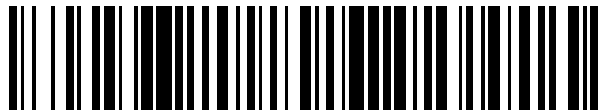


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 606 245**

51 Int. Cl.:

B64C 3/26 (2006.01)

B64C 3/28 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **17.07.2012 E 12382284 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **31.08.2016 EP 2687436**

54 Título: **Borde de ataque altamente integrado de una superficie sustentadora de una aeronave**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
23.03.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

HONORATO RUIZ, FRANCISCO JAVIER;
GUINALDO FERNÁNDEZ, ENRIQUE y
CRUZ DOMÍNGUEZ, FRANCISCO JOSÉ

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 606 245 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

Borde de ataque altamente integrado de una superficie sustentadora de una aeronave

Campo de la invención

5 La presente invención se refiere al borde de ataque de una superficie sustentadora de aeronave y, más en particular, a un borde de ataque altamente integrado de una superficie sustentadora de aeronave.

Antecedentes de la invención

Una superficie de sustentación de una aeronave (ver Fig. 1a) suele estar estructurada por bordes de ataque 11, cajones de torsión 13, bordes de salida 15 con superficies de control (flaps, elevadores, timones, etc.), una raíz de unión 17 y puntas 18.

10 Un borde de ataque 11 es una estructura encargada de mantener la superficie aerodinámica con la superficie del cajón de torsión, de soportar las correspondientes cargas estructurales estáticas o cíclicas y de proteger el cajón de torsión de los impactos de pájaro. Es la parte de la superficie sustentadora que primero entra en contacto con el aire y el borde más delantero de una sección del perfil aerodinámico.

15 Un borde de ataque conocido (ver Fig. 1b) comprende, por un lado, varias costillas 21, llamadas costillas del borde de ataque (ver las Figuras 2a, 2b), unidas al larguero delantero 19 del cajón de torsión 13 y, por otro lado, un perfil aerodinámico 25 unido a las costillas del borde de ataque 21 y a las alas del larguero delantero 19 con el fin de mantener la forma global aerodinámica de la superficie sustentadora. También se conocen bordes de ataque que comprenden elementos adicionales como largueros, refuerzos verticales y núcleos sándwich.

20 En la actualidad y particularmente en la industria aeronáutica se utilizan de forma masiva materiales compuestos de matriz orgánica y fibras continuas, especialmente CFRP (Fibra de Carbono Reforzada con Plástico) en una gran diversidad de elementos estructurales. En concreto, todos los elementos que conforman los bordes de ataque mencionados 11 (costillas de borde de ataque 21 y perfil aerodinámico 25) pueden ser fabricados con CFRP.

25 Típicamente, todos los elementos estructurales que forman un borde de ataque de una aeronave (perfil aerodinámico, costillas, largueros, rigidizadores verticales) se fabrican por separado y luego se unen por medio de remaches con la ayuda de herramientas complicadas para conseguir las tolerancias necesarias, que vienen dadas por requerimientos aerodinámicos, estructurales y de montaje.

30 Un método bien conocido para la fabricación de dichos elementos utiliza la tecnología del preimpregnado. En un primer paso, se prepara un apilado plano de capas de material compuesto preimpregnado. A continuación se le da la forma deseada por medio de un clásico proceso de conformación en caliente. Después de conseguir la forma deseada, se procede a su curado en un utillaje macho o hembra en función de las tolerancias requeridas y el coste global de la fabricación. Finalmente, después del ciclo de curado, se recantean los contornos del elemento para conseguir la geometría final y, a continuación se inspecciona el elemento con un sistema ultrasónico para asegurar su calidad.

35 El coste de un borde de ataque fabricado con dicho método es alto porque dichos pasos se llevan a cabo independientemente para cada elemento y porque se necesita una fase final de montaje.

