerillos de refuerzo. La Figura 6a muestra el conjunto de preformas laminadas para este ejemplo que comprenden las preformas laminadas 42, 44, 46, 48, 50, 52 con una sección transversal en forma de C en lugar en las preformas laminadas 41, 43, 45, 47, 49, 51 de la realización mostrada en la Figura 4a.

35 Las preformas laminadas en forma de doble C 41, 43, 45, 47, 49, 51 configuradas por un alma, dos alas primarias y dos alas secundarias, se conforman (ver Figura 7b) doblando los extremos del apilado plano inicial en un útil 37 en dos pasos para obtener las alas primarias y las alas secundarias. Estas últimas son las que forman los larguerillos 32, 34 de refuerzo de los revestimientos superior e inferior 21, 23 (ver Figura 4b).

Las preformas laminadas en forma de C 53, 54, 42, 44, 46, 48, 50, 52 configuradas por un alma y dos alas, se conforman (ver Figura 7a) doblando los extremos de un apilado plano inicial en un útil 38 para obtener las alas.

40 Las preformas de costillas 35, 37 configuradas por un alma, dos alas y una pared lateral, se conforman doblando un apilado plano. La Figura 7c muestra las operaciones de doblado –indicadas por las flechas F1, F2 y F3- necesarias para obtener las alas y la pared lateral de una preforma de costilla 35 (no se muestra el útil).

La Figura 8c muestra la costilla 26 resultante de la integración de las preformas 35, 37 que está configurada por un alma 27, dos alas 28, 28' y una pared lateral 29 que tiene la misma altura que el alma 27 la misma anchura que las alas 28, 28'.

45 El espesor y el material compuesto de cada preforma laminada se definen de acuerdo a las necesidades de los elementos estructurales de la estructura principal de soporte 14.

Como se ilustra en las Figuras 4a, 5a y 6a dichas preformas mencionadas se disponen sobre un utillaje (ver también la Figura 10) formando un ensamblaje de curado 40 que es el que será sometido al ciclo de autoclave para obtener la estructura principal de soporte 14.

50 Dicho utillaje comprende los siguientes elementos:

- Un útil 61 extendido en el espacio previsto para quedar delimitado por el larguero frontal 18 y el larguero intermedio 19.

- Un útil 63 extendido en el espacio previsto para quedar delimitado por los largueros intermedios 19, 19'.
 - Un útil 65 extendido en el espacio previsto para quedar delimitado por el larguero intermedio 19' y el larguero trasero 20.
 - Unos útiles 67, 69, 71, 73, 75, 77 extendidos en los espacios previstos para quedar delimitados por las costillas 26. La Figura 8a muestra particularmente el ensamblaje del módulo correspondiente al útil 69 con las preformas de costilla 37, 35 y una preforma con forma de C 53.
- Como se ilustra particularmente en la Figura 10, los útiles 61, 63, 65 se desmoldean en la dirección D1 de la envergadura del ensamblaje de curado 40 y los útiles 67, 69, 71, 73, 75, 77 se desmoldean en la dirección D2 de la cuerda del ensamblaje de curado 40.
- En el caso de una estructura principal de soporte 14 que tiene revestimientos superior e inferior 21, 23 con curvaturas importantes puede resultar conveniente dividir los útiles 67, 69, 71, 73, 75, 77 en partes para facilitar el proceso de desmoldeo. Véanse las Figuras 11a, 11b, 11c en las que el útil 69 se ha dividido en tres partes 69', 69'', 69''' para desmoldear el útil central 69'' en la dirección de la cuerda en primer lugar y los útiles 69', 69''' en segundo lugar, separándolos de los revestimientos superior e inferior 21, 23 en dirección vertical en un primer paso y retirándolos en la dirección de la cuerda en un segundo paso.
- En otro ejemplo para una estructura principal de soporte 14 con revestimientos superior e inferior 21, 23 con curvaturas importantes, la parte del revestimiento inferior 23 que cubre las costillas de borde de salida 26 se une al resto del revestimiento inferior 23 de una manera articulada (por medio, por ejemplo, de bisagras) de manera que los útiles 67, 69, 71, 73, 75, 77 puedan ser desmoldeados en dirección vertical.
- Después de completar el proceso de desmoldeo, se lleva la estructura principal de soporte monolítica 14 a la máquina de recantado con el fin de darle la geometría final y se procede a su inspección ultrasónica para verificar la inexistencia de defectos.
- Estos métodos de fabricación son aplicables *mutatis mutandi* a otros ejemplos de la estructura principal de soporte monolítica.
- 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, según se define en las reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

