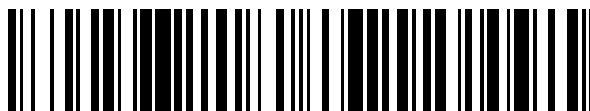


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 874 336**

51 Int. Cl.:

B64C 3/20 (2006.01)

B64C 3/26 (2006.01)

B64C 3/28 (2006.01)

B64C 5/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.04.2018** **E 18382247 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.03.2021** **EP 3552952**

54 Título: **Superficie laminar de elevación multilarguero para aeronaves**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
04.11.2021

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

HONORATO RUIZ, FRANCISCO JAVIER;
GUINALDO FERNÁNDEZ, ENRIQUE;
GARCÍA NIETO, CARLOS;
ARANA HIDALGO, ALBERTO;
CEBOLLA GARROFE, PABLO;
NÚÑEZ DELGADO, JULIO;
MARTÍN PALOMARES, DAVID y
CRUZ DOMÍNGUEZ, FRANCISCO JOSÉ

ES 2 874 336 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

Superficie laminar de elevación multilarguero para aeronaves

5 **Campo de la invención**

La presente invención se refiere a una superficie laminar de elevación multilarguero para aeronaves para ser utilizada, en particular, en un estabilizador horizontal (HTP), un estabilizador vertical (VTP) y un ala de una aeronave.

10 **Antecedentes de la invención**

Como se ha indicado anteriormente, la invención es aplicable, en particular, a un estabilizador horizontal (HTP), a un estabilizador vertical (VTP) y a un ala de una aeronave, que comparten una estructura similar.

15 Centrándonos en los estabilizadores horizontales (HTP), estas partes estructurales de una aeronave comprenden un cajón de torsión derecho y un cajón de torsión izquierdo, estando ambas estructuras unidas mediante un cajón de torsión central o mediante una unión central. Dichos cajones de torsión comprenden elementos externos e internos. Los elementos externos son típicamente dos largueros delanteros, dos largueros traseros, dos costillas de cierre, dos cubiertas superiores y dos cubiertas inferiores, estando uno de los elementos situado en el cajón de torsión derecho del HTP y el otro en el cajón de torsión izquierdo. Los elementos internos conocidos del cajón de torsión son:

- Largueros intermedios, que son elementos que se extienden a lo largo de la envergadura y situados entre los largueros delanteros y los traseros.

25 - Costillas intermedias, que están distribuidas a lo largo de la envergadura extendiéndose a lo largo de la cuerda y que podrían extenderse entre el larguero delantero y el larguero trasero.

- Largueros centrales, situados en el cajón central (si procede) del HTP, que son elementos paralelos al plano Y de la aeronave y perpendiculares al eje longitudinal de la aeronave.

30 - Larguerillos, que son elementos que se extienden a lo largo de la envergadura y situados en las cubiertas superior e inferior.

Los estabilizadores horizontales ajustables conocidos tienen tres puntos de apoyo que se describen a continuación:

35 - Dos puntos que actúan como interfaz de pivote y que actúan como soportes que reaccionan ante las cargas. El eje que une estos dos elementos es el eje de pivote.

40 - Un punto que actúa como interfaz de conexión y que es una zona de introducción de cargas que permite que el estabilizador horizontal sea ajustable.

- Además de estos puntos de apoyo, hay dos zonas que actúan como interfaz de los actuadores que también son zonas de introducción de cargas ya que reaccionan a las cargas generadas por las superficies de control, por ejemplo, los elevadores.

45 Las soluciones técnicas conocidas aplicadas a los cajones de torsión y a las superficies de elevación que comprenden los elementos anteriormente descritos y que reciben las cargas anteriormente descritas son la estructura de cajón de torsión multicostilla pura y la estructura de cajón de torsión multilarguero pura.

50 Las estructuras de cajón de torsión multicostilla puras comprenden un larguero delantero, un larguero trasero, costillas y cubiertas superiores e inferiores, y las estructuras de cajón de torsión multilarguero puras comprenden un larguero delantero, un larguero trasero, largueros intermedios, cubiertas superiores e inferiores y también, a veces, costillas (si es necesario, colocadas entre los largueros delanteros y traseros) situadas junto a las zonas de introducción de cargas.

55 Un ejemplo de estructura de cajón de torsión multilarguero se presenta en el documento EP 2153979 A1, referido a una "Cajón de torsión multilarguero integrado de material compuesto" para aeronaves, que comprende un revestimiento inferior, un revestimiento superior, varios largueros, cada uno de los cuales comprende a su vez una cuerda y un alma, varios larguerillos en el revestimiento inferior y varios larguerillos en el revestimiento superior, en los que la mencionada estructura de cajón de torsión integrado se consigue mediante la unión de elementos estructurales unitarios en forma de U, elementos estructurales unitarios en forma de U con una solapa y elementos estructurales unitarios en forma de C con una solapa.

65 En cuanto a los bordes de ataque de las superficies de elevación para aeronaves (como un HTP), ha habido diseños basados en piezas metálicas que pronto fueron sustituidos por diseños de materiales compuestos de plástico reforzado con fibra (CFRP), plástico reforzado con fibra de vidrio (GFRP) u otros materiales.

El diseño estándar de los bordes de ataque comprende una placa extrema o de revestimiento rigidizada por las costillas del borde de ataque. En el caso de las aeronaves de gran tamaño, se han utilizado dos largueros metálicos adicionales, uno de los cuales es vertical junto al punto de ataque y el otro es diagonal.

5 Los paneles de revestimiento pueden estar engrosados por núcleos de panel de abeja y pueden estar cubiertos por una cubierta metálica de protección que puede ser de acero o de aleaciones de aluminio para proteger el borde de ataque de los fenómenos de erosión.

10 Un ejemplo de borde de ataque integrado se presenta en el documento EP 2687436 A1, referido a un "Borde de ataque altamente integrado de una superficie de elevación de una aeronave". Este documento presenta una superficie de elevación para aeronaves que comprende bordes de ataque, cajones de torsión y bordes de salida; comprendiendo cada borde de ataque una pluralidad de costillas de borde de ataque unidas al larguero delantero de un cajón de torsión y un perfil de borde de ataque formado por una pluralidad de secciones unidas a las costillas de borde de ataque, y cada sección de perfil de borde de ataque comprende un revestimiento en forma de C y uno o más largueros auxiliares.

15 Existen algunas piezas estructurales del estado de la técnica para aeronaves en las que los bordes de ataque (o los bordes de ataque y los bordes de salida) están integrados con un cajón de torsión multilarguero en una única estructura (véase, por ejemplo, el documento EP 3156323 A1).

