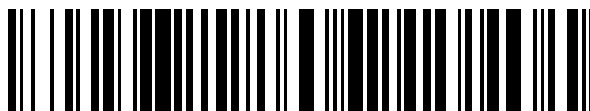


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 740 623**

51 Int. Cl.:

B29C 33/30 (2006.01)

B29C 33/48 (2006.01)

B29D 99/00 (2010.01)

B64C 3/28 (2006.01)

B29C 45/00 (2006.01)

B64C 21/06 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.03.2016 E 16382109 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **08.05.2019 EP 3219458**

54 Título: **Procedimiento y herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
06.02.2020

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS, S.L. (100.0%)
Avenida John Lennon s/nº
28906 Getafe (Madrid), ES

72 Inventor/es:

CEBOLLA GARROFE, PABLO;
CALERO CASANOVA, ÁLVARO;
CRESPO PEÑA, SOLEDAD;
GARCÍA NIETO, CARLOS;
VÉLEZ DE MENDIZABAL ALONSO, IKER;
GUINALDO FERNANDEZ, ENRIQUE;
HONORATO RUIZ, FRANCISCO, JAVIER y
TORRES SALAS, ÁLVARO

ES 2 740 623 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Procedimiento y herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave

Objeto de la invención

5 La presente invención se refiere a un procedimiento de fabricación de una sección de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido (HLFC), y a una herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección de borde de ataque con HLFC. En general, una sección de borde de ataque es una parte que forma las superficies aerodinámicas de una aeronave, tal como las alas, el plano de cola horizontal (HTP) y el plano de cola vertical (VTP).

10 Un objeto de la invención es proporcionar un procedimiento de fabricación para una sección de borde de ataque que integre HLFC que logre una mayor productividad en comparación con los procedimientos tradicionales, simplificando la fabricación y omitiendo varias etapas tradicionales del procedimiento.

Otro objeto de la invención es proporcionar una herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección de borde de ataque que integre HLFC para una aeronave, que permita obtener una estructura compleja de una vez de una manera simplificada.

Antecedentes de la invención

Fabricación de borde de ataque

Hoy en día, la mayoría de las secciones de borde de ataque están fabricadas de materiales compuestos, como se muestra en la patente de Estados Unidos 2007/0057123. Los bordes de ataque de estos materiales proporcionan un peso minimizado al mismo tiempo que mantienen su rigidez.

Un procedimiento bien conocido para fabricar secciones de borde de ataque compuestas usa preimpregnados termoendurecibles. Estos vienen en forma de láminas unidireccionales, telas tejidas o material trenzado compuesto de fibras de carbono impregnadas con resina termoendurecible sin curar. En una primera etapa, se prepara una disposición plana de hojas preimpregnadas compuestas. Los preimpregnados son moldeables y muy pegajosos, por lo que las hojas se pegan unas a otras. Posteriormente, se da la forma requerida a las hojas por medio de un procedimiento de formación tradicional. Después de obtener la forma requerida, la sección se cura usando herramientas macho o hembra. Después del ciclo de curado, los contornos de la sección se recortan para obtener la geometría final. Finalmente, el elemento es inspeccionado por un sistema ultrasónico para asegurar su calidad.

El coste de una sección de borde de ataque fabricada con esta tecnología de preimpregnados es alta porque las etapas mencionadas se llevan a cabo de manera independiente para cada elemento de la sección y porque se necesita una fase de ensamblaje final.

Otro procedimiento bien conocido para fabricar secciones de borde de ataque compuestas usa la tecnología de moldeo por transferencia de resina (RTM) con fibras secas. Con la tecnología RTM, todos los laminados secos se forman hasta la forma final por medio de procedimientos de formación tradicionales. Posteriormente, todos los laminados formados se coinyectan conjuntamente en un molde cerrado.

La tecnología RTM aumenta el nivel de integración de la sección de borde de ataque y por lo tanto reduce los costes generales de fabricación. Además, con esta tecnología solo se requiere un procedimiento de curado, recorte e inspección por elemento.

Sin embargo, las herramientas requeridas para construir toda la sección son complejas, lo que dificulta el procedimiento de desmoldeo y los costes generales de fabricación aún son altos.

Influencia del borde de ataque en el rendimiento

Además, los fabricantes de aeronaves buscan continuamente formas de aumentar el rendimiento de las aeronaves y de reducir el consumo de combustible. Uno de los principales factores cuando se trata de mejorar el rendimiento de las aeronaves, es la resistencia aerodinámica en las superficies de las aeronaves.

45 Una cantidad significativa de resistencia de las aeronaves está causada por el flujo de aire turbulento en las superficies expuestas de la aeronave durante el vuelo. Cerca del revestimiento de la aeronave, el flujo de aire es turbulento debido principalmente a las siguientes razones:

- el flujo laminar es inestable con respecto a pequeñas perturbaciones, y
- las imperfecciones de la superficie pueden causar una transición temprana de laminar a turbulento.

50 Dado que las capas límite laminares de aire crean menos fricción en las superficies de la aeronave que las capas límite turbulentas de aire, una técnica para reducir la resistencia de la aeronave es formar y mantener una capa

límite laminar sobre las superficies externas de la aeronave.

El flujo laminar reduce la resistencia por rozamiento y la implementación en los VTP y en los HTP potencialmente llevaría a una reducción de la resistencia de la aeronave de hasta el 2 %.