- 1.- Método de fabricación de una estructura principal de soporte (14) de una superficie de elevación de una aeronave que comprende un revestimiento superior (21), un revestimiento inferior (23), un larguero delantero (18), un larguero trasero (20), una pluralidad de costillas del borde de ataque y/o una pluralidad de costillas de borde de salida, el
5 revestimiento superior (21) incluyendo parte del perfil aerodinámico del borde de ataque (11) y/o del borde de salida (15); el método comprendiendo las siguientes etapas:
 - a) proporcionar un conjunto de preformas laminadas de un material compuesto para formar dicha estructura soporte principal (14), estando cada preforma laminada configurada para formar una parte de la misma;
 - b) disponer dichas preformas laminadas en un ensamblaje de curado (40) que comprende un primer conjunto de
10 herramientas para formar la parte cerrada del estructura principal de soporte (14) y un segundo conjunto de herramientas para formar la parte abierta de la estructura principal de soporte (14);
 - c) someter el ensamblaje de curado (40) a un ciclo de autoclave para co-curar dichas preformas laminadas;
 - d) desmoldear el primer juego de herramientas en la dirección de la envergadura y el segundo conjunto de herramientas en la dirección de la cuerda.
- 15 2.- Método según la reivindicación 1, donde dicho conjunto de preformas laminadas comprende:
 - a) un subconjunto de preformas laminadas que tienen una sección transversal en forma de C doble o un subconjunto de preformas laminadas que tienen una sección en forma de C para formar el interior de la parte cerrada de la estructura soporte principal (14);
 - b) un subconjunto de preformas laminadas que tienen una sección transversal en forma en C o una preforma laminada
20 única con una sección transversal en forma de C para formar el interior de la parte abierta de la estructura soporte principal (14) junto con un subconjunto de preformas laminadas (35, 37) que tienen una sección transversal con forma de C y una pared lateral para formar las costillas de borde de ataque y de salida;
 - c) dos preformas laminadas para formar la parte exterior de los revestimientos superior e inferior (21, 23).
- 25 3.- Método según una cualquiera de las reivindicaciones 1-2, donde dicho segundo conjunto de herramientas comprende una herramienta para cada espacio interno de una parte abierta del ensamblaje de curado (40).
- 4.- Método según una cualquiera de las reivindicaciones 1-2, donde dicho segundo conjunto de herramientas comprende tres herramientas para cada espacio interno de una parte abierta del ensamblaje de curado (40).
- 5.- Método según una cualquiera de las reivindicaciones 1-4, donde:
 - dichas costillas de borde de ataque comprenden una o más primeras costillas de borde de ataque (22) extendidas en
30 el interior del borde de ataque (11) y/o una o más segundas costillas de borde de ataque (24) extendidas en el interior de una región del borde de ataque (11) cubierta por el revestimiento superior (21) y el revestimiento inferior (23);
 - dichas costillas de borde de salida comprenden una o más primeras costillas de borde de salida (25) extendidas en el interior del borde de salida (15) y/o una o más segundas costillas de borde de salida (26) extendidas en el interior de una región del borde de salida (15) cubierta por el revestimiento superior (21) y el revestimiento inferior (23).