20 El documento US 2016/0031551 A1, referido a "Aleta de flujo laminar" ("Laminar Flow Winglet", en inglés), presenta un dispositivo de punta de ala de aeronave que puede incluir un cajón de torsión de borde de ataque unificado y monolítico que puede estar formado por material reforzado con fibra de matriz de polímero. El cajón de torsión del borde de ataque puede incluir un revestimiento que puede definir una superficie de línea de molde exterior continua e ininterrumpida que se extiende hacia la parte trasera desde un borde de ataque de la aleta en una distancia de al menos aproximadamente el 60 por ciento de una longitud de cuerda local. El cajón de torsión del borde de ataque puede incluir además al menos un componente interno que se extiende entre las superficies internas opuestas del revestimiento y que está formado integralmente con ella. También se contempla que la sección del borde de salida y el cajón de torsión del borde de ataque pueden estar formados integralmente en una estructura compuesta unificada y monolítica, de manera que la aleta comprende una estructura única y unitaria desde el borde de ataque de la aleta hasta el borde de salida de la aleta.

25 Por otra parte, cerca del revestimiento de la aeronave, el flujo es mayoritariamente turbulento, lo que aumenta la resistencia por fricción, debido a que:

- 35 a) el flujo laminar es inestable con respecto a pequeñas perturbaciones y,
- b) las imperfecciones de la superficie pueden provocar una transición temprana a la turbulencia.

40 El flujo laminar reduce la resistencia por fricción y su aplicación en el VTP y en el HTP permitiría potencialmente reducir la resistencia de la aeronave hasta un 2% en función de la misión de vuelo.

45 Los métodos actuales para conseguirlo son el Flujo Laminar Natural y el Control del Flujo Laminar. El Flujo Laminar Natural (NLF) se obtiene mediante un perfil que produce una caída de presión progresiva (es decir, un gradiente favorable) que da lugar a una aceleración del flujo y a un retraso en la transición hasta aproximadamente el punto de presión mínima.

50 En el caso de los bordes de ataque de las superficies de elevación de aeronaves en un entorno de Flujo Laminar Natural, hay cinco temas principales:

- a. La placa antierosión adherida a la parte superior del perfil aerodinámico teórico da lugar a un escalón hacia atrás (el requisito actual de escalón hacia atrás para el flujo laminar natural es muy crítico).
- 55 b. Las cabezas de las sujeciones de la interfaz borde de ataque/cajón de torsión crean escalones hacia adelante y hacia atrás que obligan a la transición al flujo turbulento (el requisito actual de escalón hacia adelante para el flujo laminar natural no es tan crítico como el escalón hacia atrás, pero también es muy importante).
- c. La separación de la interfaz borde de ataque/cajón de torsión es notoria, variable y difícil de sellar dentro de las tolerancias del flujo laminar natural.
- 60 d. La ondulación del borde de ataque y del cajón de torsión debida a los procesos de fabricación y montaje (por ejemplo, la unión entre el extremo del borde de ataque y las costillas del borde de ataque en un diseño convencional).
- e. Las cabezas de la sujeción del cajón de torsión situadas en las cubiertas del cajón crean escalones hacia delante y hacia atrás que obligan a la transición a un flujo turbulento.

65 Los conceptos de escalón hacia adelante y escalón hacia atrás se ilustran en las figuras 4a y 4b.

Debido a la compleja geometría de las superficies de elevación de las aeronaves por la combinación de diversos requisitos de diseño (conicidad, diedro, doble curvatura, asimetría del perfil aerodinámico, etc.), no es factible de forma industrial definir un único revestimiento para obtener altos índices de producción. En efecto, las superficies de elevación de las aeronaves (estabilizadores horizontales, estabilizadores verticales y alas) comparten una serie de características específicas:

- Existencia de dobles superficies curvas (especialmente en los HTPs y las alas) que no permiten conformar el laminado de CFRP para las dos superficies de los revestimientos al mismo tiempo.

- Torsión y conicidad agresivas con gran diferencia de tamaño y orientación entre la sección de la raíz y la de la punta, lo que hace que las orientaciones de los laminados se desvíen de los valores teóricos ideales.

- Gran tamaño de dichas superficies de elevación (HTPs, VTPs y alas) en comparación con el tamaño de un winglet (aleta).

- Espesores de los laminados muy superiores a los de un winglet debido a la mayor magnitud de las cargas que deben soportar las superficies de elevación y a su mayor responsabilidad estructural (por ejemplo, refuerzo para el impacto de las aves), lo que complica el conformado de los laminados exteriores.

Esto hace necesario encontrar nuevas formas de integrar el borde de ataque.

Sumario de la invención

El objeto de la presente invención es proporcionar una superficie laminar de elevación multilarguero para aeronaves en la que el borde de ataque se integra con un cajón de torsión multilarguero en una única estructura, de forma que se tengan en cuenta las características específicas de la superficie de elevación.

La invención proporciona una superficie laminar de elevación multilarguero, hecha de plástico reforzado con fibras compuestas y que comprende un cajón de torsión multilarguero y un borde de ataque, comprendiendo el cajón de torsión multilarguero un larguero delantero, un larguero trasero y largueros intermedios, comprendiendo el borde de ataque al menos un larguero, comprendiendo el revestimiento exterior de la superficie laminar de elevación de la aeronave una cubierta superior, una cubierta inferior y una copa extrema (o de nariz) que cubre la punta extrema (o de nariz) del borde de ataque, estando integrado el borde de ataque con el cajón de torsión multilarguero en una única estructura, donde la cubierta superior y la cubierta inferior del revestimiento exterior de la superficie laminar de elevación multilarguero se extienden sobre el cajón de torsión y parcialmente sobre el borde de ataque, con una zona de solapamiento entre cada una de las cubiertas superior e inferior y la copa extrema.

De este modo, es posible obtener una solución óptima en términos de comportamiento aerodinámico, ya que:

- a. No se requieren cabezas de fijación de la interfaz borde de ataque/cajón de torsión. Por lo tanto, no hay escalones hacia delante y hacia atrás que obliguen a la transición al flujo turbulento aumentando la resistencia.
- b. No existe un hueco en la interfaz entre el borde de ataque y el cajón de torsión.
- c. La ondulación del borde de ataque es insignificante debido a la ausencia de costillas dentro de la estructura del borde de ataque.
- d. No se necesitan cabezales de fijación del cajón de torsión, ya que la estructura del cajón es una estructura integrada multilarguero.
- e. Placa antierosión del borde de ataque integrada en el laminado del extremo que proporciona una superficie continua enrasada al flujo de aire.

Además, la integración del borde de ataque en el cajón de torsión proporciona las siguientes ventajas:

- a. No es necesaria la fase de montaje del borde de ataque/cajón de torsión, ya que ambos componentes se integran durante la fase de fabricación, lo que supone un ahorro de costes.

No se requieren elementos de fijación de la interfaz borde de ataque/cajón de torsión, lo que supone una reducción de peso.

La invención ofrece las siguientes ventajas con respecto a algunas de las soluciones conocidas de la técnica anterior:

- Reducción del consumo de combustible como consecuencia de la reducción de la resistencia aerodinámica mediante la consecución de un flujo laminar natural hasta al menos el 50% de la cuerda en las partes superior e inferior del perfil aerodinámico.
- Reducción del peso debido a la integración y a la mejora de las formas de certificación de la estructura, mediante la asunción de nuevas capacidades de resistencia residual.

