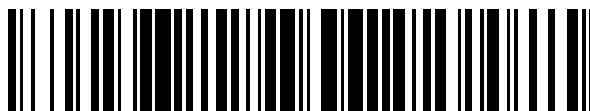


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 799 935**

51 Int. Cl.:

B64C 3/20 (2006.01)

B32B 5/02 (2006.01)

B64D 45/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **29.02.2016** **E 16382084 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **29.01.2020** **EP 3210883**

54 Título: **Perfil aerodinámico de aeronave con un borde de salida unido por puntos y procedimiento de fabricación del mismo**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
22.12.2020

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

CRESPO PEÑA, SOLEDAD;
GARCÍA NIETO, CARLOS;
VELEZ DE MENDIZABAL ALONSO, IKER y
GUINALDO FERNANDEZ, ENRIQUE

74 Agente/Representante:

GONZÁLEZ PECES, Gustavo Adolfo

ES 2 799 935 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

Perfil aerodinámico de aeronave con un borde de salida unido por puntos y procedimiento de fabricación del mismo

Objeto de la invención

5 La presente invención se refiere, en general, al procedimiento de fabricación y configuración de un borde de salida para un perfil aerodinámico de aeronave, por ejemplo, una superficie de control o una superficie de sustentación.

Un objetivo de la presente invención es el de proporcionar un borde de salida de un perfil aerodinámico de aeronave que sea fácil de fabricar y que, al mismo tiempo cumpla con las exigencias de conductividad aerodinámicas, mecánicas y eléctricas.

10 La invención puede ser aplicada en la fabricación de superficies de sustentación de aeronaves y/o superficies de control de aeronaves tales como: alas, planos de cola horizontales (HTP), planos de cola verticales (VTP), alerones, *flaps*, elevadores y timones.

Antecedentes de la invención

15 Como se muestra en la figura 1, el borde (1) de salida de un perfil (2) aerodinámico como una superficie de control o sustentación de aeronave, es el borde más retrasado del perfil (2) aerodinámico. Esta zona, generalmente en punta, es fundamental, en cuanto incide de manera considerable en el arrastre creado por la superficie aerodinámica.

20 Además de las exigencias aerodinámicas, el borde de salida exige otros condicionamientos derivados de episodios de impacto con rayo. Debido al particular emplazamiento del borde de salida, existe una elevada probabilidad de que se reciba el barrido de un rayo procedente de zona de impacto con rayo final. Por tanto, de acuerdo con la directiva internacional ED-91 N/A 27/06/2006 N/A EUROCAE, Zonificación de Rayos sobre Aeronaves, el borde de salida tiene que funcionar como vía conductora para las corrientes de impacto con rayo.

25 La combinación de estas dos exigencias, junto con la necesidad de una instalación rápida y sencilla ha determinado la introducción de diseños basados principalmente en abrazaderas (3) metálicas con forma de U (figura 2A) fabricadas en aluminio o en acero resistente a la corrosión que configuran el borde de salida, los cuales son ajustados sobre las cubiertas (4, 5) superior e inferior que unen estos dos elementos. Para ello, las cubiertas superior e inferior típicamente se unen con una abrazadera metálica por medio de una o más filas de medios (11) de sujeción (figura 2B), y están configuradas de manera que el espesor del revestimiento superior y del revestimiento inferior disminuyan progresivamente hacia el borde de salida, con el fin de conseguir el deseado perfil aerodinámico. La solicitud de patente internacional WO 2010/070185 A1 (figura 2A) es un ejemplo de esta solución tipo abrazadera convencional.

30 Sin embargo, en el área de contacto entre la abrazadera metálica y las cubiertas superior e inferior, se crea un espacio libre o rebaje que afecta negativamente al rendimiento aerodinámico del área del borde de salida. Una de las soluciones conocidas para evitar dicho problema, consiste en llenar ese espacio vacío con un material de relleno, para obtener una superficie continua y lisa en la zona de conexión entre las cubiertas y la abrazadera metálica para conseguir un rendimiento dinámico óptimo de la superficie. La solicitud de Patente estadounidense US-20147339370 A1, es un ejemplo de la solución anteriormente descrita.

35 Sin embargo, el problema de utilizar este material de relleno radica en que, en el curso de la vida útil de la aeronave, este relleno se resquebraja, lo que provoca el correspondiente agrietamiento y subsiguiente descomposición de la pintura de la superficie externa, lo que provoca las quejas de las aerolíneas que operan la aeronave debido al gran deterioro de su aspecto exterior.

40 Otra solución conocida es llenar la zona del espacio libre por medio de una tira de material taponador. Esta solución no mantiene la continuidad entre las abrazaderas de conexión y los plaqueados, y así el aspecto visual de la superficie exterior no es el deseado. Además, esta solución conlleva una penalización aerodinámica al incrementar la resistencia parásita de la aeronave.