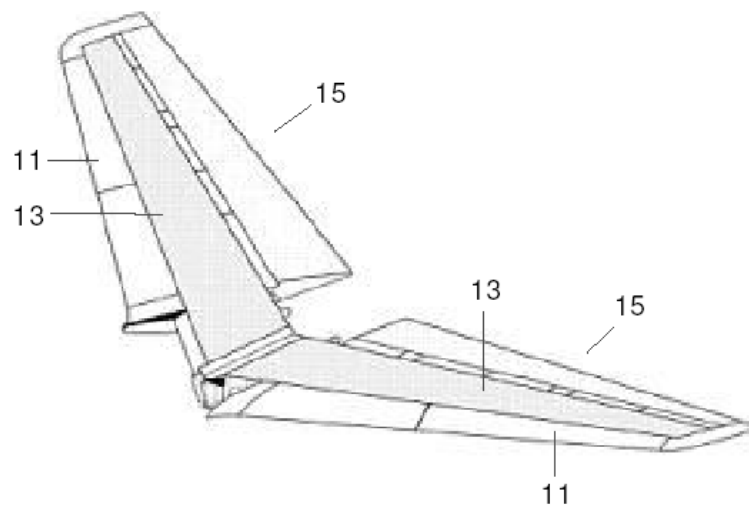


FIG. 1a

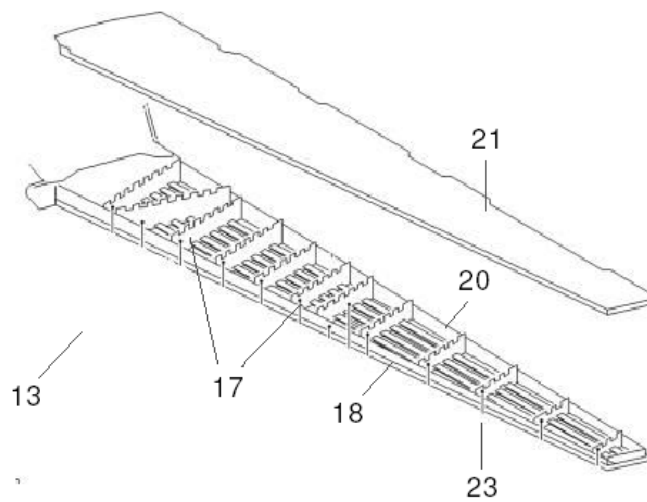


FIG. 1b

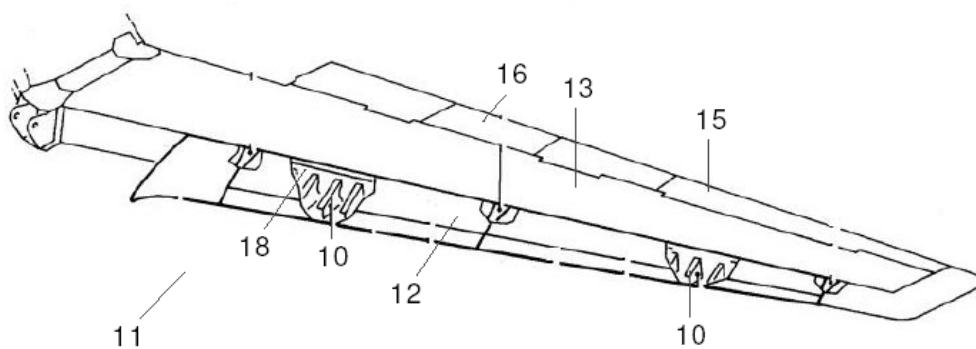