40 También se conoce el uso de la tecnología de Moldeado con Transferencia de Resina ("Resin Transfer Moulding" o RTM) con fibras secas para la fabricación de un borde de ataque con el fin de aumentar el nivel de integración y reducir los costes de fabricación. Utilizando esta tecnología RTM, se da la forma final a los laminados secos por medio de procesos clásicos de conformación en caliente. A continuación, todos los laminados conformados son co-inyectados juntos en un molde cerrado. Los principales beneficios están vinculados a dos hechos: en primer lugar, todos los refuerzos (como costillas, rigidizadores y largueros) se integran sin necesidad de actividades adicionales de montaje y, en segundo lugar, sólo se requiere un proceso de curado, recanteo e inspección por elemento. Sin embargo, el conjunto de útiles necesario para fabricar el elemento completo es complejo, haciendo difícil el proceso de desmoldeo. Los costes de fabricación globales siguen siendo altos.

45 Es también conocido el documento US2011/0049298 que divulga un elemento de borde de ataque, un método para la fabricación de uno y un ala y estabilizador de una aeronave que posee el elemento de borde de ataque. El elemento de borde de ataque es una pieza alargada que comprende una lámina de revestimiento y al menos un refuerzo longitudinal. La forma del borde delantero de la lámina de revestimiento es cerrada y la del borde trasero es abierta. El refuerzo está fijado entre las superficies internas de la lámina de revestimiento del refuerzo longitudinal más exterior, hay un espacio longitudinal libre de refuerzos transversales.

50

Otro documento conocido es el US6638466 que divulga métodos para la fabricación de estructuras de material compuesto que tienen una o más porciones de revestimiento separables o reemplazables. En un ejemplo de realización, los métodos pueden incluir el posicionamiento de unas primeras y segundas piezas de material de forma adyacente entre ellas dentro de una cavidad de un molde y con una lámina de separación dispuesta entre medias, introduciendo una primera resina en la cavidad del molde para contactar y sustancialmente impregnar la

55

primera piza de material son la primera resina y permitir a la primera resina curar en la cavidad del molde para formar una primera parte de la estructura de composite, y en la que la lámina de separación es sustancialmente impermeable a la primera resina.

Sumario de la invención

- 5 Es un objeto de la presente invención proporcionar un método para fabricar una sección monolítica del perfil del borde de ataque para reducir el número de elementos diferentes del borde de ataque de una superficie sustentadora de aeronave a ser fabricados e instalados.

Es otro objeto de la presente invención proporcionar una superficie sustentadora que comprende bordes de ataque fabricados de acuerdo con dicho método.

- 10 Los objetivos mencionados anteriormente se alcanzan mediante un método de acuerdo con la reivindicación 1 y la superficie sustentadora de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 2.

Otras características deseables y ventajas de la superficie sustentadora de aeronave según la invención serán evidentes a partir de la siguiente descripción detallada de la invención y de las reivindicaciones, en relación con las Figuras adjuntas.

15 Descripción de las figuras

La Figura 1a es una vista en perspectiva de un estabilizador horizontal de cola conocido mostrando sus cajones de torsión, sus bordes de ataque y sus bordes de salida con las superficies de control.

- 20 La Figura 1b es una vista en perspectiva de un lado del estabilizador horizontal de cola de la Figura 1a con cortes para mejorar la visibilidad de la estructura del borde de ataque que muestra las costillas del borde de ataque y los perfiles del borde de ataque.

Las Figuras 2a y 2b son, respectivamente, vistas laterales y en planta de una costilla del borde de ataque que muestra las interfaces con el larguero frontal y con los perfiles del borde de ataque y, en particular, los orificios situados en las alas de la costilla para materializar la junta.

- 25 La Figura 3a es una vista esquemática en perspectiva de un perfil de borde de ataque de acuerdo con la presente invención que incluye un larguero auxiliar con un rigidizador longitudinal y larguerillos reforzando el revestimiento del borde de ataque.

La Figura 3b es una vista esquemática en sección transversal de las preformas laminadas utilizadas para fabricar el perfil del borde de ataque de la Figura 3a de acuerdo con la presente invención.