45 La publicación del PCT WO 2007/071384 A2 se refiere a una superficie de control flexible que comprende al menos dos accionadores, que actúan sobre la superficie de control en diferentes puntos de acción que están desplazados lateralmente con respecto a la dirección (6) del flujo circulante uno con respecto a otro.

50 La publicación de patente de Estados Unidos US 2013/216767 A1 desvela una parte de un material compuesto, que es conductora al menos en una de las superficies de la misma, el procedimiento consiste en: sobreorillar de forma conductora una preforma de la parte usando hilos eléctrica o térmicamente conductores con líneas de puntada sustancialmente paralelas orientadas en al menos dos direcciones que se cruzan.

La publicación de patente de Estados Unidos US 2004/058122 A1 desvela un panel estructural compuesto de una preforma de composite que tiene una costura eléctricamente conductora. La costura forma una red eléctricamente conductora similar a una rejilla sobre el panel estructural para disipar mejor la energía eléctrica recibida en el impacto de un rayo a través de al menos una porción del espesor de la preforma de composite.

La patente de Estados Unidos 6319346 B1 se refiere a un procedimiento que desvela la formación de una superficie de control de aeronave en la forma de un disruptor desde un composite de fibra/resina. El borde de salida se moldea por compresión aplicando presión en el molde. El borde anterior es de paredes gruesas en la forma de una caja de torsión y se moldea por una vejiga interna presurizable.

5 **Sumario de la invención**

La presente invención se define en las reivindicaciones independientes adjuntas, y se refiere al procedimiento de configuración y fabricación del borde de salida de un perfil aerodinámico de aeronave.

10 De acuerdo con un aspecto de la invención, un perfil aerodinámico de aeronave presenta un borde de salida formado por las cubiertas superior e inferior obtenidas a partir de un material compuesto, de manera que las cubiertas superior e inferior estén dispuestas una encima de otra y configuren conjuntamente el perfil aerodinámico del borde de salida. Para proteger la aeronave contra impactos con rayo, se aplican tradicionalmente unas mallas metálicas superior e inferior, respectivamente, sobre las cubiertas superior e inferior.

15 De acuerdo con la invención, al menos dentro de un área del borde de salida, las cubiertas superior e inferior están cosidas o unidas por puntos entre sí con un alambre metálico, de manera que el alambre metálico esté eléctricamente en contacto con las mallas metálicas superior e inferior, en el caso de que se incorporen, que permita la continuidad eléctrica entre las mallas metálicas superior e inferior.

20 Con el fin de proporcionar la continuidad eléctrica entre las cubiertas de los revestimientos superior e inferior, el procedimiento de cosido del borde de salida se lleva a cabo después de aplicar las mallas metálicas y antes del curado de las cubiertas del revestimiento de composite, y para que el alambre metálico se sitúe en contacto con las mallas metálicas cuando se incorporen en el componente.

Una de las ventajas de la invención es que el borde de salida se puede obtener en un único procedimiento, el cual, a diferencia de las soluciones de la técnica anterior basadas en abrazaderas metálicas, no requiere ningún procedimiento de ensamblaje posterior.

25 Otra ventaja desde el punto de vista aerodinámico es que la invención proporciona un mejor rendimiento aerodinámico que el de las soluciones actuales, en cuanto las superficies derivadas de la integración de los revestimientos superior e inferior son más lisas y más limpias, sin espacios libres, lo que se traduce en menos perturbaciones aéreas y una menor penalización de arrastre.

30 Otro aspecto de la invención se refiere a un procedimiento de fabricación de un perfil aerodinámico de aeronave que comprende las etapas de: la formación de unos laminados primero y segundo y la fabricación de unas mallas metálicas primera y segunda, respectivamente, sobre las áreas de superficie requeridas de los laminados primero y segundo.

35 Los laminados primero y segundo son a continuación ensamblados uno encima del otro para configurar un borde de salida del perfil aerodinámico. A continuación, al menos un área de los laminados primero y segundo del borde de salida se une por puntos (cose) con un alambre metálico, de manera que el alambre metálico se sitúe en contacto con las mallas metálicas primera y segunda, en el caso de que se incorporen, para proporcionar una continuidad eléctrica entre ambas mallas y/o el propio borde de salida.

40 Los laminados primero y segundo están formados mediante la acumulación de una pluralidad de capas, ya sea de capas de composite preimpregnado o de capas de tejido en seco. La aplicación de las mallas metálicas primera y segunda sobre los laminados primero y segundo, y la posterior etapa de cosido de los laminados primero y segundo se llevan a cabo cuando las capas de composite están todavía frescas (húmedas) en el caso del composite preimpregnado, o antes de inyectar resina en el caso de capas de tejido en seco. Esto significa que los laminados primero y segundo son curados una vez que se han unido por puntos con el alambre metálico, para que el alambre metálico quede incrustado (o integrado) dentro del material compuesto.