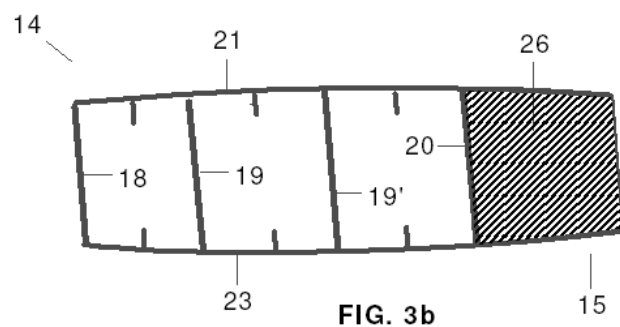
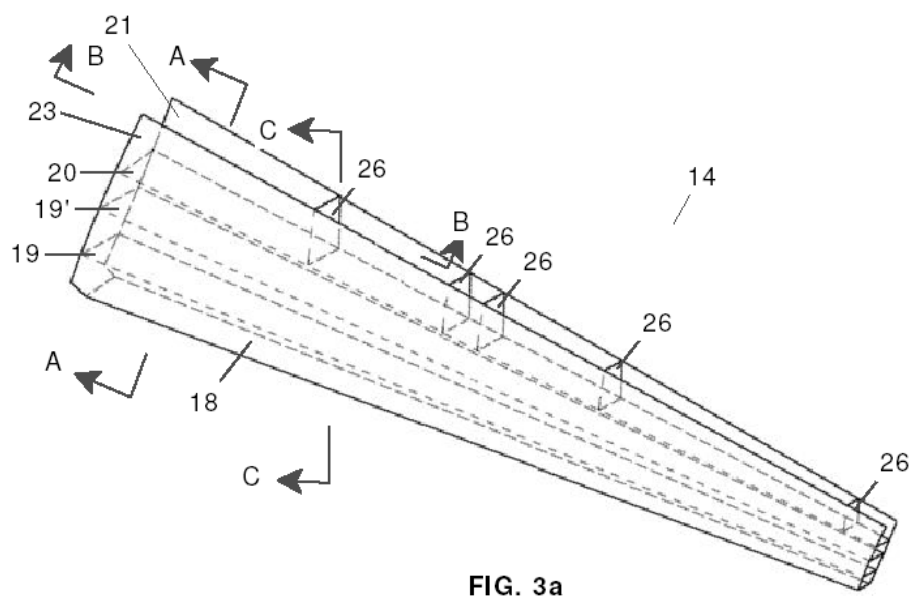
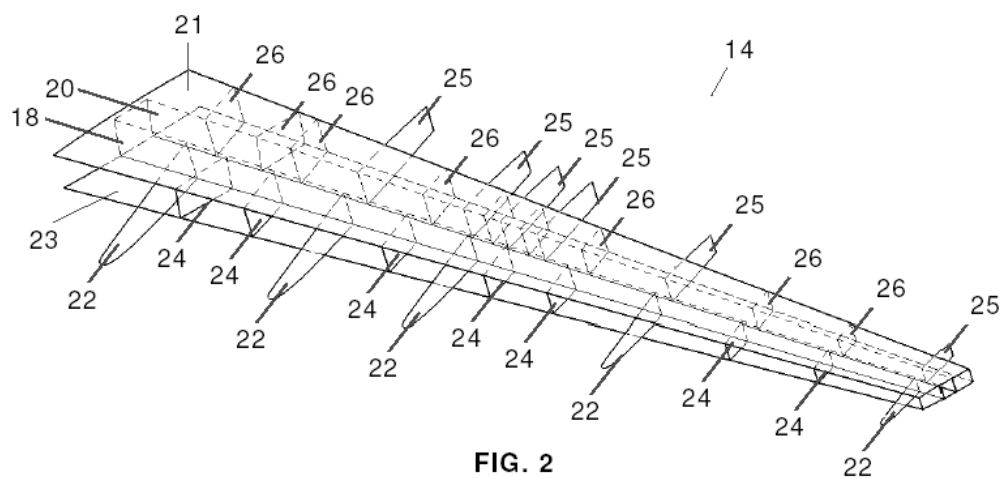