- 30 La Figura 4a es una vista esquemática en perspectiva de un extremo del perfil del borde de ataque de la Figura 3a que muestra el diseño de las terminaciones del alma del larguero auxiliar y de los elementos longitudinales de refuerzo.

La Figura 4b es una vista esquemática frontal de la interfaz entre las alas de una costilla del borde de ataque y un perfil del borde de ataque que muestra el diseño de la terminación del larguero auxiliar.

- 35 La Figura 5a es una vista en perspectiva de un perfil del borde de ataque de acuerdo con la presente invención, en el que el larguero auxiliar no es paralelo al larguero frontal del cajón de torsión.

La Figura 5b es una vista en perspectiva de un perfil del borde de ataque de acuerdo con la presente invención que tiene el alma del larguero auxiliar reforzada por medio de un núcleo interno.

La Figura 6a es una vista en perspectiva de un perfil del borde de ataque de acuerdo con la presente invención que tiene un larguero auxiliar con un alma curvada.

- 40 La Figura 6b es una vista en perspectiva de un perfil del borde de ataque de acuerdo con la presente invención que tiene un larguero auxiliar con un alma curvada y un núcleo rellenando el espacio entre el larguero auxiliar y el revestimiento.

Las Figuras 7a, 7b, 7c y 7d son vistas en perspectiva de perfiles del borde de ataque de acuerdo con la presente invención que tienen largueros adicionales.

45 Descripción detallada de la invención

La Figura 3a muestra una sección monolítica del perfil de borde 30 de acuerdo con la invención que comprende un revestimiento de borde de ataque 31 y un larguero longitudinal auxiliar 33. Todas las secciones del perfil del borde de ataque 30 están unidas a las costillas del borde de ataque 21 y al larguero frontal de una manera similar a la utilizada en los bordes de ataque conocidos mencionados anteriormente.

La posición del larguero auxiliar 33 puede estar más cerca o más lejos del larguero frontal 19 del cajón de torsión 13 en función de la geometría del perfil aerodinámico, de las restricciones de fabricación, de los resultados de los análisis del impacto de pájaro y de cualquier otro requerimiento de certificación.

5 El perfil del borde de ataque 30 comprende también un rigidizador longitudinal 35 del larguero auxiliar 33 dispuesto perpendicularmente a él a la mitad de su altura con el fin de reforzar el alma del larguero auxiliar 33 para mejorar su comportamiento estructural para soportar las cargas implicadas y los impactos de pájaro. El espesor y la altura de este rigidizador longitudinal 35 son una función de los requerimientos estructurales específicos y de impacto de pájaro.

10 El perfil del borde de ataque 30 también comprende dos larguerillos 37, 37' en, respectivamente, las zonas superior e inferior del revestimiento 31 del borde de ataque 31 más cercanas al larguero frontal 19 con el fin de mejorar el comportamiento estructural y la estabilidad del revestimiento 31 del borde de ataque. El espesor, altura y posición de estos larguerillos 37, 37' depende de los requerimientos estructurales en términos de tolerancia al daño y pandeo y, en segundo lugar, en términos de impacto de pájaro.

15 La sección monolítica del perfil del borde 30 de la Figura 3a puede ser fabricada por un método de acuerdo con la invención basado en la tecnología del preimpregnado que se describirá ahora en referencia a la Figura 3b.

Los pasos básicos del método son los siguientes:

20 - Preparación del conjunto de preformas laminadas que van a formar cada sección del perfil del borde de ataque, apilando para cada una de ellas un apilado plano de telas de material compuesto preimpregnado y sometiendo cada apilado plano a un proceso de conformado en caliente en un útil apropiado para darle la forma deseada. Las preformas laminadas también se pueden hacer directamente con su forma final por medio de una máquina automática de colocación de fibra. La expresión "preforma laminada" usada en esta memoria descriptiva designa un elemento de material compuesto que requiere un proceso individual, tal como un conformado en caliente, un conformado por presión, etc., para conformarlo con ciertas características y que está destinado a ser integrado con otros elementos en el proceso de fabricación del producto al que pertenece.