Algunas de las ventajas de la invención pueden resumirse como sigue:

- 45
- proporciona una conexión sencilla entre las cubiertas superior e inferior del borde de salida, sin abrazaderas de manera que no se requiere un procedimiento de ensamblaje posterior después del curado,
 - da la posibilidad de un procedimiento de fabricación único,
 - evita los espacios libres o los escalones sobre las superficies de los revestimientos, menos perturbaciones aéreas en el borde de salida,

50

 - evita el uso de remaches, con el consiguiente ahorro de peso y tiempo de fabricación,
 - satisface todas las exigencias tanto de continuidad aerodinámica como eléctrica.

Breve descripción de los dibujos

A continuación, se describen formas de realización preferentes de la invención, con referencia a los dibujos que se acompañan, en los que:

Figura 1.- muestra en una vista en sección transversal, el emplazamiento del borde de salida de un perfil aerodinámico de aeronave genérico, de acuerdo con la técnica anterior.

Figura 2.- muestra unas vistas en sección transversal de dos configuraciones del borde de salida de la técnica anterior a base de abrazaderas.

5 Figura 3.- muestra un dibujo (A) en una vista en planta, y un dibujo (B) en una vista lateral de una aeronave de la técnica anterior, en las que los bordes de salida en los que puede ser aplicada la invención están rodeados con formas elípticas.

Figura 4.- muestra una representación esquemática en una vista en perspectiva de una forma de realización ejemplar de un borde de salida de acuerdo con la invención.

10 Figura 5.- muestra una representación esquemática en una vista en sección transversal de una forma de realización ejemplar de la invención.

Figura 6.- muestra una secuencia de las etapas de fabricación de acuerdo con una forma de realización preferente del procedimiento de la invención, que utiliza composites preimpregnados.

15 Figura 7.- muestra una secuencia de las etapas de fabricación de acuerdo con una forma de realización preferente del procedimiento de la invención, que utiliza composites de tejido seco.

Figura 8.- muestra una secuencia de las etapas de fabricación de acuerdo con una forma de realización preferente del procedimiento de la invención, que utiliza cubiertas semicuradas.

Forma de realización preferente de la invención

20 La figura 4 muestra de forma esquemática un perfil (2) aerodinámico de aeronave que comprende unas cubiertas (4, 5) superior e inferior obtenidas a partir de un material compuesto. El borde (3) de salida del perfil (2) aerodinámico está formado por las cubiertas (4, 5) superior e inferior del perfil aerodinámico, las cuales están dispuestas una encima de otra en el área del borde de salida.

25 Tradicionalmente, el perfil aerodinámico comprende también unas mallas (6, 7) metálicas superior e inferior típicamente fabricadas en bronce, las cuales son aplicadas respectivamente sobre las cubiertas (4, 5) superior e inferior. De acuerdo con la invención, las cubiertas (4, 5) superior e inferior se unen por puntos entre sí con un alambre (9) metálico, de manera que el alambre metálico esté eléctricamente en contacto con las mallas (6, 7) metálicas superior e inferior cuando se incorporen, para proporcionar una continuidad eléctrica entre las mallas y/o con el propio borde de salida.

30 La figura 5 muestra con mayor claridad la forma en que un alambre (9) metálico se cose formando una línea (10) de costura que discurre de forma alternada sobre las mallas (6, 7) metálicas superior e inferior y que pasa a través de las cubiertas (4, 5) superior e inferior definiendo un patrón sinuoso. Como alternativa, pueden ser utilizados en la presente invención otros patrones de costura.

35 Hay tantas líneas (10) de costura como se requiera para obtener la resistencia de fijación deseada entre las cubiertas (4, 5) superior e inferior y para obtener la conductividad eléctrica requerida entre las mallas (6, 7) superior e inferior.

Así mismo, las líneas (10) de costura o de costuras pueden ser aplicadas en varias direcciones y patrones. Por ejemplo, las líneas (10) de costura son aplicadas en múltiples direcciones a lo largo de la envergadura como se muestra en la figura 4, y/o en múltiples direcciones de la cuerda (no mostrada).

40 Como se muestra en la figura 3, las áreas de aplicación de la invención (8) son: un borde de salida está configurado y conformado por las cubiertas de revestimiento superior e inferior de *flaps*, alerones, elevadores y cubiertas de revestimiento de los mástiles, estando fabricadas estas cubiertas a partir de un material compuesto y unidas por puntos o cosidas entre sí con un alambre metálico.

45 La figura 6 muestra una forma de realización preferente del procedimiento de la invención para fabricar un borde de salida de perfil aerodinámico de aeronave, en el que los laminados primero y segundo (4a, 5a) están formados por la acumulación de una pluralidad de capas de composite preimpregnadas (dibujo (a)), de modo preferente Plásticos Reforzados con Fibra de Carbono (CFRP). A continuación, las mallas metálicas primera y segunda (6, 7) son aplicadas (dibujo (b)), respectivamente sobre una superficie de los laminados primero y segundo (4a, 5a), cuando se requiera.