- Ahorro de costes recurrentes debido a la integración del cajón de torsión y el borde de ataque en una estructura de CFRP de un solo paso.

5 Hay una reducción de costes, tanto por la reducción de las horas de fabricación de las piezas necesarias como por el menor número de piezas a fabricar.

Otras características y ventajas de la presente invención quedarán claras a partir de la siguiente descripción detallada de varias realizaciones ilustrativas de su objeto en relación con las figuras adjuntas.

10 **Breve descripción de los dibujos**

La figura 1 es una vista en perspectiva de un estabilizador horizontal de una aeronave de la técnica anterior que muestra los cajones de torsión, los bordes de ataque y los bordes de salida con superficies de control.

15 La figura 2 es una sección transversal de un cajón multilarguero de la técnica anterior.

La figura 3 es una vista en perspectiva de un perfil de borde de ataque de la técnica anterior.

20 La figura 4a es una ilustración típica del escalón hacia adelante.

La figura 4b es una ilustración típica del escalón hacia atrás.

La figura 5 es una vista en perspectiva de una superficie laminar de elevación multilarguero de la invención.

25 La figura 6 es una vista en sección transversal de la superficie laminar de elevación multilarguero de la invención, mostrando el borde de ataque y un extremo del cajón multilarguero y los elementos internos.

La figura 7 es una vista en sección transversal de la superficie laminar de elevación multilarguero de la invención, que muestra el cajón multilarguero y el borde de ataque.

30 La figura 8 es una vista en sección transversal de otra realización de la superficie laminar de elevación multilarguero de la invención, que muestra el cajón multilarguero y el borde de ataque.

35 La figura 9 es una vista detallada de la figura 8 que muestra el borde de ataque y un extremo del cajón multilarguero y los elementos internos.

La figura 10 es una vista en sección transversal de otra realización de la superficie laminar de elevación multilarguero de la invención, mostrando el cajón multilargueros y el borde de ataque.

40 La figura 11 es un detalle ampliado de la figura 10.

La figura 12 es una vista en sección transversal de otra realización de la superficie laminar de elevación multilarguero de la invención, mostrando el cajón multilarguero y el borde de ataque.

45 La figura 13 es un detalle ampliado de la figura 12.

La figura 14 muestra varias vistas de otra realización de la superficie laminar de elevación multilarguero de la invención, mostrando el cajón multilarguero y el borde de ataque y detalles ampliados.

50 La figura 15 es una vista en perspectiva de un mandril, un soporte, una placa de conformación y los módulos auxiliares utilizados en el conformado en caliente de los largueros.

La figura 16 es una vista de un mandril para una punta extrema.

55 **Descripción detallada de la invención**

La figura 1 muestra un estabilizador horizontal de una aeronave de la técnica anterior, que muestra los cajones de torsión, los bordes de ataque y los bordes de salida con superficies de control.

60 La figura 2 muestra una sección transversal de un cajón multilarguero de la técnica anterior, en la que pueden verse varios largueros de izquierda a derecha, entre las cubiertas superior e inferior.

La figura 3 es una vista de un perfil de borde de ataque específico de la técnica anterior, que debe unirse a un cajón de torsión para formar una superficie de elevación de la aeronave como un estabilizador horizontal.

65

La figura 5 muestra una superficie laminar de elevación multilarguero 1 de la invención. Esta parte estructural comprende un cajón de torsión multilarguero 2 y un borde de ataque 3. El cajón de torsión multilarguero 2 comprende un larguero delantero 5, un larguero trasero 6 y unos largueros intermedios 7. Como puede observarse en la Fig. 4, el borde de ataque 3 está integrado con el cajón de torsión multilarguero 2 en una única estructura. El revestimiento exterior 4 de la superficie laminar de elevación multilarguero 1 de la aeronave comprende una cubierta superior 8, una cubierta inferior 9 y una copa extrema 11 que cubre la punta extrema del borde de ataque 3.

En cuanto al cajón de torsión multilarguero 2, puede comprender adicionalmente varias costillas transversales (no mostradas) entre el larguero delantero 5 y el larguero trasero 6. Estas costillas pueden estar situadas junto a las zonas de introducción de cargas.

El cajón de torsión multilarguero 2 puede comprender además varios larguerillos.

El objeto de la Fig. 5 es un estabilizador horizontal (HTP) según la invención. Sin embargo, la invención puede aplicarse a otras superficies de elevación de aeronaves, como un estabilizador vertical (VTP) o un ala de una aeronave.

En la Fig. 6 se puede observar que existe una zona de solapamiento 12 entre la cubierta superior 8 y la copa extrema 11, y entre la cubierta inferior 9 y la copa extrema 11. Esta configuración permite una interfaz más larga y continua entre el borde de ataque 3 y el cajón multilarguero 2, lo que proporciona una mejor transferencia de carga y, por tanto, un mejor comportamiento estructural.

La Fig. 6 muestra el borde de ataque 3 y un extremo del cajón multilarguero 2, así como los elementos internos correspondientes. Puede verse que los extremos de la copa extrema 11 pueden doblarse para formar refuerzos auxiliares interiores 16 adyacentes al larguero 13 del borde de ataque 3.

Puede que adicionalmente comprenda rowings 14 tras los extremos de la cubierta superior 8 y la cubierta inferior 9 para evitar huecos o agujeros en la superficie OML (Outer Mold Line) o superficie exterior de la aeronave. Los rowings 14 pueden ser tiras de fibras unidireccionales.

También puede comprender una placa antierosión 15 enrasada integrada en el extremo de la punta extrema (por ejemplo, de 0,4 mm de espesor), para proteger el extremo del borde de ataque de la erosión.

La Fig. 7 es una vista en sección transversal de la superficie laminar de elevación de la invención, y muestra el cajón multilarguero y el borde de ataque. El extremo derecho de la Fig. 7 corresponde a la Fig. 6.

Las figuras 8 y 9 muestran otra realización de la superficie laminar de elevación multilarguero de la invención. La figura 8 es una vista en sección transversal que muestra el cajón multilarguero y el borde de ataque, y la figura 9 es un detalle ampliado del extremo derecho de la figura 8. En la figura 9 puede verse que el borde de ataque 3 comprende al menos un refuerzo auxiliar 17 en cada zona de solapamiento 12 entre las cubiertas superior e inferior 8, 9 y la copa extrema 11.

Las figuras 10 y 11 muestran otra realización de la superficie laminar de elevación multilarguero de la invención. La figura 10 es una vista en sección transversal que muestra el cajón multilarguero y el borde de ataque, y la figura 11 es un detalle ampliado de una de las zonas de solapamiento 12 de la figura 10. En la figura 11 se puede observar que en la zona de solapamiento 12 hay un solapamiento simple entre la cubierta 9 correspondiente y la copa extrema 11. Los rowings 14 pueden colocarse después del final de las cubiertas 8, 9 siguiendo la zona de solapamiento 12 para evitar huecos en la superficie exterior del avión.