25 - Disponer juntas todas las preformas laminadas en un utillaje adecuado y someter el conjunto a un ciclo de autoclave para co-curar las preformas laminadas.

- Desmoldear el utillaje en la dirección de la envergadura hacia el plano de simetría de la aeronave, para aprovechar la ventaja de la sección cónica del borde de ataque desde la raíz hasta la punta de la superficie de sustentación.

30 - Recantar e inspeccionar el conjunto.

Las preformas laminadas usadas para fabricar la sección del perfil de borde de ataque de la Figura 3a son las siguientes:

- Una primera preforma laminada 41 que constituirá la superficie externa del revestimiento 31 del borde de ataque.

35 - Una segunda preforma laminada 43, que comprende un alma 45 y dos alas 47, 49 que se dispone en el interior de la primera preforma laminada 41 con sus alas 47, 49 orientadas hacia la dirección de vuelo. El alma 45 formará parte del larguero auxiliar 33 y las alas 47, 49 formarán parte del revestimiento 31 del borde de ataque.

40 - Un primer par de terceras preformas laminadas 51, 61 que tienen una forma poligonal y comprenden unos lados principales 53, 55; 63, 65 que formarán parte, respectivamente, del revestimiento 31 del borde de ataque y del larguero auxiliar 33, y unas pestañas 57, 59; 67, 69 que, respectivamente, conformarán el rigidizador longitudinal 35 y formarán parte de los larguerillos 37, 37'.

- Un segundo par de terceras preformas laminadas 71, 81 que tienen una forma en L y comprenden unas almas 73; 83 que formarán parte del revestimiento 31 del borde de ataque y unos pies 75, 85 que formarán parte de los larguerillos 37, 37'.

45 El espesor y el material compuesto de cada preforma laminada se definen de acuerdo a las necesidades estructurales de la sección del perfil del borde de ataque.

50 El borde de ataque 11 se monta usando las costillas del borde de ataque 21 como interfaz común entre secciones adyacentes del perfil del borde de ataque 30. Con el fin de llevar a cabo la unión con las alas 23 de las costillas del borde de ataque 21, los elementos longitudinales interiores de refuerzo como el larguero auxiliar 33 (con su rigidizador longitudinal 35) y los larguerillos 37, 37' se recortan al final de cada sección del perfil de borde de ataque 30 a través de una terminación final como la mostrada en las Figuras 4a y 4b, debido a dos razones principales. En primer lugar, para evitar cualquier unión con las almas de las costillas del borde de ataque 21 que es difícil de realizar debido a la falta de acceso. En segundo lugar, con el fin de tener una interfaz limpia entre las alas 23 de las costillas y el revestimiento 31 de cada perfil del borde de ataque 30, sin necesidad de ningún orificio de

paso en las alas 23 de las costillas y, al mismo tiempo, evitar cualquier problema en la línea de montaje final y en la vida útil de la aeronave.

Dependiendo de los resultados de los análisis del impacto de pájaro y las restricciones de fabricación, el larguero auxiliar 33 puede ser configurado de una manera diferente a la mostrada en la Figura 3a.

5 La Figura 5a muestra una sección del perfil del borde de ataque 30 con un larguero auxiliar 33 que no es paralelo al larguero frontal del cajón de torsión.

10 La Figura 5b muestra una sección del perfil del borde de ataque 30 con un larguero auxiliar 33 que tiene un núcleo interior 34 hecho de un sándwich en nido de abeja, una espuma sólida o cualquier otro material con elevadas capacidades de resistencia al impacto que refuerza su estructura y protege el cajón de torsión contra delaminaciones.

La Figura 6a muestra una sección del perfil del borde de ataque 30 con un larguero auxiliar 33 de una forma curvada en la misma dirección que el revestimiento curvado 31 del borde de ataque 31 aumentando la resistencia local.