50 Los laminados primero y segundo (4a, 5a) son ensamblados uno encima del otro para configurar un área del borde (3a) de salida de perfil aerodinámico (dibujo (c)), y, a continuación, los laminados primero y segundo (4a, 5a) (todavía no curados) se cosen entre sí con al menos un alambre (9) metálico (dibujo (d)), de manera que el alambre (9) metálico se sitúe en contacto con las mallas metálicas primera y segunda, cuando se incorporen, para proporcionar una continuidad eléctrica entre ambas mallas y/o con el propio borde de salida. Finalmente, el

ensamblaje es curado (dibujo (e)), para obtener un borde (3) de salida, por ejemplo, como el que se muestra en la figura 4.

5 El procedimiento de fabricación alternativo, mostrado en la figura 7, es similar al previamente descrito, pero utilizando capas de tejido seco en lugar de preimpregnados. Por tanto, en este caso, los laminados primero y segundo (4a, 5a) están formados por la acumulación de una pluralidad de capas de tejido seco (dibujo (a)) sobre los cuales se aplican las mallas metálicas primera y segunda (6, 7) (dibujo (b)). Los laminados (4a, 5a) son ensamblados uno encima de otro para configurar un borde de salida del perfil aerodinámico (dibujo (c)) y, a continuación, se cosen entre sí con al menos un alambre (9) metálico (dibujo (d)), de manera que el alambre metálico se sitúe en contacto con las mallas metálicas primera y segunda, cuando se incorporen.

10 El conjunto es a continuación situado dentro de un molde ((dibujo (e)), en el que es comprimido y una resina es transferida hasta las capas de tejido seco, ya sea por medio de un procedimiento de Moldeo de Transferencia de Resina, o bien por medio de un procedimiento de Infusión de Resina Líquida. Finalmente, el conjunto es curado (dibujo (f)) para obtener un borde (3) de salida (dibujo (g)), por ejemplo, como el mostrado en la figura 4.

15 Se debe destacar que además de la unión obtenida por las cubiertas superior e inferior de curado simultáneo entre sí, el alambre (9) metálico proporciona una conexión estructural entre las cubiertas.

20 En el procedimiento de fabricación alternativo mostrado en la figura 8, en lugar de la curación simultánea de los laminados superior e inferior en un solo procedimiento, estos laminados son curados en dos etapas diferentes. En primer lugar, son formados los laminados primero y segundo (4a, 5a) mediante una pluralidad de capas de composite preimpregnado (dibujo (a)), sobre la cual son aplicadas las mallas metálicas primera y segunda (6, 7) (dibujo (b)).

25 Los laminados primero y segundo (4a, 5a), una vez curados, formarían el borde de salida del perfil aerodinámico, pero también las cubiertas de revestimiento superior e inferior del perfil aerodinámico. En el procedimiento de la figura 8, los laminados primero y segundo (4a, 5a) son semicurados antes de su ensamblaje. En un primer ciclo de curado, las áreas (12) delanteras de los laminados (4a, 5a) superior e inferior son curadas (dibujo (c)), mientras que las áreas del borde (3a) de salida son mantenidas en un estado no curado, y en el que las áreas intermedias de las cubiertas superior e inferior entre las áreas internas y las áreas del borde de salida son semicuradas.

30 A continuación, los laminados (4a, 5a) son ensamblados uno sobre otro para configurar un borde de salida del perfil aerodinámico (dibujo (d)), y las áreas (12, 13) delantera e intermedia, en las que están separados. Las áreas del borde (3a) de salida, a continuación, se cosen con al menos un alambre (9) metálico (dibujo (e)), y finalmente después del procedimiento de cosido el área del borde (3a) de salida es curada en un segundo ciclo de curado, el cual puede llevarse a cabo en un autoclave (dibujo (f)), o por medio de la aplicación local de calor y presión por medio de una protección (14) térmica y una bolsa (15) de vacío como se muestra en (dibujo (g)), para obtener un borde de salida (dibujo (h)).

35 Para el alambre (9) metálico puede ser utilizada una amplia variedad de metales, por ejemplo; cobre, aluminio, acero, etc., o incluso aleaciones metálicas apropiadas para esta aplicación. En cuanto a las propiedades mecánicas y al diámetro del alambre metálico, se elegirán para cada aplicación concreta, para satisfacer tanto las exigencias mecánicas como las de impactos con rayo.

Otras formas de realización preferentes de la presente invención se describen en las reivindicaciones dependientes adjuntas y en las múltiples combinaciones de dichas reivindicaciones.