Los procedimientos actuales existentes para formar y mantener un flujo laminar son:

- 5 - El flujo laminar natural (NLF) se obtiene mediante un perfil de ala 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 a turbulento aproximadamente en el punto de presión mínima.
- El control de flujo laminar (LFC) que se basa en una cantidad relativamente pequeña de aire que se aspira a través de un revestimiento perforado para suprimir las inestabilidades de la capa límite.
- 10 - El control de flujo laminar híbrido (HLFC) es una combinación del LFC completo y del NLF como se muestra en la figura 1, que se basa en:
 - 1. la aspiración se aplica al 10-20 % de la cuerda de la sección (1) de borde de ataque (es decir, por delante del larguero delantero), para estabilizar el flujo, y
 - 15 2. un contorno de ala o de superficie de elevación correctamente perfilado, para generar un gradiente de presión adecuado, manteniendo así el flujo laminar detrás del área de aspiración.

La transición del flujo laminar al turbulento se retrasa con esta técnica, e incluso puede ocurrir después de la ubicación de la cuerda al 50 %, debido a los efectos combinados del gradiente de presión local y el número de Reynolds.

20 La figura 2 muestra el sistema de control de flujo laminar híbrido, para generar una capa límite al purgar el aire a través de una superficie 11 exterior de revestimiento microperforada en la sección 1 de borde de ataque. El aire se canaliza debajo de la superficie 11 exterior microperforada a través de una red de cámaras 16 para pasar a través de los orificios 15 de aspiración realizados en la superficie 12 interior de la sección 1 de borde de ataque, para salir finalmente por las tuberías ubicadas en la sección 1 de borde de ataque. Pueden verse ejemplos de este tipo de sistemas de control de flujo híbridos en las patentes de Estados Unidos 2010/148006 y 2013/175402.

25 Como la aspiración se limita a la parte delantera del ala o de la superficie de elevación, el HLFC evita muchos de los problemas estructurales asociados con el LFC. También requiere un sistema de aspiración más pequeño y ligero. Estas ventajas hacen que el HLFC sea más adecuada que el LFC completo para aeronaves de transporte subsónicas. La tecnología HLFC también tiene buen rendimiento aerodinámico en el modo completamente turbulento, lo cual es una ventaja significativa.

30 Este sistema de aspiración de aire de la sección 1 de borde de ataque requiere una distribución de presión diferencial sobre la superficie del borde de ataque. Esta distribución de presión diferencial se logra al proporcionar cámaras de diferente tamaño, para obtener una presión diferente dentro de cada cámara, como se muestra más claramente en la figura 2C.

35 Como se muestra en la figura 2B, se forma la sección 1 de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido que comprende una superficie 11 exterior microperforada, una superficie 12 interior perforada y una pluralidad de largueros 13 fijados a las superficies 11, 12 exterior e interior en ubicaciones específicas para formar cámaras 16 de diferentes tamaños, para crear las cámaras 16 que permiten la circulación de aire a través de ellas.

40 Uno de los principales problemas implicados en la implementación de la técnica de HLFC, es que los componentes de la sección 1 de borde de ataque tienen que fabricarse por separado y ensamblarse posteriormente unos con otros, de manera que los procedimientos de fabricación y ensamblaje de estas estructuras multicámara con control de flujo laminar híbrido son complicados y caros.

45 Por lo tanto, se ha detectado en la industria aeronáutica la necesidad de un procedimiento de fabricación de una sección de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido, que sea más rápido y más simple que los procedimientos tradicionales, y que sea capaz de reducir el coste y el tiempo convencionalmente requeridos para obtener dichas secciones de borde de ataque con HLFC, al mismo tiempo que mantiene un peso minimizado y una rigidez requerida para las secciones.

Sumario de la invención

50 La presente invención supera los inconvenientes mencionados anteriormente al proporcionar un procedimiento simplificado para fabricar una sección de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido, lo que reduce el tiempo y el coste asociados al mismo.

Un aspecto de la invención se refiere a un procedimiento de fabricación de una sección de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave que comprende proporcionar una pluralidad de módulos alargados, un mandril interno conformado con una superficie interior de un perfil de borde de ataque aerodinámico,

una capota exterior conformada con una superficie exterior del perfil de borde de ataque aerodinámico, y perfiles primero y segundo en forma de C que comprenden una pluralidad de cavidades de paso dispuestas en posiciones radiales alrededor de los perfiles, y configuradas para recibir los módulos.

5 Posteriormente, se ensambla una herramienta de moldeo por inyección. Para el ensamblaje, el primer perfil se coloca en un primer extremo del mandril interno, y el segundo perfil se coloca en un segundo extremo del mandril interno. Ambos perfiles están en contacto con el mandril interno. A continuación, una primera parte extrema de cada módulo alargado se dispone en una cavidad del primer perfil, y una segunda parte extrema del módulo se dispone en otra cavidad del segundo perfil. Ambas cavidades están situadas en una misma dirección radial. Por lo tanto, los módulos se colocan paralelamente a lo largo del mandril interno, siguiendo la dimensión de la envergadura de la sección de borde de ataque a fabricar.

La disposición forma un hueco entre cada par de módulos consecutivos. Dichos huecos definirán el espesor/anchura de los larguerillos que unirán las superficies interior y exterior para formar la sección de borde de ataque a fabricar.

Además, la disposición deja un espacio inferior formado entre los perfiles primero y segundo y el mandril interno, en la que dicho espacio inferior definirá el espesor de la superficie interior de la sección de borde de ataque a fabricar.