15 La Figura 6b muestra una sección del perfil del borde de ataque 30 con un larguero auxiliar 33 de una forma curvada en la misma dirección que el revestimiento curvado 31 del borde de ataque 31 y un núcleo interior 36 hecho de un sándwich en nido de abeja, una espuma sólida o cualquier otro material con elevadas capacidades de resistencia al impacto que funciona como un parachoques y protege el cajón de torsión contra delaminaciones llenando el espacio entre el larguero auxiliar 33 y el revestimiento 31 del borde de ataque.

20 Las Figuras 7a, 7b, 7c, 7d, 7e muestran secciones de perfiles de borde de ataque 30 con más de un larguero auxiliar, paralelos o no paralelos al larguero frontal en diversas configuraciones.

Todas las configuraciones de la sección del perfil del borde de ataque 30 mencionadas anteriormente pueden ser fabricadas con un conjunto de preformas laminadas similar al mencionado para la fabricación de la sección del perfil del borde de ataque 30 con la configuración mostrada en la Figura 3a.

Entre otras, la presente invención tiene las siguientes ventajas:

- 25
- Proporciona un perfil monolítico de borde de ataque utilizando la tecnología del material compuesto preimpregnado.
 - Reduce el coste global de fabricación y montaje de la estructura de borde de ataque.
 - Permite un diseño optimizado del borde de ataque de una superficie sustentadora de una aeronave.

30 Aunque la presente invención se ha descrito en relación con varias realizaciones, debe entenderse a partir de lo dicho que pueden hacerse combinaciones de elementos, variaciones o mejoras que están dentro del alcance de la invención.

REIVINDICACIONES

5 1. Método para la fabricación de una sección (30) del perfil del borde de ataque (11) de una superficie sustentadora de una aeronave; comprendiendo la sección (30) un revestimiento en forma de C (31) y uno o más largueros auxiliares (33, 33', 33'', 33''') y uno o más elementos de refuerzo longitudinales (35, 37, 37') en una dirección de envergadura, el método comprendiendo los siguientes pasos:

a) proporcionar:

- una primera preforma laminada (41) de un material compuesto configurada con la forma prevista para el revestimiento en forma de C (31);

10 - una o más segundas preformas laminadas (43) de un material compuesto configuradas con un alma (45) y dos alas (47, 49) a ser unidas a la primera preforma para constituir dichos uno o más largueros auxiliares (33, 33', 33'', 33''') o una parte de ellos;

15 - uno o más pares de terceras preformas laminadas (51, 61, 71, 81) de un material compuesto que comprenden uno o más lados o almas (53, 55, 63, 65, 73, 83) para ser unidos a la primera preforma laminada o a la segunda preforma laminada y dos alas o pestañas (57, 59, 67, 69, 75, 85) para constituir las almas de dichos elementos de refuerzo longitudinales (35, 37, 37');

b) disponer dichas preformas laminadas en un utillaje de curado y someter el conjunto a un ciclo de autoclave para co-curar dichas preformas laminadas;

c) desmoldear el utillaje de curado en la dirección de la envergadura hacia la raíz del borde de ataque (11);

20 caracterizado por que la sección del perfil del borde de ataque (30) comprende un revestimiento en forma de C (31), un larguero auxiliar (33) con un rigidizador longitudinal (35) y dos larguerillos longitudinales (37, 37') reforzando el revestimiento en forma de C (31) en sus zonas superior e inferior situadas entre el larguero auxiliar (33) y el larguero frontal (19) del cajón de torsión (13) de la superficie sustentadora, cuando el borde de ataque se une al cajón de torsión, y donde en el paso a):

25 - se configura un primer par de terceras preformas laminadas (51, 61) con un primer lado (53, 63) para ser unido a la primera preforma laminada (41), un segundo lado (55, 65) para ser unido a la segunda preforma laminada (43), una primera pestaña (57, 67) para constituir dicho rigidizador longitudinal (35) y una segunda pestaña (59, 69) para constituir una parte de dichos dos larguerillos (37, 37');

30 - se configura un segundo par de terceras preformas laminadas (71, 81) con almas (73, 83) para ser unidas a la primera preforma laminada (41) y pies (75, 85) para constituir una parte de dichos dos larguerillos longitudinales (37, 37').