40

REIVINDICACIONES

1. Un perfil (2) aerodinámico de aeronave que comprende unas cubiertas (4, 5) superior e inferior obtenidas a partir de un material compuesto, en el que el borde (3) de salida del perfil (2) aerodinámico está formado por dichas cubiertas (4, 5) superior e inferior que están dispuestas una encima de otra en el borde (3) de salida, y
- 5 en el que el perfil (2) aerodinámico comprende además unas mallas (6, 7) metálicas superior e inferior respectivamente aplicadas sobre las cubiertas (4, 5) superior e inferior, y en el que al menos un alambre (9) metálico está eléctricamente en contacto con las mallas (6, 7) metálicas superior e inferior para proporcionar una continuidad eléctrica entre las mallas (6, 7) metálicas superior e inferior, en el que el alambre (9) metálico está incrustado dentro del material compuesto de las cubiertas (4, 5) superior e inferior,
- 10 **caracterizado porque** las cubiertas (4, 5) superior e inferior en el borde (3) de salida están cosidas entre sí con el al menos un alambre (9) metálico y en el que el alambre (9) metálico está cosido formando al menos una línea (10) de costura que se desarrolla
- 15 alternativamente en las mallas (6, 7) metálicas superior e inferior, y pasando por las cubiertas (4, 5) superior e inferior, definiendo un patrón serpenteante, y en el que las líneas (10) de costura se aplican para proporcionar resistencia de unión entre las cubiertas (4, 5) superior e inferior y para obtener la conductividad eléctrica requerida entre las mallas (6, 7) superior e inferior.
2. Perfil aerodinámico de aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, que comprende una pluralidad de líneas (10) de costura que se extienden sustancialmente en una dirección a lo largo de la envergadura.
- 20 3. Perfil aerodinámico de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, que comprende además una pluralidad de líneas (10) de costura que se extienden sustancialmente en la dirección de la cuerda.
4. Perfil aerodinámico de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, seleccionado entre el grupo que comprende: un alerón, un *flap*, un elevador, o un timón.
5. Perfil aerodinámico de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que el
- 25 material compuesto es plástico reforzado con fibra de carbono.
6. Procedimiento de fabricación de un perfil (2) aerodinámico de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-5 que comprende las etapas de:
- 30 formación de unos laminados primero y segundo (4a, 5a) y aplicación de unas primera y segunda mallas (6, 7), respectivamente, sobre una superficie de los laminados primero y segundo (4a, 5a), ensamblaje de los laminados primero y segundo (4a, 5a) uno encima de otro para configurar un borde (3) de salida del perfil (2) aerodinámico, cosido de los laminados primero y segundo (4a, 5a) con un alambre (9) metálico, de manera que el alambre (9) metálico se sitúe en contacto con las mallas metálicas primera y segunda (6, 7), cuando se incorporen, si se requiere, para proporcionar una continuidad eléctrica entre ambas mallas (6, 7), y
- 35 en el que los laminados primero y segundo (4a, 5a) están formados por capas de composite preimpregnado, y en el que la aplicación de las mallas metálicas primera y segunda (6, 7) sobre los laminados primero y segundo, y la etapa posterior de cosido de los laminados primero y segundo se llevan a cabo cuando las capas de composite están todavía frescas, y en el que los laminados primero y segundo se curan después del procedimiento de cosido para que el alambre (9) metálico quede incrustado dentro del material compuesto.
- 40 7. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 6, en el que los laminados primero y segundo están formados por capas de tejido seco (apiladas), y en el que la aplicación de las mallas metálicas primera y segunda (6, 7) sobre los laminados primero y segundo (4a, 5a), y la posterior etapa de cosido de los laminados primero y segundo, se llevan a cabo cuando las capas de composite están todavía secas.
- 45 8. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 7, que comprende además la etapa de aplicar resina a las capas de tejido seco, por medio de un procedimiento de Moldeo de Transferencia de Resina, o por medio de un procedimiento de Infusión de Resina Líquida.
9. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 8, que comprende además la etapa de curado de los laminados, para que el alambre (9) metálico quede incrustado dentro del material compuesto.
- 50 10. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 6, en el que las cubiertas superior e inferior son respectivamente las cubiertas de revestimiento superior e inferior de un perfil aerodinámico de aeronave, y en el que las áreas delanteras de las cubiertas superior e inferior se curan en un primer ciclo de curado, mientras que las áreas del borde de salida se mantienen en un estado no curado, y en el que las áreas intermedias de las cubiertas superior e inferior entre las áreas interiores y las áreas del borde de salida, están semicuradas.
- 55 11. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 10, en el que las áreas de los bordes intermedio y de salida se curan en un segundo ciclo de curado.