Las figuras 12 y 13 muestran otra realización de la superficie laminar de elevación de la invención. La figura 12 es una vista en sección transversal que muestra el cajón multilarguero y el borde de ataque, y la figura 13 es un detalle ampliado de una de las zonas de solapamiento 12 de la figura 12. En la figura 13 puede verse que hay un doble solapamiento en la zona de solapamiento 12. En efecto, la sección de la copa extrema 11 en la zona de solapamiento 12 se sitúa entre la cubierta 9 y una extensión 19 del larguero 13 del borde de ataque. Se pueden colocar rowings 14 después del final de las cubiertas 8, 9 que siguen a la zona de solapamiento 12 para evitar huecos en la superficie exterior del avión.

La figura 14 muestra otra realización de la superficie laminar de elevación de la invención. Se muestra una vista en sección transversal que muestra el cajón multilarguero y el borde de ataque, y un detalle ampliado del extremo de la superficie de elevación. Un detalle ampliado muestra la zona de solapamiento 12, en la que el extremo de cada laminado de las cubiertas superior e inferior 8, 9 se solapa con el comienzo del laminado correspondiente de la copa extrema 11; se muestra un detalle ampliado de la transición entre los laminados por encima de la zona de solapamiento 12.

La superficie laminar de elevación multilarguero 1 de la aeronave de la invención puede comprender adicionalmente un borde de salida.

En cuanto al funcionamiento estructural, la integración del borde de salida 3 con el cajón de torsión 2 elimina la unión existente (mediante tornillos), mostrando una célula continua como prolongación de lo que sería una cubierta del larguero delantero. Sin embargo, se puede mantener el requisito de impacto de aves (no dañar o recibir carga en casa -si el piloto es consciente del impacto- en el larguero delantero del cajón de torsión). Este larguero delantero del cajón de torsión se define como el primer larguero que es continuo desde la punta hasta la raíz de la estructura donde se une al resto de la aeronave.

El concepto estructural de la invención también puede afrontar los requisitos de certificación actuales: por ejemplo, como el concepto aquí propuesto ofrece una solución con múltiples largueros, si hay que considerar un impacto de ave en la dirección de vuelo y la estructura que se propone presenta múltiples "paredes" (largueros), mitigando el avance del ave, se puede alcanzar más capacidad de resistencia residual. En consecuencia, se podría mitigar el requisito de ausencia de daños en el larguero delantero.

En cuanto a los aspectos de operatividad, la propuesta cambia la filosofía actual seguida en las superficies de elevación de las aeronaves conocidas, en las que los bordes de ataque son intercambiables. Debido a este hecho, hay que implementar procedimientos específicos de inspección y reparación para que sean compatibles con la solución de la invención.

En cuanto a la fabricación del componente, no son aplicables ni las técnicas del cajón ni las del borde de ataque. Un revestimiento continuo formado alrededor de la punta extrema no se formaría correctamente ni eficientemente. Sin embargo, hay que asegurar una continuidad entre las dos cubiertas. También debe incluirse la integración de la protección contra la erosión.

El laminado de la punta extrema puede ser monolítico en material compuesto o puede incorporar un laminado híbrido de fibra de carbono y fibra de vidrio para mejorar la resistencia contra impactos de alta energía (aves). También puede estar fabricado íntegramente con materiales de alta resistencia a los impactos (como el Kevlar®).

El cajón puede tener una placa metálica (o de cualquier otro material) integrada, una cinta de poliuretano antierosión o cualquier otro concepto sin protección antierosión. Esta protección antierosión es preferiblemente cocurada directamente durante el proceso de fabricación de una etapa para obtener una estructura completa de una etapa. Alternativamente, se puede pegar sobre la superficie del borde de ataque en un segundo paso utilizando las técnicas conocidas de pegado de materiales compuestos con metal.

Las placas de conformación laterales deben extenderse sobre las cubiertas y también puede ser necesaria una placa de conformación en la punta extrema para asegurar la compactación de los laminados (más el material antierosión) contra ella. También es posible el uso de un concepto de utillaje hembra con mandriles interiores en lugar de placas de conformación externas.

El uso de mandriles inflables también es posible para asegurar una buena compactación de cada preforma en un entorno industrial sin los problemas potenciales que puede ofrecer un utillaje duro.

El método de fabricación de una superficie laminar de elevación multilarguero 1 de la invención comprende los siguientes pasos:

- a) Limpieza del utillaje.
- b) Colocación y corte.
 - b1) Cubiertas: colocación directa sobre placas de conformación utilizando una máquina ATL 3D, y corte del contorno sobre la placa de conformación y el marco de colocación
 - b2) Largueros: colocación en plano utilizando una máquina ATL 2D, y posterior corte en la misma mesa plana; las partes superiores planas de los largueros se colocan en plano.
 - b3) Rowings: tendido y corte con la máquina 2D ATL.
- c) Conformación en caliente.
 - c1) Largueros: Conformación en caliente realizada en una máquina de conformación en caliente; se coloca un mandril sobre un soporte para asegurar su correcto posicionamiento; se coloca una placa de conformación sobre el laminado para cada preforma para conformación; se utiliza una membrana de silicona para la conformación, calentando el laminado hasta su temperatura de conformación y aplicando vacío lentamente para doblar el laminado evitando la aparición de arrugas; se colocan dos miembros auxiliares en los extremos para evitar la rotura de la membrana.
 - c2) Punta extrema: formada de la misma manera que los largueros.
 - c3) Rowings: formados a partir de tiras rectangulares en formas triangulares utilizando una herramienta de conformación.
- d) Montaje de las preformas. Los mandriles con las preformas se llevan a la zona de ensamblaje de preformas, se colocan los rowings y también se colocan las cubiertas y las placas de conformación; también se coloca la placa antierosión para que se cocure con el resto de las piezas.
- e) Embolsado.

Se sella una bolsa contra la herramienta en las zonas de sellado de cada extremo de los módulos para permitir que el aire caliente y la presión circulen por el interior del mandril.

f) Curado.

5 Una vez que las preformas y los mandriles están colocados y embolsados, el conjunto se introduce en el autoclave y se inicia el ciclo de curado; las cubiertas planas de los largueros también se curan en el mismo ciclo de curado.

g) Desmoldeo.

La pieza curada y el utillaje se sacan del autoclave y se llevan a la estación de desmoldeo; se realiza la etapa de desembolsado, y luego se libera la pieza compuesta, desmoldeando una a una todas las placas de conformación y los módulos interiores; el utillaje se lleva a la zona de limpieza, y la pieza compuesta se lleva a la estación de recorte

10 h) Recorte.