35 2. Superficie sustentadora de aeronave que comprende bordes de ataque (11), cajones de torsión (13) y bordes de salida (15); comprendiendo cada borde de ataque (11) una pluralidad de costillas del borde de ataque (21) unidas al larguero frontal (19) de un cajón de torsión (13) y un perfil de borde de ataque formado por una pluralidad de secciones (30) unidas a las costillas del borde de ataque (21), cada sección del perfil del borde de ataque (30) comprendiendo un revestimiento en forma de C (31) y uno o más largueros auxiliares (33, 33', 33'', 33''') y uno o más elementos de refuerzo longitudinal (35, 37, 37') en la dirección de la envergadura y

- una primera preforma laminada (41) de un material compuesto configurada con la forma prevista para el revestimiento en forma de C (31);

40 - una o más segundas preformas laminadas de un material compuesto configurado con un alma y dos alas unidas a la primera preforma laminada para constituir dichos primer o segundo largueros auxiliares (33, 33', 33'', 33''') o una parte de los mismos;

45 - uno o más pares de terceras preformas laminadas de un material compuesto comprendiendo uno o más lados a ser unidos a la primera preforma laminada o a la segunda preforma laminada y pestañas para constituir las almas de dichos elementos longitudinales de refuerzo (35, 37, 37'),

caracterizada por que la sección del perfil del borde de ataque (30) comprende un revestimiento en forma de C (31), un larguero auxiliar (33) con un rigidizador longitudinal (35) y dos larguerillos longitudinales (37, 37') reforzando el revestimiento en forma de C (31) en sus zonas superior e inferior situadas entre el larguero auxiliar (33) y el larguero frontal (19) del cajón de torsión (13) de la superficie sustentadora,

50 - un primer par de terceras preformas laminadas (51, 61) que tiene un primer lado (53, 63) para ser unido a la primera preforma laminada (41), un segundo lado (55, 65) para ser unido a la segunda preforma laminada (43), una primera pestaña (57, 67) para constituir dicho rigidizador longitudinal (35) y una segunda pestaña (59, 69) para constituir una parte de dichos dos larguerillos (37, 37');

- un segundo par de terceras preformas laminadas (71, 81) que tiene almas (73, 83) para ser unidas a la primera preforma laminada (41) y pies (75, 85) para constituir una parte de dichos dos larguerillos longitudinales (37, 37').
- 5 3. Superficie sustentadora de aeronave según la reivindicación 2, en la que dichos uno o más largueros auxiliares (33, 33', 33'', 33''') están configurados con una terminación de su alma en los extremos de cada sección del perfil del borde de ataque (30) para facilitar su fijación a las costillas del borde de ataque (21).
4. Superficie sustentadora de aeronave según la reivindicación 2, en la que:
- la sección del perfil de borde de ataque (30) comprende un larguero auxiliar (33) con un rigidizador longitudinal (35) en la mitad de su altura;
- 10 - dicho larguero auxiliar (33) y dicho rigidizador longitudinal (35) están configurados con una terminación de sus almas en los extremos de cada sección del perfil del borde de ataque (30) para facilitar su fijación a las costillas del borde de ataque (21).
5. Superficie sustentadora de aeronave según la reivindicación 4, donde dichos larguerillos (37, 37') están configurados con una terminación de sus almas en los extremos de cada sección del perfil del borde de ataque (30) para facilitar su fijación a las costillas del borde de ataque (21).
- 15 6. Superficie sustentadora de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 4-5, en la que el larguero auxiliar (33) está configurado con una forma plana.
7. Superficie sustentadora de aeronave según la reivindicación 6, en la que el larguero auxiliar (33) comprende un núcleo interno de refuerzo (34).
- 20 8. Superficie sustentadora de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 4-5, en la que el larguero auxiliar (33) está configurado con una forma curvada que se extiende hacia la nariz del borde de ataque.
9. Superficie sustentadora de aeronave según la reivindicación 8, que también comprende un núcleo de refuerzo (36) rellenando espacio entre dicho larguero auxiliar (33) de forma curvada y el revestimiento en forma de C (31).