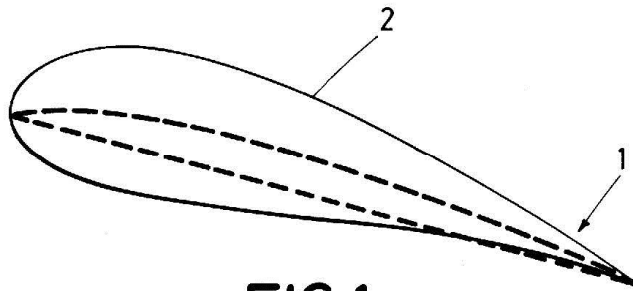


FIG.1
TÉCNICA ANTERIOR

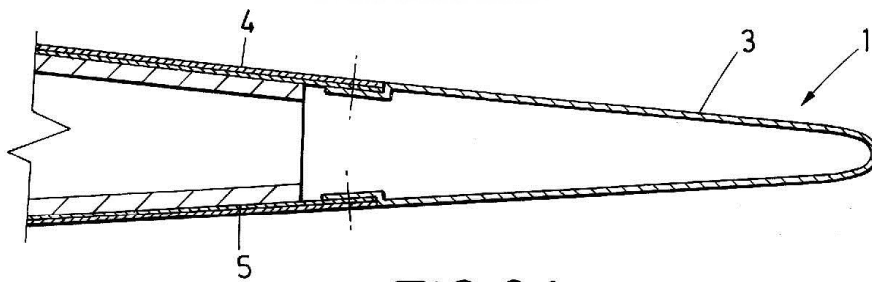


FIG.2A
TÉCNICA ANTERIOR

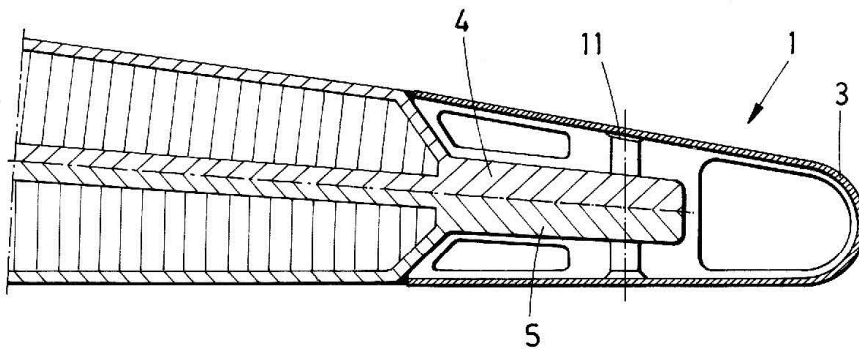