15 Para finalizar el ensamblaje de la herramienta de moldeo por inyección, la capota se coloca en los perfiles primero y segundo para cerrar la herramienta. Dicha colocación deja un espacio superior entre los perfiles primero y segundo y la capota, que define el espesor de la superficie exterior de la sección de borde de ataque a fabricar.

A continuación, la herramienta de moldeo por inyección se cierra y se llena con un compuesto de inyección que comprende resina y un aditivo de refuerzo.

20 La resina puede ser una resina termoplástica o una resina termoendurecible. El aditivo de refuerzo puede comprender al menos uno de los siguientes: fibra de vidrio, fibra de carbono, escamas cerámicas, escamas de metal, nanopartículas, nanotubos y nanofibras. La fibra de carbono puede ser fibras cortas (fibras que tienen una longitud inferior a 20 mm), fibras de longitud media (fibras que tienen una longitud entre 20 mm y 50 mm) o fibras largas (fibras que tienen una longitud superior a 50 mm).

25 Posteriormente, después del endurecimiento del compuesto de inyección, la pieza se desmolda para obtener una sección de borde de ataque. Finalmente, las superficies exterior e interior de la sección de borde de ataque se perforan para obtener finalmente una sección de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido.

30 De esta manera, la invención proporciona un procedimiento que permite fabricar una sección de borde de ataque completa con control de flujo laminar híbrido de una vez, inyectando resina y un aditivo de refuerzo en una herramienta de moldeo por inyección. Además, con respecto a las tecnologías tradicionales, el procedimiento permite eliminar la fabricación de preformas, los ciclos de curado y las etapas de recorte.

La invención ofrece un procedimiento simplificador que reduce el coste y el tiempo requeridos convencionalmente para obtener secciones de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido.

35 Otro aspecto de la invención se refiere a una herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave. La herramienta de moldeo por inyección comprende un mandril interno conformado con una superficie interior de un perfil de borde de ataque aerodinámico, una capota exterior conformada con una superficie exterior de un perfil de borde de ataque aerodinámico, una pluralidad de módulos alargados que tienen una primera y una segunda parte extrema, y perfiles primero y segundo en forma de C que comprenden una pluralidad de cavidades de paso configuradas para recibir los módulos.

40 El primer perfil se coloca en un primer extremo del mandril interno, y el segundo perfil se coloca en un segundo extremo del mandril interno. La primera parte extrema de cada módulo alargado se dispone en una cavidad del primer perfil, y la segunda parte extrema del módulo se dispone en otra cavidad del segundo perfil, en la que ambas cavidades están situadas en una misma dirección radial.

45 Se forma un espacio inferior entre los perfiles primero y segundo y el mandril interno para la formación de la superficie interior del borde de ataque.

La capota exterior se coloca en los perfiles primero y segundo. Se forma un espacio superior entre los perfiles primero y segundo y la capota exterior para la formación de la superficie exterior del borde de ataque.

Cada par de módulos consecutivos está situado para la formación de larguerillos que unen las superficies exterior e interior del borde de ataque.

50 Por lo tanto, la invención ofrece una herramienta de moldeo por inyección que permite una obtención económica de una sección de borde de ataque. Además, el molde permite que dicha obtención sea de una vez.

Además, el molde facilita la obtención de estructuras complejas con transiciones de espesor agresivas o partes enervadas de la sección.

Al aplicar el procedimiento de la invención, se obtiene una sección de borde de ataque para una aeronave inyectando un compuesto que comprende termoplástico y fibra corta en una herramienta de moldeo por inyección cerrada, siendo la herramienta de moldeo por inyección como se ha mencionado anteriormente. Y, la sección de borde de ataque que comprende una superficie exterior, una superficie interior y una pluralidad de larguerillos que unen las superficies exterior e interior para formar cámaras.

De este modo, mediante la invención se obtiene una estructura compleja de peso reducido que integra las funcionalidades aerodinámicas y estructurales requeridas para la sección de borde de ataque.

Breve descripción de los dibujos

Las realizaciones preferentes de la invención se describen a continuación con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

La figura 1 muestra una vista en sección transversal de una representación esquemática de un ala o superficie de elevación con una configuración de flujo laminar híbrido de acuerdo con la técnica anterior, en la que el flujo de aire laminar y turbulento se representa con líneas finas en las superficies superior e inferior.

La figura 2 muestra una sección de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido, como el que se muestra en la figura 1, en la que el dibujo (A) es una vista en sección transversal, el dibujo (B) es una vista ampliada de un detalle del dibujo (A), y el dibujo (C) es una vista en perspectiva.

La figura 3 muestra esquemáticamente imágenes del ensamblaje de la herramienta de moldeo por inyección para la fabricación de una sección de borde de ataque de una aeronave.

La figura 4 muestra una etapa más del ensamblaje de la herramienta de moldeo por inyección, en la que los perfiles en forma de C se colocan en el mandril interno, y los módulos alargados se retienen en las cavidades de los perfiles en forma de C.

La figura 5 muestra una vista detallada de la herramienta de moldeo por inyección cerrada.

La figura 6 muestra un mandril interno para la fabricación de una sección de borde de ataque de una aeronave, de acuerdo con una realización preferente de la invención.

La figura 7 muestra una alternativa para la unión de los revestimientos exterior e interior para obtener una sección de borde de ataque, que no forma parte de la presente invención.

La figura 8 muestra otra alternativa para la unión de los larguerillos con uno de los revestimientos exterior o interior para obtener la sección de borde de ataque, que no forma parte de la presente invención.