FIG. 1c



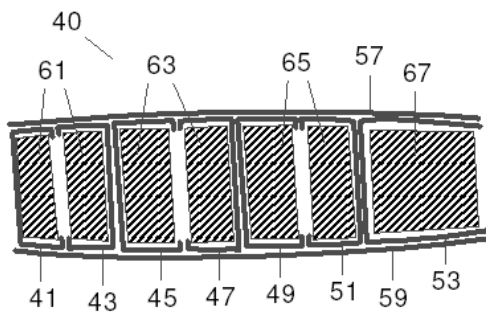


FIG. 4a

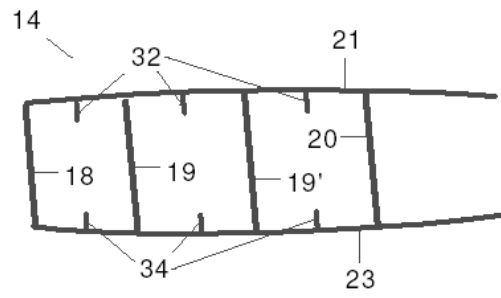


FIG. 4b

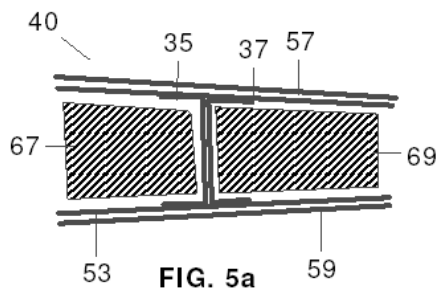


FIG. 5a

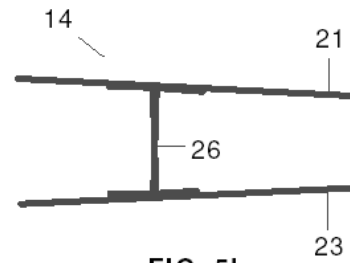


FIG. 5b