El primer recorte se realiza con una máquina de recorte; el último recorte y el acabado se realizan manualmente.

i) Ensayos no destructivos (NDT): las cubiertas, los largueros y los radios se inspeccionan mediante ultrasonidos de pulso-eco; el cajón multilarguero se inspecciona mediante un sistema NDT automatizado

j) Sellado de bordes.

15 k) Pintura.

Los mandriles utilizados en el método de fabricación son preferiblemente de aluminio.

20 Se puede aplicar un adhesivo en las zonas de solapamiento 12 cocuradas para mejorar la adherencia.

La invención propone un nuevo concepto estructural para permitir una reducción significativa de la resistencia aerodinámica de la aeronave a través de la tecnología de flujo laminar natural mediante la extensión de la arquitectura de cajón multilarguero al borde de ataque en un proceso de fabricación de una etapa (con un nuevo desarrollo para la zona extrema) junto con un perfil aerodinámico modificado. Además, el concepto también ofrece potencial para una nueva filosofía de capacidad de resistencia residual.

25

Aunque la presente invención se ha descrito en su totalidad en relación con las realizaciones preferidas, es evidente que pueden introducirse modificaciones dentro del ámbito de aplicación de la misma, sin que se considere limitada por estas realizaciones, sino por el contenido de las siguientes reivindicaciones.

30

REIVINDICACIONES

- 1.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, hecha de material compuesto de plástico reforzado con fibras y que comprende un cajón de torsión multilarguero (2) y un borde de ataque (3), comprendiendo el cajón de torsión multilarguero (2) un larguero delantero (5), un larguero trasero (6) y largueros intermedios (7), comprendiendo el recubrimiento exterior (4) de la superficie laminar de elevación multilarguero (1) de la aeronave una cubierta superior (8), una cubierta inferior (9) y una copa extrema (11) que cubre la punta extrema del borde de ataque (3), estando el borde de ataque (3) integrado con el cajón de torsión multilarguero (2) en una sola estructura, **caracterizada por que**
el borde de ataque (3) comprende al menos un larguero (13), la cubierta superior (8) y la cubierta inferior (9) del recubrimiento exterior (4) de la superficie laminar de elevación multilarguero (1) de la aeronave se extienden sobre el cajón de torsión (2) y parcialmente sobre el borde de ataque (3), con una zona de solapamiento (12) entre cada una de las cubiertas superior e inferior (8, 9) y la copa extrema (11).
- 2.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según la reivindicación 1, en la que los extremos de la copa extrema (11) están doblados para formar refuerzos auxiliares interiores (16) adyacentes al larguero (13) del borde de ataque (3).
- 3.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que adicionalmente comprende rowings (14) tras los extremos de las cubiertas superior e inferior (8, 9) siguiendo la zona de solapamiento (12) para evitar huecos en la superficie exterior de la aeronave.
- 4.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende adicionalmente una placa antierosión enrasada (15) integrada en el lado más delantero de la punta.
- 5.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, siendo la parte estructural del cajón de la aeronave (1) un estabilizador horizontal.
- 6.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, siendo la parte estructural del cajón de la aeronave (1) un estabilizador vertical.
- 7.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, siendo la parte estructural del cajón de la aeronave (1) un ala.
- 8.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende adicionalmente un borde de salida.
- 9.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que el cajón de torsión multilarguero (2) comprende adicionalmente varias costillas transversales entre el larguero delantero (5) y el larguero trasero (6).
- 10.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según la reivindicación 9, en la que las costillas están situadas junto a las zonas de introducción de carga.
- 11.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que el cajón de torsión multilarguero (2) comprende adicionalmente varios larguerillos.
- 12.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que el borde de ataque (3) comprende al menos un refuerzo auxiliar en cada zona de solapamiento (12) entre las cubiertas superior e inferior (8, 9) y la copa extrema (11).
- 13.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que el solapamiento entre las cubiertas superior e inferior (8, 9) y la copa extrema (11) es un solapamiento simple.
- 14.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12, en la que la sección de la copa extrema (11) en la zona de solapamiento (12) está situada entre las cubiertas superior e inferior (8, 9) y una extensión (19) del larguero (13) del borde de ataque (3).
- 15.- Superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves, según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12, en la que en la zona de solapamiento (12) el extremo de cada laminado de las cubiertas superior e inferior (8, 9) se solapa con el inicio del correspondiente laminado de la copa extrema (11).
- 16.- Método para fabricar una superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves de las reivindicaciones 1 a 14, **caracterizado por que** comprende los siguientes pasos:

- a) Limpieza del utillaje.
- b) Colocación y corte.
- b1) Cubiertas: colocación directa sobre placas de conformación utilizando una máquina ATL 3D, y corte del contorno sobre la placa de conformación y el marco de colocación
- 5 b2) Largueros: colocación en plano utilizando una máquina ATL 2D, y posterior corte en la misma mesa plana; las partes superiores planas de los largueros se colocan en plano.
- b3) Rowings: tendido y corte con la máquina 2D ATL.
- c) Conformación en caliente.
- c1) Largueros:
- 10 Conformación en caliente realizada en una máquina de conformación en caliente; se coloca un mandril sobre un soporte para asegurar su correcto posicionamiento; se coloca una placa de conformación sobre el laminado para cada preforma para conformación; se utiliza una membrana de silicona para la conformación, calentando el laminado hasta su temperatura de conformación y aplicando vacío lentamente para doblar el laminado evitando la aparición de arrugas; se colocan dos miembros auxiliares en los extremos para evitar la rotura de la membrana.
- 15 c2) Punta extrema: formada de la misma manera que los largueros.
- c3) Rowings: formados a partir de tiras rectangulares en formas triangulares utilizando una herramienta de conformación.
- d) Montaje de las preformas.
- Los mandriles con las preformas se llevan a la zona de ensamblaje de preformas, se colocan los rowings y también se colocan las cubiertas y las placas de conformación; también se coloca la placa antierosión para que se cocure con el resto de las piezas.
- 20 e) Embolsado.
- Se sella una bolsa contra la herramienta en las zonas de sellado de cada extremo de los módulos para permitir que el aire caliente y la presión circulen por el interior del mandril.
- 25 f) Curado.
- Una vez que las preformas y los mandriles están colocados y embolsados, el conjunto se introduce en el autoclave y se inicia el ciclo de curado; las cubiertas planas de los largueros también se curan en el mismo ciclo de curado.
- g) Desmoldeo.
- La pieza curada y el utillaje se sacan del autoclave y se llevan a la estación de desmoldeo; se realiza la etapa de desembolsado, y luego se libera la pieza compuesta, desmoldeando una a una todas las placas de conformación y los módulos interiores; el utillaje se lleva a la zona de limpieza, y la pieza compuesta se lleva a la estación de recorte
- 30 h) Recorte.
- El primer recorte se realiza con una máquina de recorte; el último recorte y el acabado se realizan manualmente.
- i) Ensayos no destructivos (NDT): las cubiertas, los largueros y los radios se inspeccionan mediante ultrasonidos de pulso-eco; el cajón multilarguero se inspecciona mediante un sistema NDT automatizado
- 35 j) Sellado de bordes.
- k) Pintura.
- 17.- Método para fabricar una superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves según la reivindicación 16, en el que los mandriles están hechos de aluminio.
- 40 18.- Método para fabricar una superficie laminar de elevación multilarguero (1) para aeronaves según las reivindicaciones 16 o 17, en el que se aplica un adhesivo en las zonas de solapamiento cocuradas para mejorar la adherencia.
- 45