FIG.2B
TÉCNICA ANTERIOR

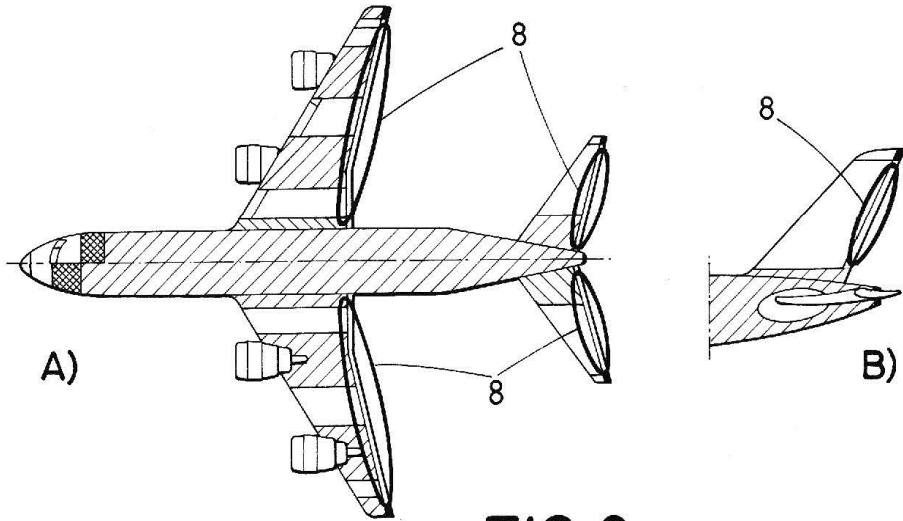


FIG. 3

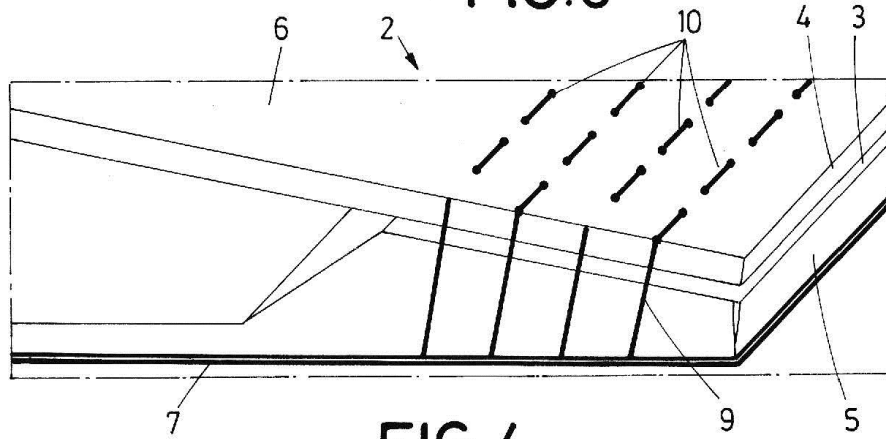


FIG. 4

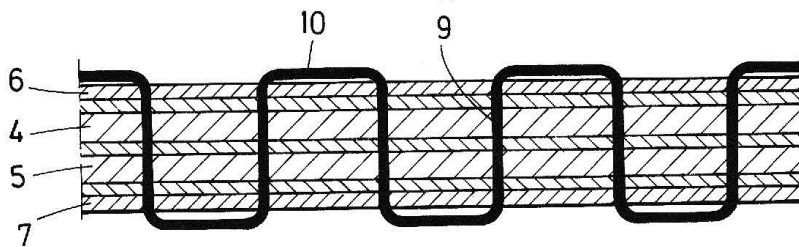