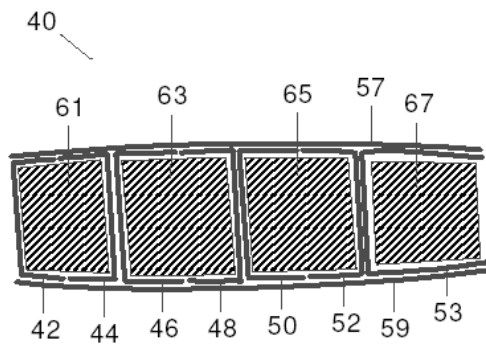


FIG. 6a

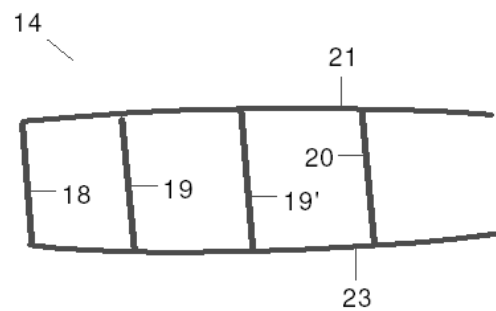
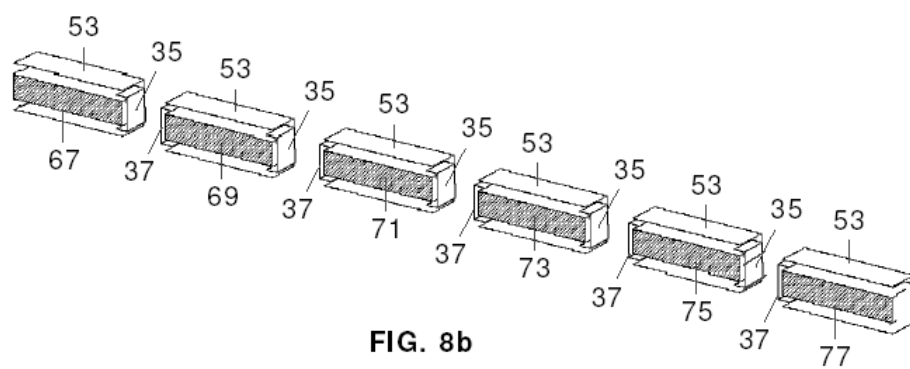
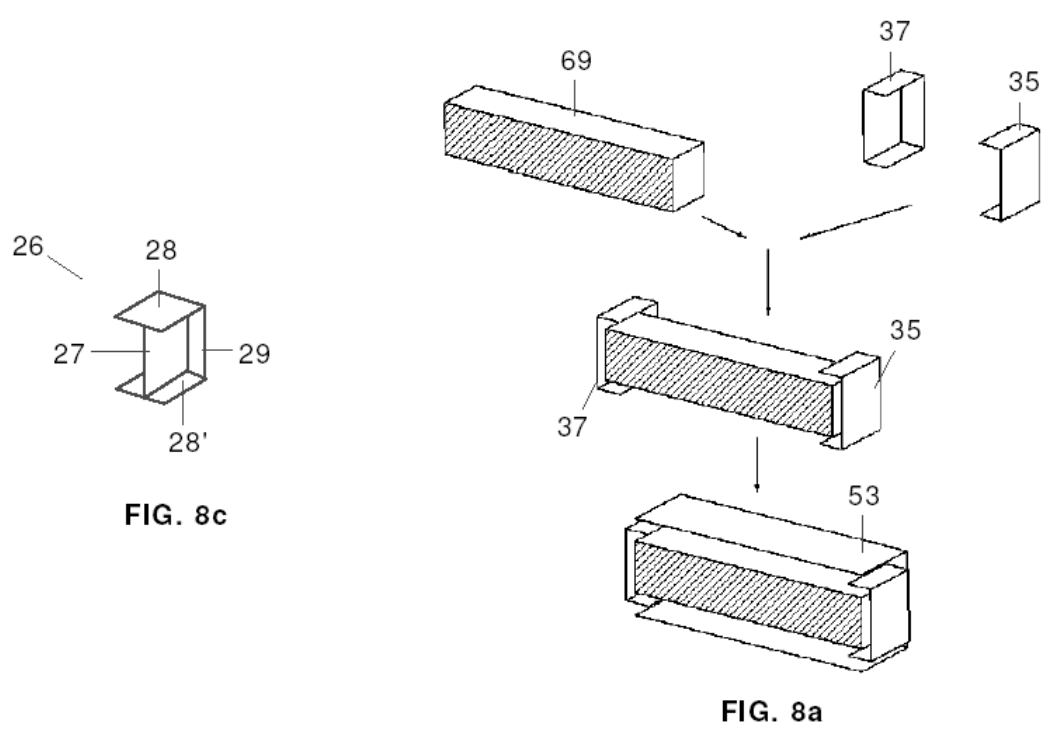
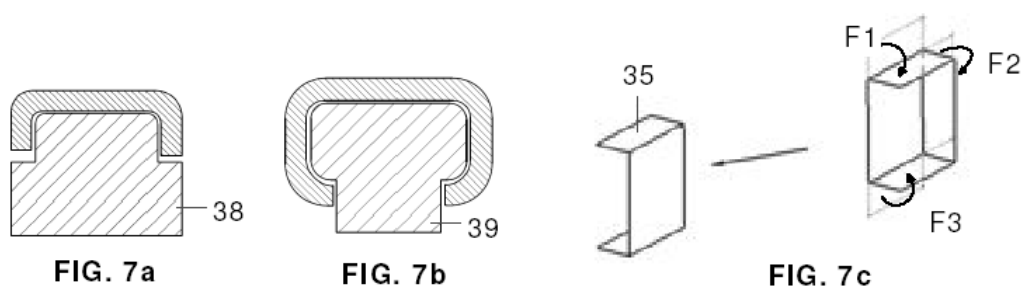