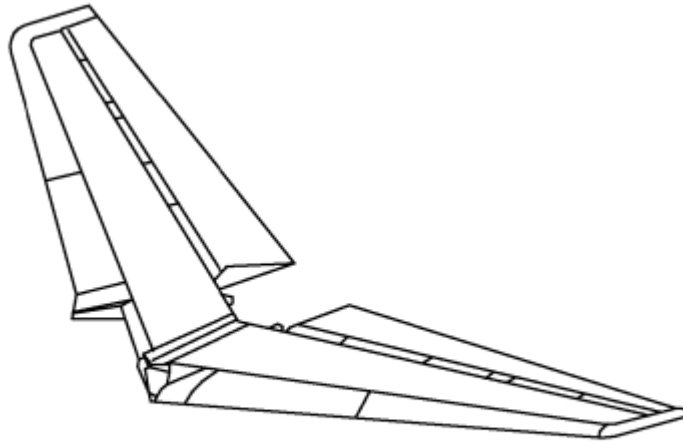


FIG. 1



FIG. 2

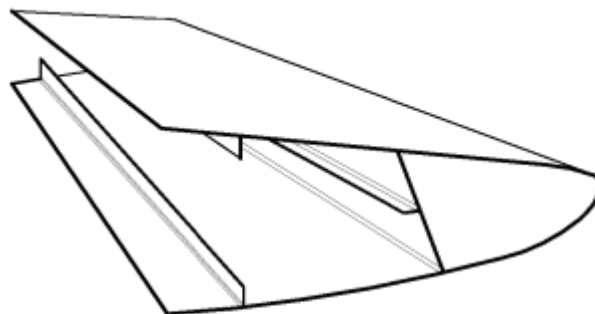


FIG. 3

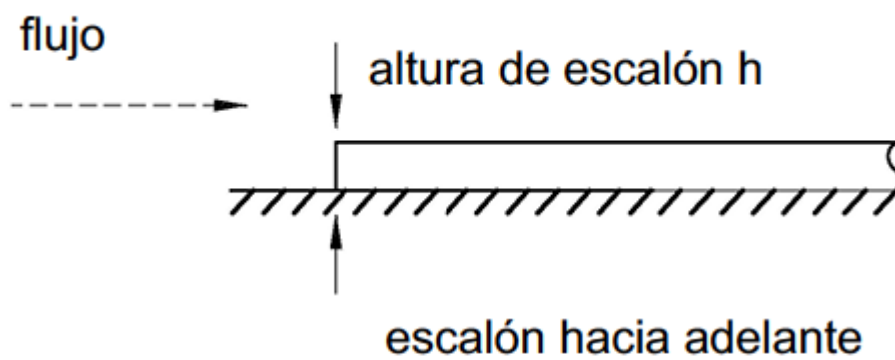


FIG. 4a

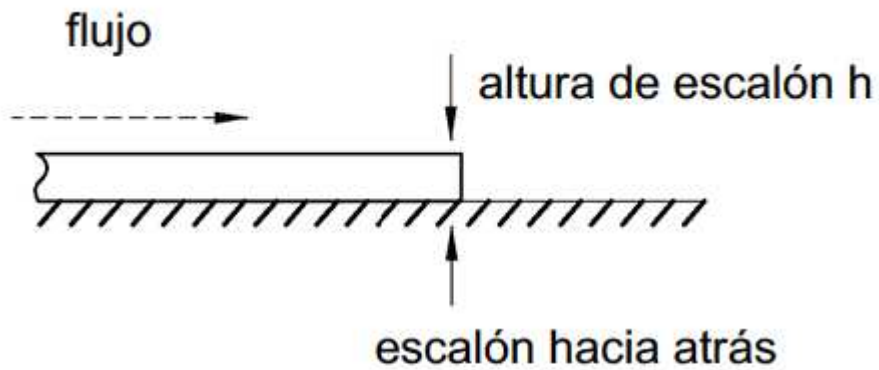


FIG. 4b

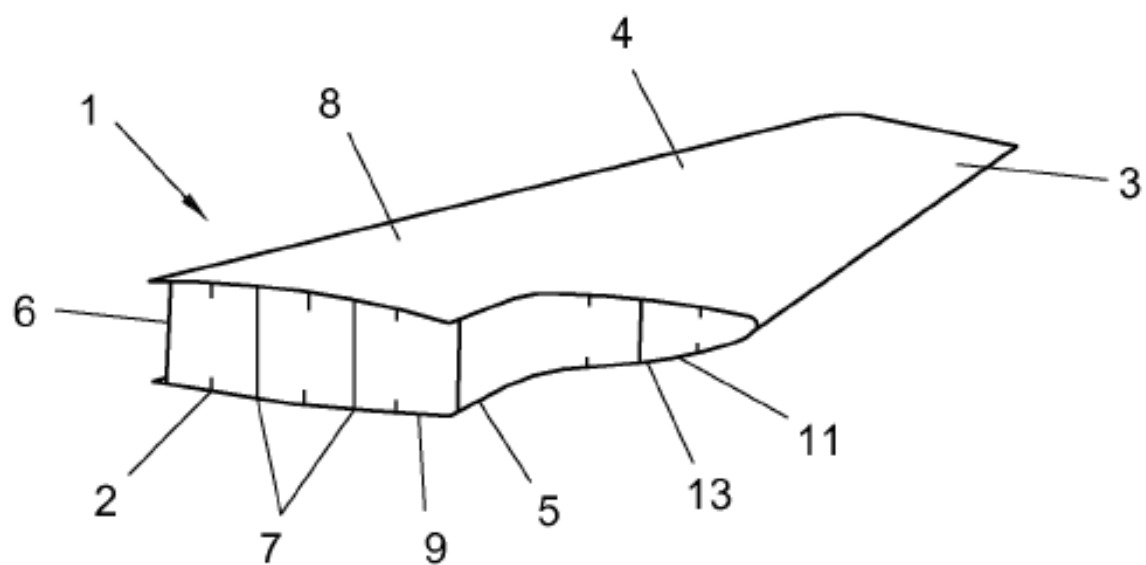


FIG. 5