Realizaciones preferentes de la invención

La figura 3 muestra el ensamblaje de la herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección 1 de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave. De acuerdo con la invención, la fabricación requiere una capota 4 exterior conformada con una superficie 11 exterior del perfil de borde de ataque aerodinámico, una pluralidad de módulos 2 alargados que tienen una longitud igual a la dimensión de la envergadura de la sección 1 de borde de ataque a fabricar, perfiles primero y segundo 5, 7 en forma de C que comprenden una pluralidad de cavidades 10 de paso dispuestas alrededor de los perfiles, y un mandril 3 interno conformado con una superficie 12 interior de un perfil de borde de ataque aerodinámico.

Para el ensamblaje, el primer perfil 5 se coloca en un primer extremo del mandril 3 interno, y el segundo perfil 7 se coloca en un segundo extremo del mandril 3 interno, ambos perfiles 5, 7 rodeando el mandril 3 interno, de manera que los perfiles 5, 7 están en contacto con dicho mandril 3 interno.

Una vez que los perfiles 5, 7 se han situado en el mandril 3 interno, los módulos 2 alargados se disponen entre cada par de cavidades 10 radialmente correspondientes de los perfiles 5, 7, para retener y soportar los módulos 2 sobre el mandril 3 interno. La figura 4 muestra el resultado de esta disposición.

El ensamblaje de la herramienta de moldeo por inyección acaba colocando la capota 4 en los perfiles primero y segundo 5, 7 para cerrar la herramienta.

Para la fabricación de la sección 1 de borde de ataque, la herramienta de moldeo por inyección cerrada se llena con un compuesto de inyección que comprende resina y un aditivo de refuerzo. Después del endurecimiento del compuesto de inyección, el compuesto se desmolda para obtener una sección 1 de borde de ataque.

Finalmente, las superficies 11, 12 exterior e interior de la sección 1 de borde de ataque se perforan para obtener de este modo una sección 1 de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido.

La invención permite la fabricación de una sección de borde de ataque completa con control de flujo laminar híbrido

en un solo procedimiento de inyección, lo que permite una reducción significativa de las etapas de fabricación. Por lo tanto, la invención proporciona un procedimiento de fabricación más simple que reduce el coste y el tiempo requeridos convencionalmente.

5 La figura 5 muestra una vista esquemática ampliada de una parte superior de la herramienta de moldeo por inyección después de cerrarse. Como se muestra, los módulos 2 alargados están soportados por las cavidades 10 de los perfiles primero y segundo 5, 7. Las cavidades 10 se forman entre los bordes del perfil, lo que permite retener los módulos 2 separados tanto del mandril 3 interno como de la capota 4 exterior.

10 Por lo tanto, la herramienta de moldeo por inyección cerrada comprende un espacio 9 superior entre los perfiles primero y segundo 5, 7 y la capota 4 exterior, y un espacio 8 inferior entre los perfiles primero y segundo 5, 7 y el mandril 3 interno. El espacio 9 superior define el espesor de la superficie 11 exterior de la sección 1 de borde de ataque a fabricar, y el espacio 8 inferior define el espesor de la superficie 12 interior de la sección 1 de borde de ataque a fabricar.

15 Cada par de módulos 2 consecutivos se sitúa para definir el espesor de los larguerillos 13. Después de llenar la herramienta de moldeo por inyección con el compuesto de inyección, estos larguerillos 13 se unirán a las superficies exterior 11 e interior 12 de la sección 1 de borde de ataque formando las cámaras 16 entre ellas.

De acuerdo con una realización preferente, el mandril 3 interno puede comprender además una pluralidad de protuberancias 14 colocadas en el mandril 3 interno para retener los módulos 2.

20 Preferentemente, las protuberancias 14 se colocan en posiciones consecutivas de diferentes direcciones radiales del mandril 3 interno entre sus extremos primero y segundo, y las protuberancias 14 están dimensionadas para perforar la superficie 12 interior de la sección 1 de borde de ataque para crear orificios 15 de aspiración para el efecto Venturi.

De acuerdo con una realización preferente, las protuberancias 14 están distribuidas de manera fija en el mandril 3 interno. Alternativamente, las protuberancias 14 están distribuidas de manera extraíble en el mandril 3 interno.

25 Preferentemente, el mandril 3 interno comprende muescas para la distribución de las protuberancias 14. Estas muescas facilitan la colocación de las protuberancias en el mandril 3 interno.

Alternativamente, aunque no forme parte de la invención, la sección 1 de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido puede obtenerse produciendo dos piezas, y sujetando y soldando estas piezas entre sí, aplicando presión y temperatura. Estas dos piezas pueden consistir en el revestimiento interno y los larguerillos coinyectados en el revestimiento externo, o en el revestimiento externo y los larguerillos coinyectados en el revestimiento interno.

30 La figura 7 muestra el sistema de sujeción, que está basado en pasadores 17 colocados en la parte superior de los larguerillos 13. Estos pasadores 17 son más delgados pero más largos que la cámara para asegurar no solo la colocación, sino también el llenado de la cámara después de la soldadura.

Este procedimiento de fabricación alternativo requiere herramientas más simples, pero etapas de ensamblaje posteriores.

35 Con respecto a las herramientas, los perfiles en forma de C pueden retirarse, y en ese caso, los módulos alargados pueden situarse usando la capota exterior o el mandril interno. Si el mandril interno proporciona rebajes para la colocación de los módulos, los larguerillos se coinjectarán con el revestimiento exterior. Del mismo modo, si la capota exterior proporciona rebajes para recibir los módulos, los larguerillos se coinjectarán con el revestimiento interior. La fijación de estos módulos al mandril interno o a la capota exterior puede hacerse mediante tornillos, o incluso mediante imanes.