FIG. 6b



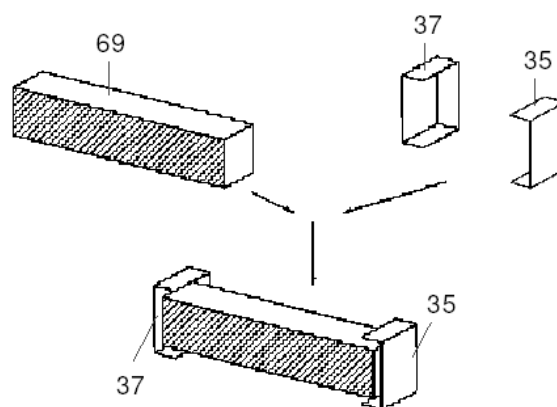


FIG. 9a

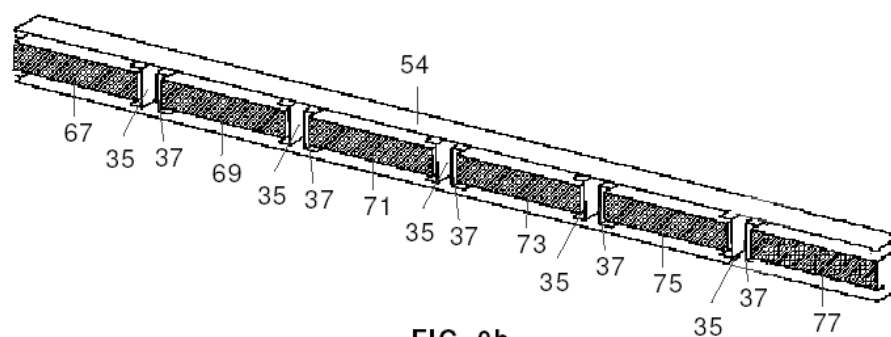


FIG. 9b

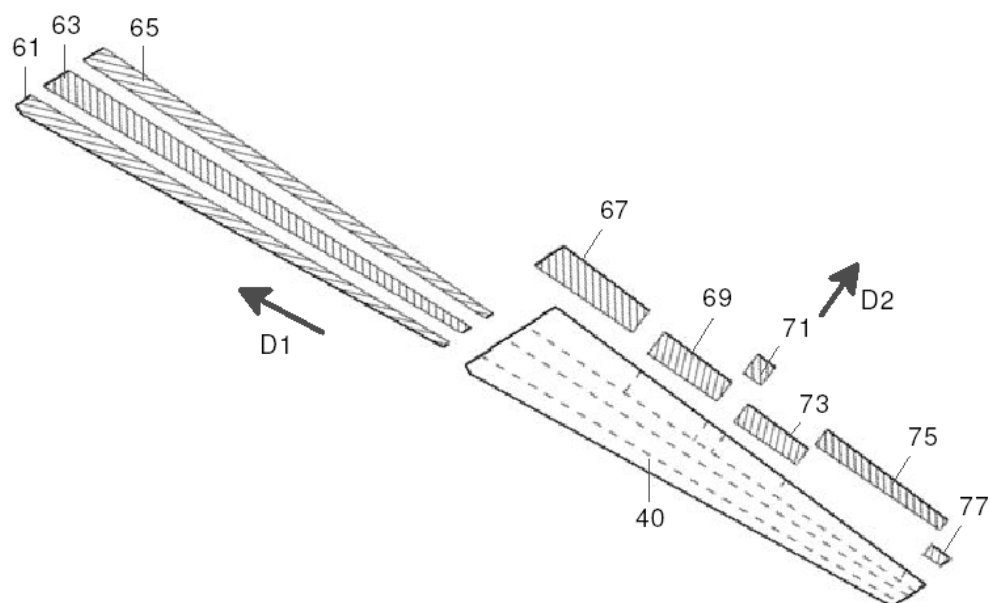


FIG. 10

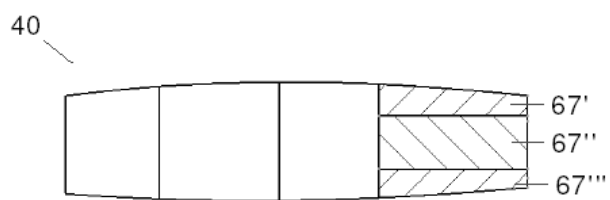


FIG. 11a

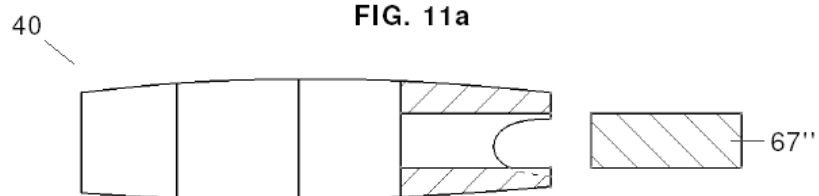


FIG. 11b

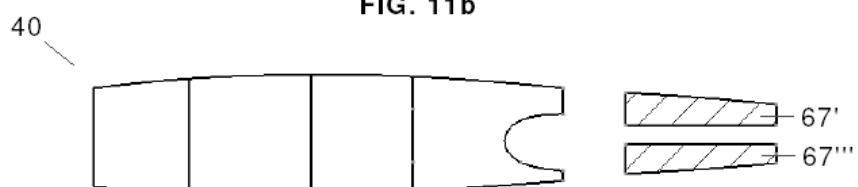


FIG. 11c

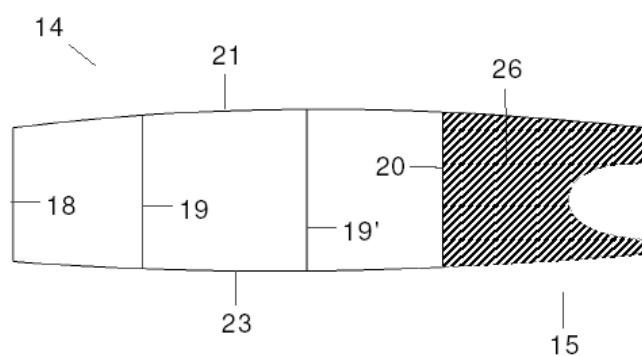


FIG. 12

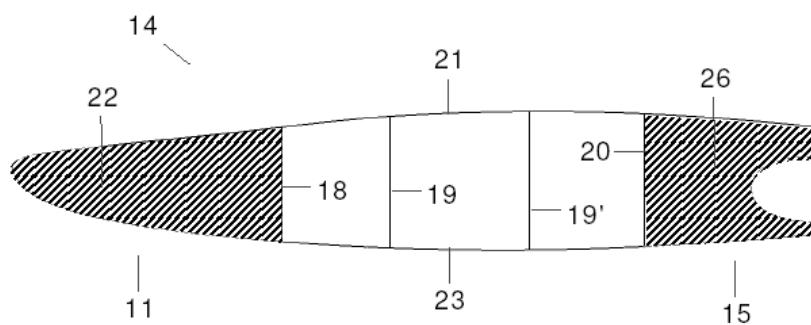


FIG. 13