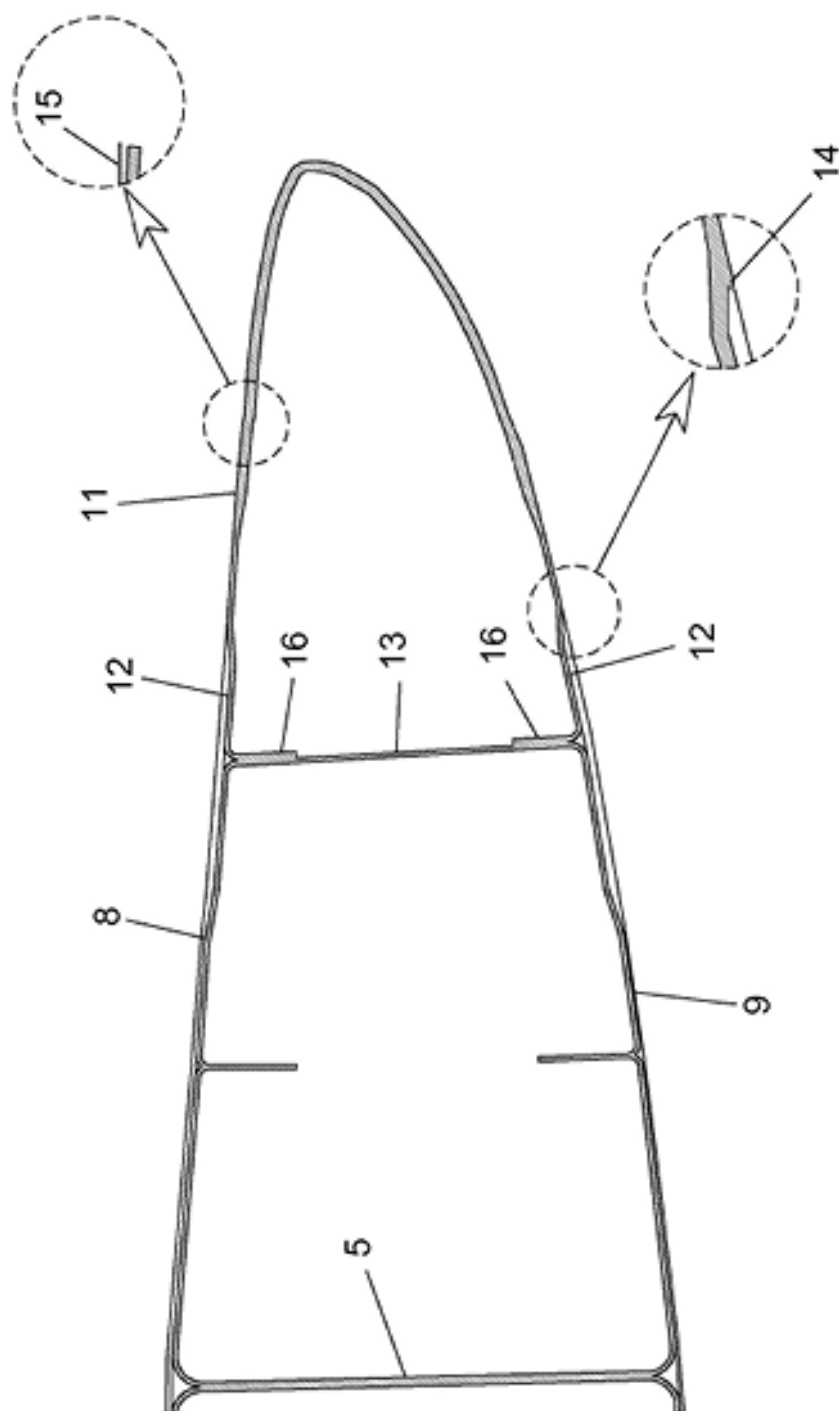


FIG. 6

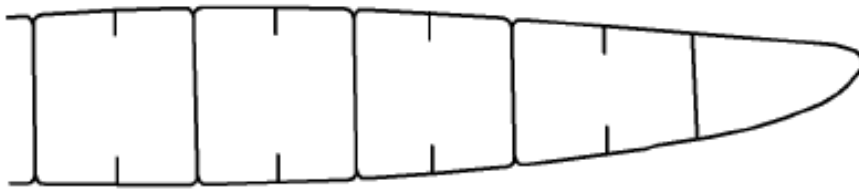


FIG. 7

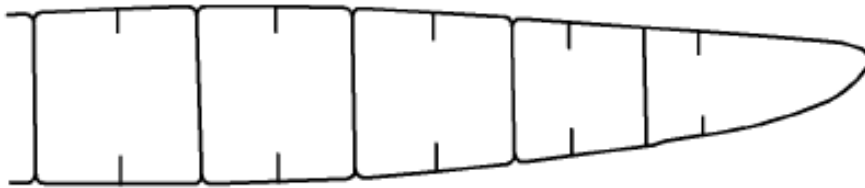


FIG. 8

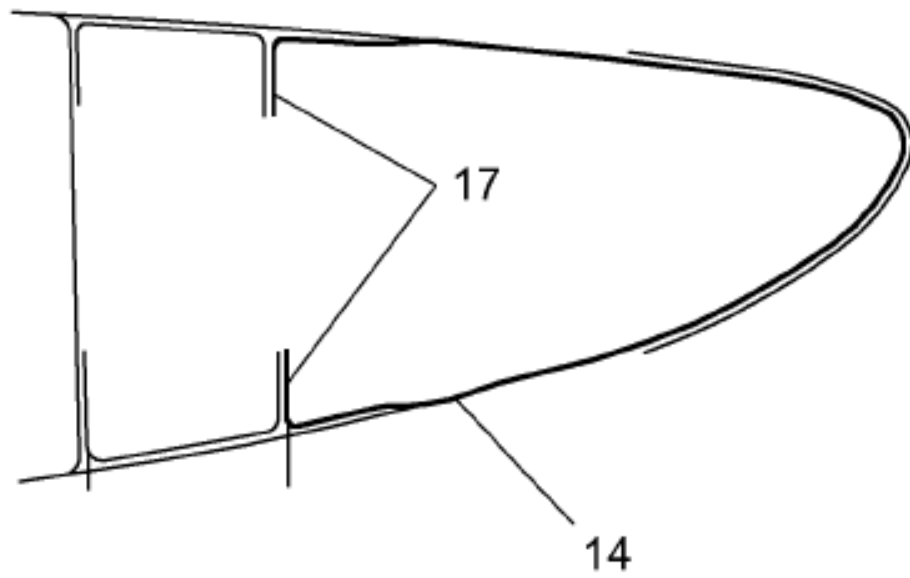


FIG. 9

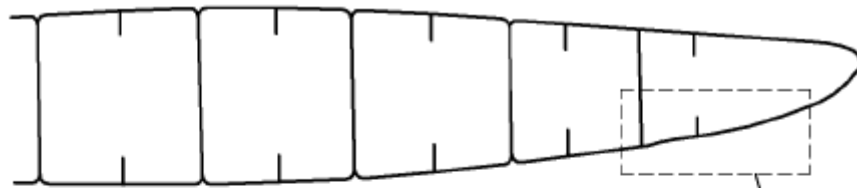


FIG. 10