Otra solución, además de los pasadores para la unión de los larguerillos con uno de los revestimientos externo o interno, es la fabricación de larguerillos en forma de L. En este caso, que no forma parte de la invención, no es necesario crear orificios para encajar los pasadores en el otro revestimiento, sino cierto rebaje para asegurar su colocación. La figura 8 muestra larguerillos radiales coinjectados en el revestimiento exterior.

45 Las herramientas para la fabricación de larguerillos en forma de L también pueden basarse en dos piezas separadas, una de ellas con larguerillos coinjectados. Para la colocación de los módulos internos, podrían usarse los perfiles en forma de C en los extremos del mandril interno, pero también la capota exterior o el mandril interno con rebajes teniendo en cuenta la forma de los módulos alargados.

50 Además, una etapa posterior puede incluir la integración de una lámina metálica antierosión durante la inyección del revestimiento exterior. Un tratamiento superficial de la cara metálica en contacto con el plástico, como el moleteado, podría mejorar la adhesión entre el plástico y la lámina metálica.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de fabricación de una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, comprendiendo el procedimiento las etapas de:
- 5 • proporcionar una pluralidad de módulos (2) alargados,
 - proporcionar un mandril (3) interno conformado con una superficie interior de un perfil de borde de ataque aerodinámico,
 - proporcionar una capota (4) exterior conformada con una superficie exterior del perfil de borde de ataque aerodinámico,
 - 10 • proporcionar perfiles primero y segundo (5, 7) en forma de C que comprenden una pluralidad de cavidades (10) de paso configuradas para recibir los módulos (2),
 - ensamblar una herramienta de moldeo por inyección, que comprende:
 - colocar el primer perfil (5) en un primer extremo del mandril (3) interno, y el segundo perfil (7) en un segundo extremo del mandril (3) interno, ambos perfiles (5, 7) en contacto con el mandril (3) interno,
 - 15 ◦ disponer una primera parte extrema de cada módulo (2) alargado en una cavidad (10) del primer perfil (5), y una segunda parte extrema de dicho módulo (2) en otra cavidad (10) del segundo perfil (7), ambas cavidades (10) situadas en una misma dirección radial, y dejando tal disposición un espacio (8) inferior que define el espesor de la superficie (12) interior de la sección (1) de borde de ataque,
 - colocar la capota (4) en los perfiles primero y segundo (5, 7) para cerrar la herramienta, dejando un espacio (9) superior que define el espesor de la superficie (11) exterior de la sección (1) de borde de ataque,
 - 20 • cerrar la herramienta de moldeo por inyección,
 - llenar la herramienta de moldeo por inyección cerrada con un compuesto de inyección que comprende resina y un aditivo de refuerzo,
 - desmoldar después del endurecimiento del compuesto de inyección para obtener una sección (1) de borde de ataque, y
 - 25 • perforar las superficies exterior (11) e interior (12) de dicha sección (1) de borde de ataque para obtener finalmente una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido.
2. Procedimiento de fabricación de una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con la reivindicación 1, en el que ensamblar la herramienta de moldeo por inyección comprende además distribuir una pluralidad de protuberancias (14) en el mandril (3) interno para retener los
- 30 módulos (2) a lo largo de sus direcciones radiales.
3. Procedimiento de fabricación de una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con la reivindicación 2, en el que las protuberancias (14) se colocan en posiciones consecutivas de diferentes direcciones radiales del mandril (3) interno entre sus extremos primero y segundo, y en el que las protuberancias (14) están dimensionadas para perforar la superficie (12) interior de la sección (1) de borde
- 35 de ataque para crear orificios (15) de aspiración para el efecto Venturi.
4. Procedimiento de fabricación de una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 2-3, en el que las protuberancias (14) se distribuyen de manera fija en el mandril (3) interno.
5. Procedimiento de fabricación de una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 2-3, en el que las protuberancias (14) se distribuyen de manera extraíble en el mandril (3) interno, y en el que la etapa de desmolde comprende además retirar las protuberancias (14) del compuesto de inyección endurecido.
- 40
6. Procedimiento de fabricación de una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 2-5, en el que el mandril (3) interno comprende muescas para la distribución de las protuberancias (14).
- 45
7. Procedimiento de fabricación de una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que la resina es una resina termoplástica o una resina termoendurecible.
8. Procedimiento de fabricación de una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el aditivo de refuerzo comprende al menos uno de los siguientes: fibra de vidrio, fibra de carbono de fibra corta, fibra de carbono de fibra media, fibra de carbono de fibra larga, escamas cerámicas, escamas de metal, nanopartículas, nanotubos y nanofibras.
- 50
9. Una herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, que comprende:
- 55 - un mandril (3) interno que tiene un primer y un segundo extremo, y que está conformado con una superficie (12)