FIG. 5

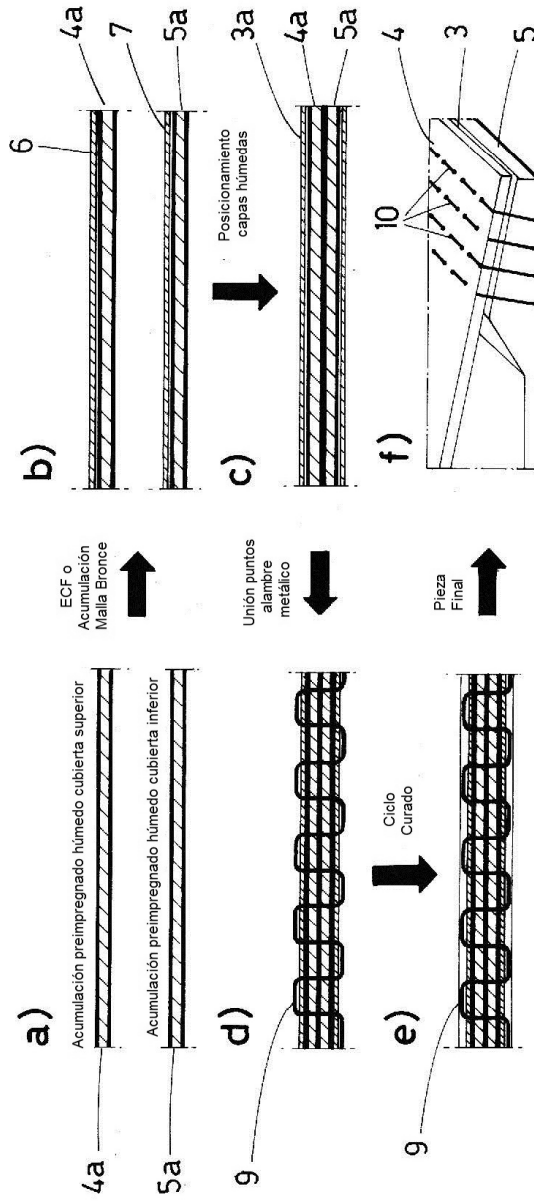


FIG.6

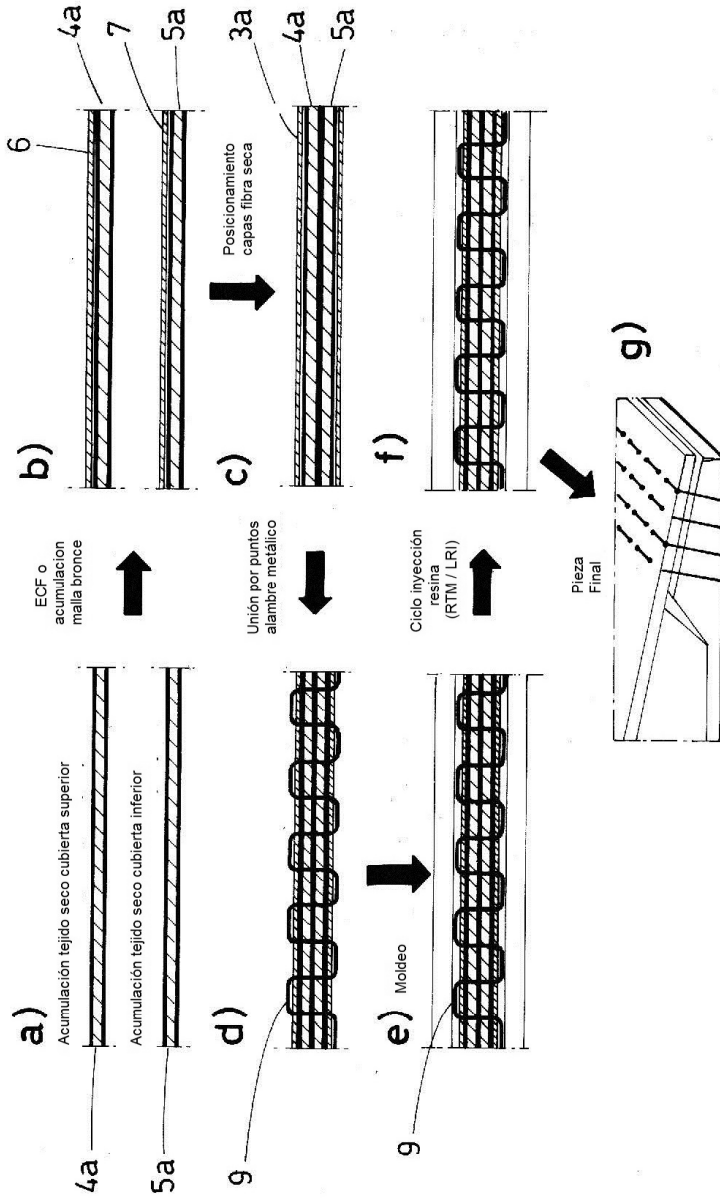


FIG.7

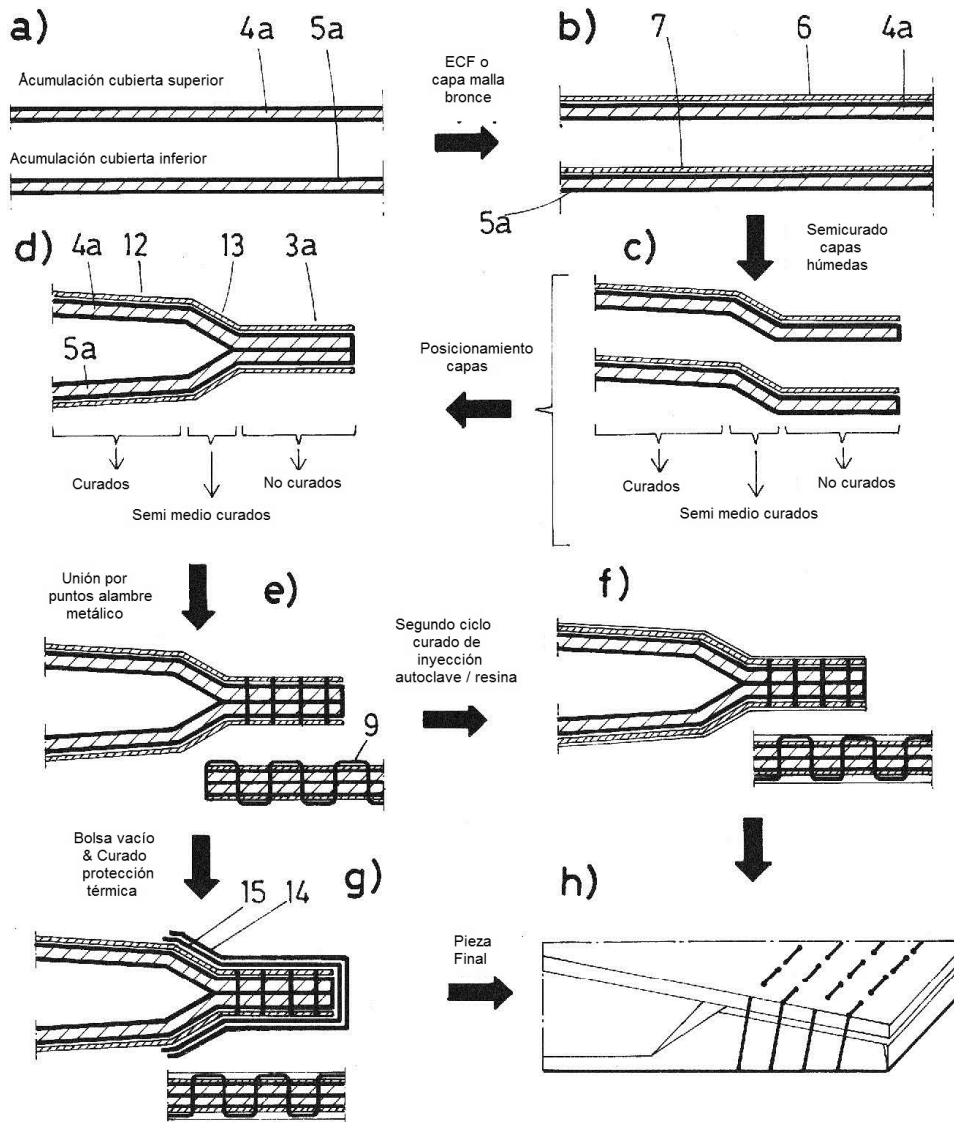


FIG.8