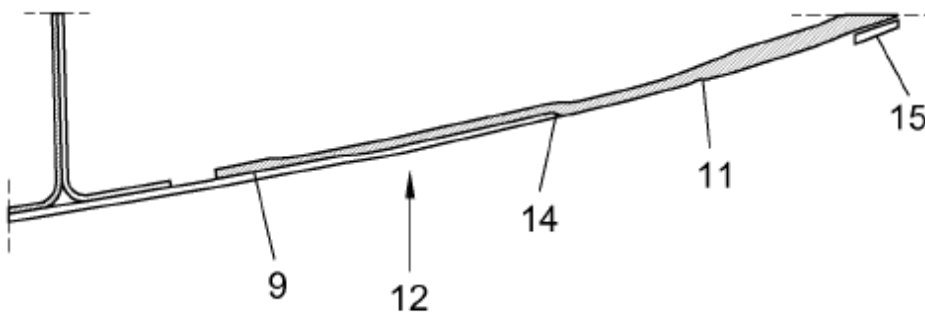


FIG. 11

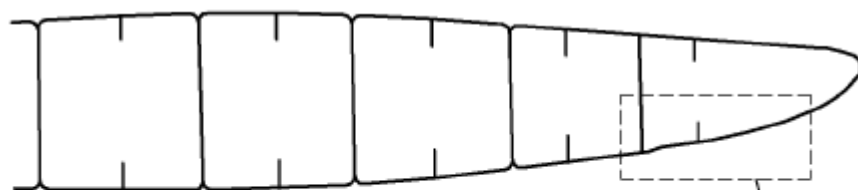


FIG. 12

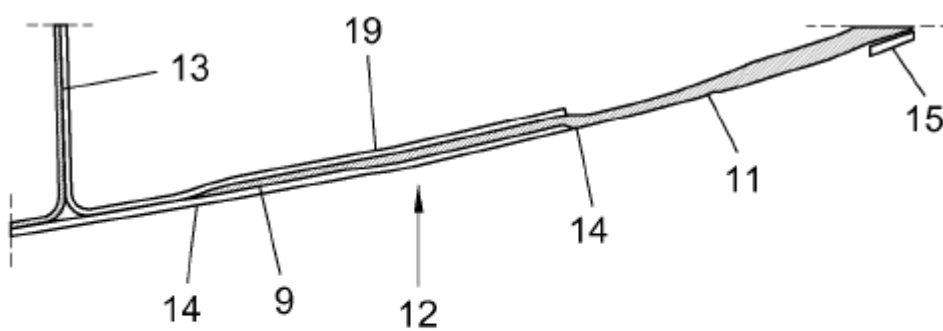


FIG. 13

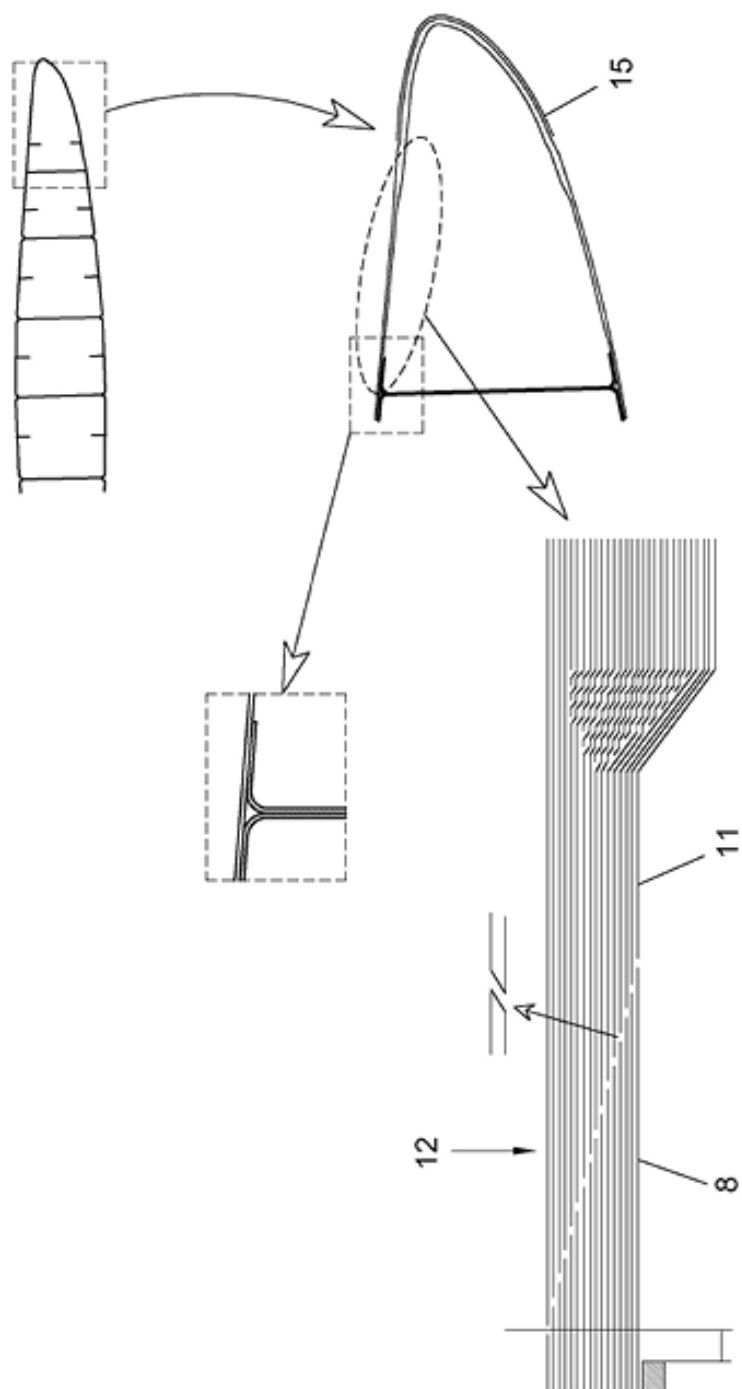


FIG. 14

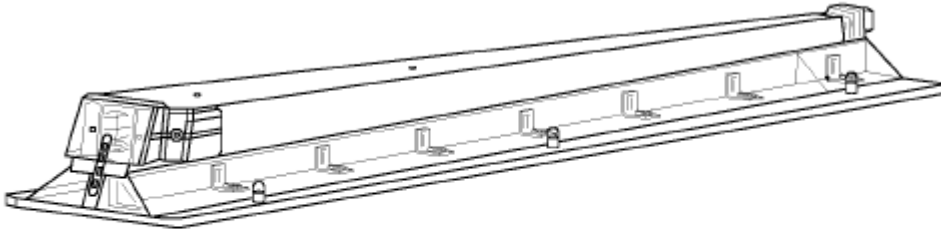


FIG. 15



FIG. 16