interior de un perfil de borde de ataque aerodinámico,

- una capota (4) exterior conformada con una superficie (11) exterior de un perfil de borde de ataque aerodinámico,
- una pluralidad de módulos (2) alargados que tiene una primera y una segunda partes extremas,
- 5 - perfiles primero y segundo (5,7) en forma de C que comprenden una pluralidad de cavidades (10) de paso configuradas para recibir los módulos (2),
- en la que el primer perfil (5) se coloca en el primer extremo del mandril (3) interno, y el segundo perfil (7) en el segundo extremo del mandril (3) interno,
- 10 - en la que la primera parte extrema de cada módulo (2) alargado se dispone en una cavidad (10) del primer perfil (5), y la segunda parte extrema del módulo (2) en otra cavidad (10) del segundo perfil (7), en la que ambas cavidades (10) están situadas en la misma dirección radial, y en la que se forma un espacio (8) inferior entre los perfiles primero y segundo (5, 7) y el mandril (3) interno, definiendo dicho espacio (8) inferior el espesor de la superficie (12) interior de la sección (1) de borde de ataque,
- 15 - y, en la que la capota (4) exterior se coloca en los perfiles primero y segundo (5, 7) formando un espacio (9) superior entre los perfiles primero y segundo (5, 7) y la capota (4) exterior, definiendo dicho espacio (9) superior el espesor de la superficie (11) exterior de la sección (1) de borde de ataque.

10. Una herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con la reivindicación 9, en la que el mandril (3) interno comprende además una pluralidad de protuberancias (14) en el mandril (3) interno para retener los módulos (2).
- 20 11. Una herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con la reivindicación 10, en la que las protuberancias (14) se colocan en posiciones consecutivas de diferentes direcciones radiales del mandril (3) interno entre sus extremos primero y segundo, y en el que las protuberancias (14) están dimensionadas para perforar la superficie (12) interior de la sección (1) de borde de ataque para crear orificios (15) de aspiración para el efecto Venturi.
- 25 12. Una herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 10-11, en la que las protuberancias (14) se distribuyen de manera fija en el mandril (3) interno.
- 30 13. Una herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 10-11, en la que las protuberancias (14) se distribuyen de manera extraíble en el mandril (3) interno.
14. Una herramienta de moldeo por inyección para fabricar una sección (1) de borde de ataque con control de flujo laminar híbrido para una aeronave, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 10-13, en la que el mandril (3) interno comprende muescas para la distribución de las protuberancias (14).

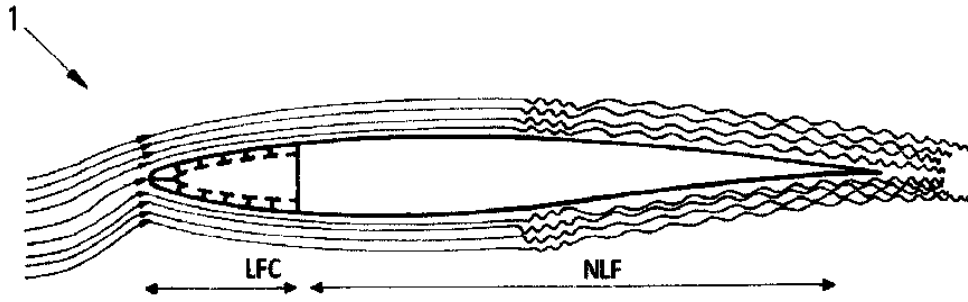


FIG. 1

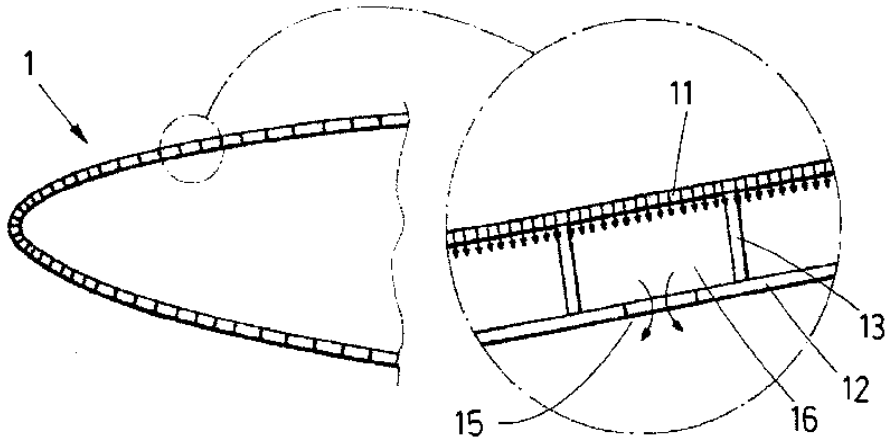


FIG. 2a

FIG. 2b

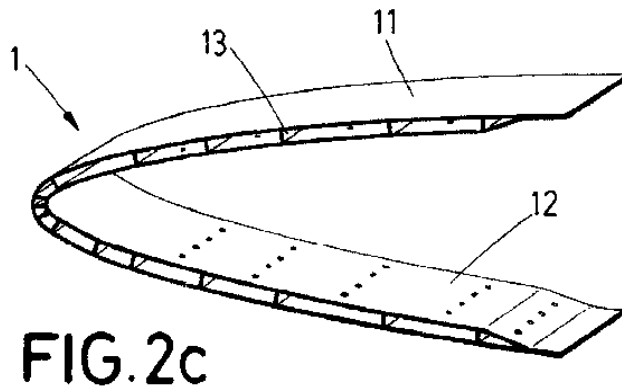


FIG. 2c

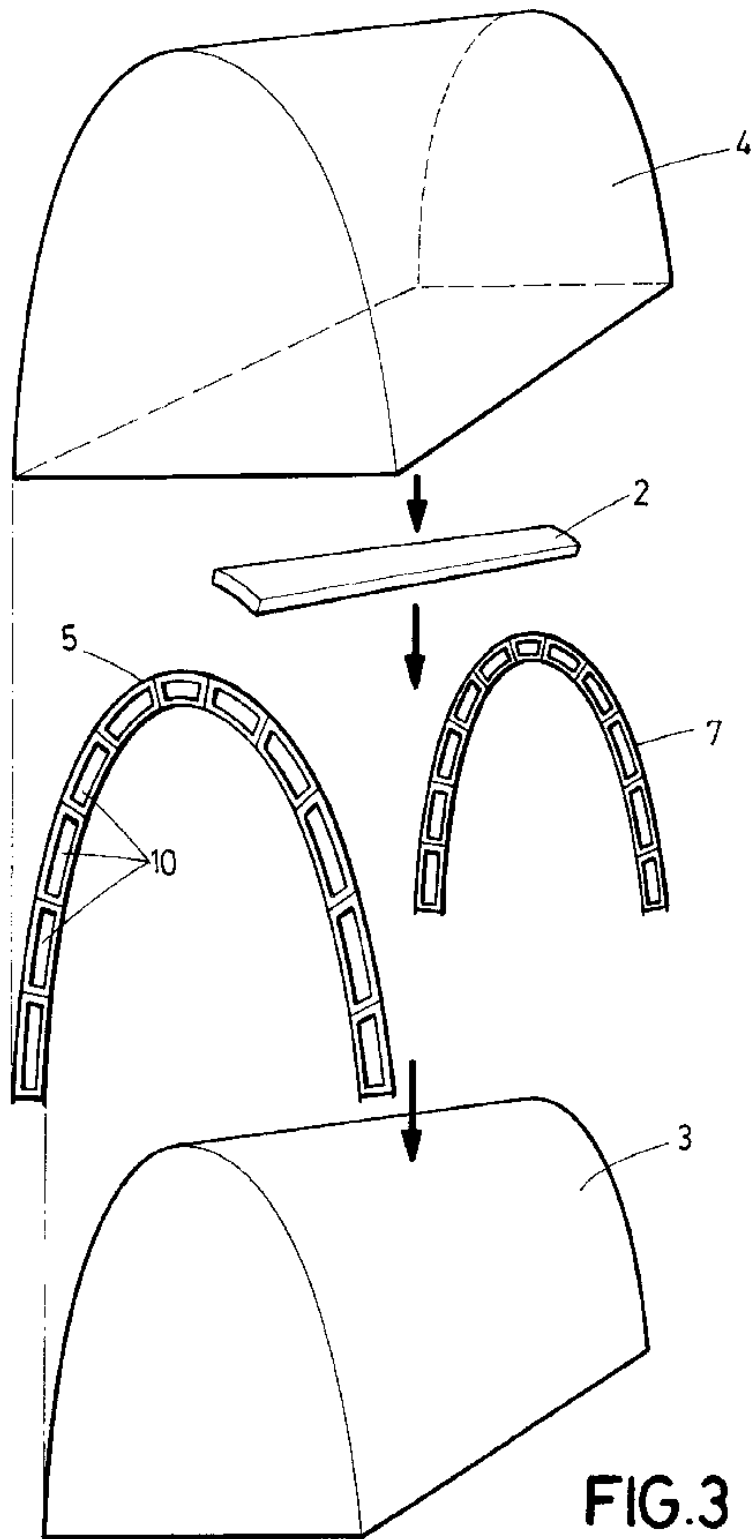


FIG.3

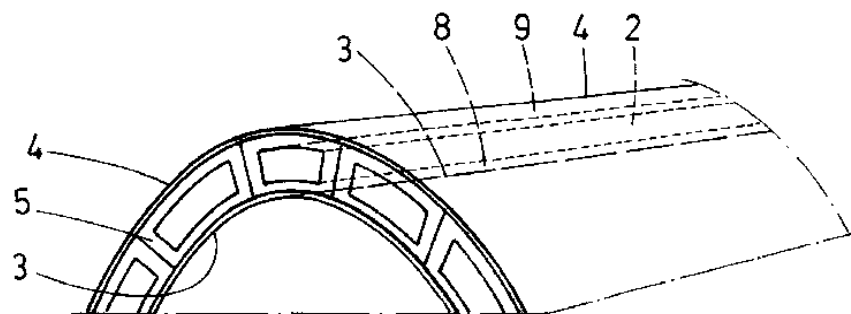
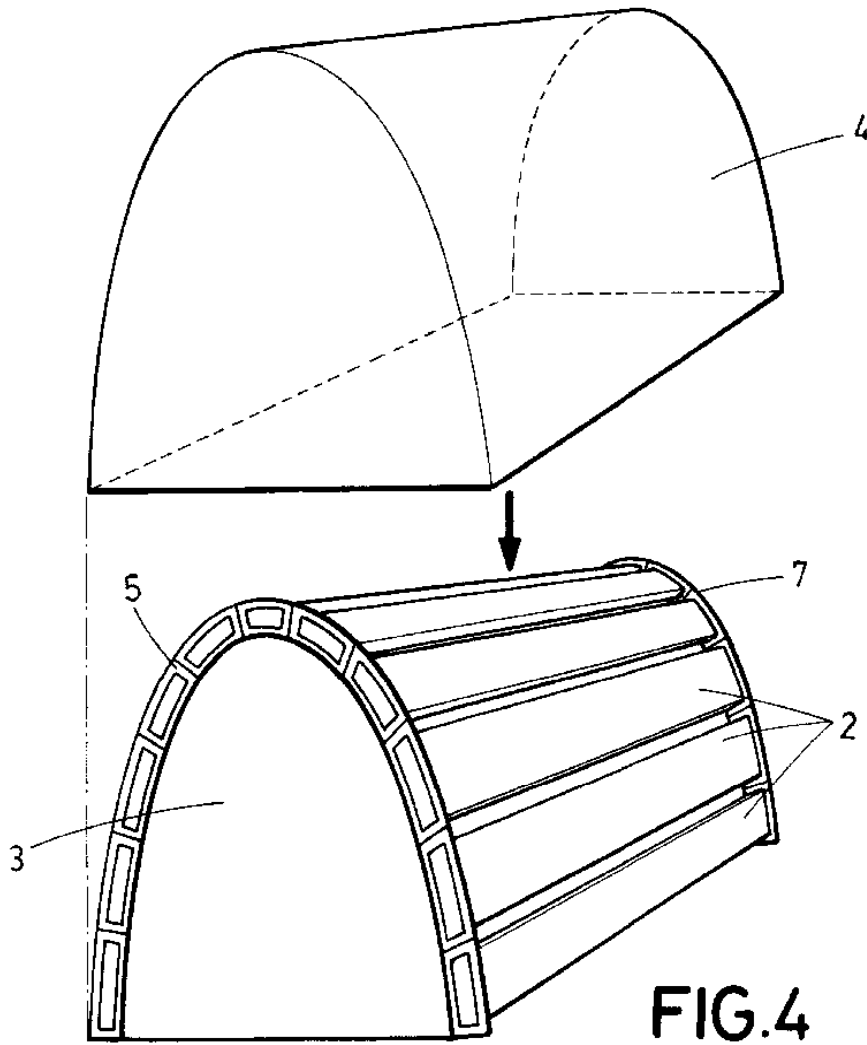


FIG. 5

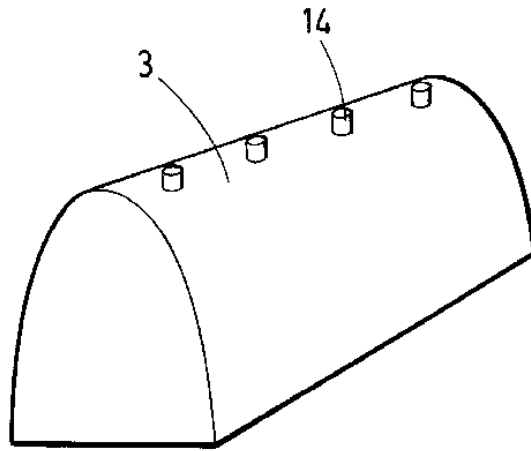


FIG. 6

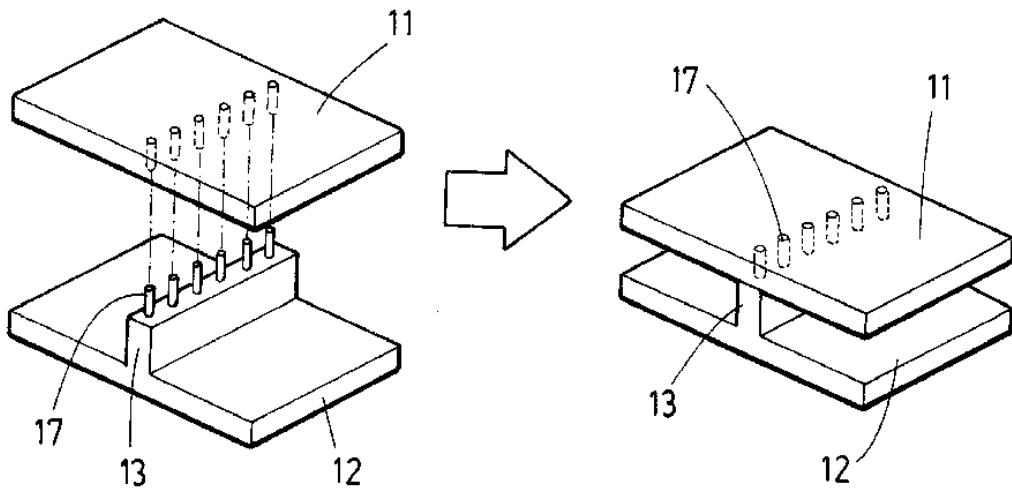


FIG. 7

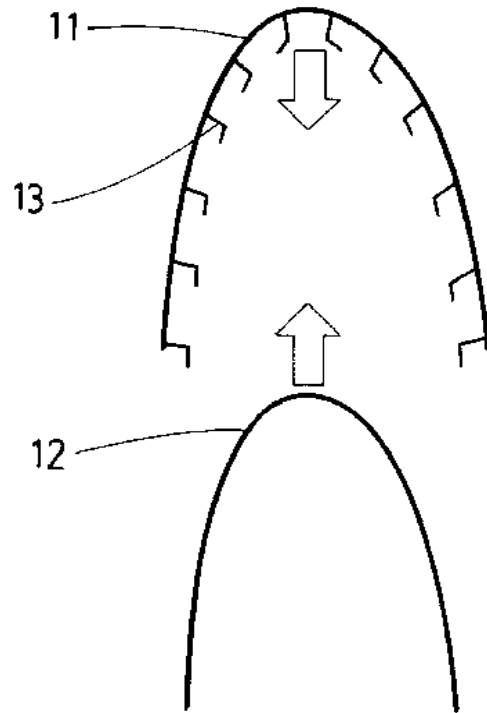


FIG.8