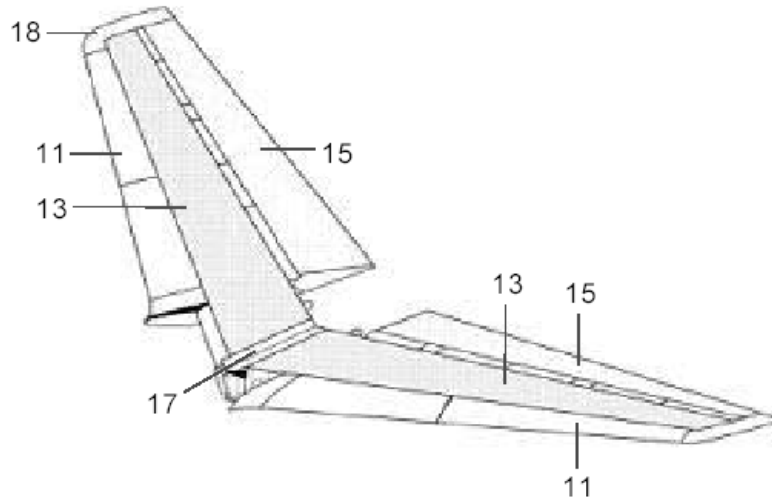


FIG. 1a

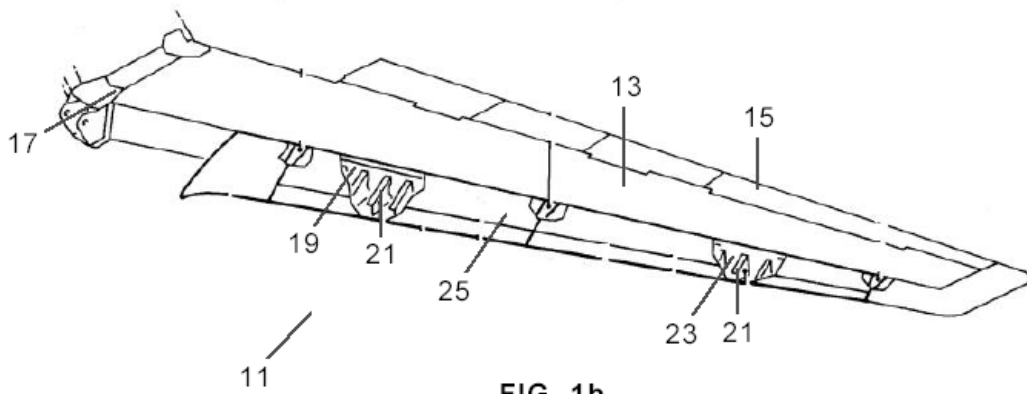


FIG. 1b

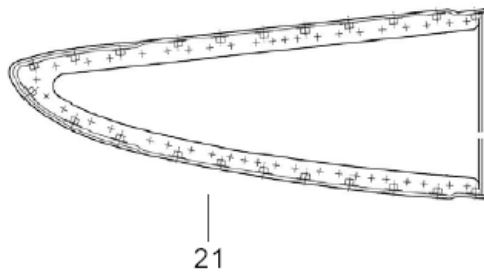


FIG. 2a

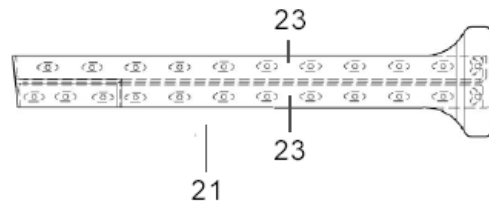


FIG. 2b

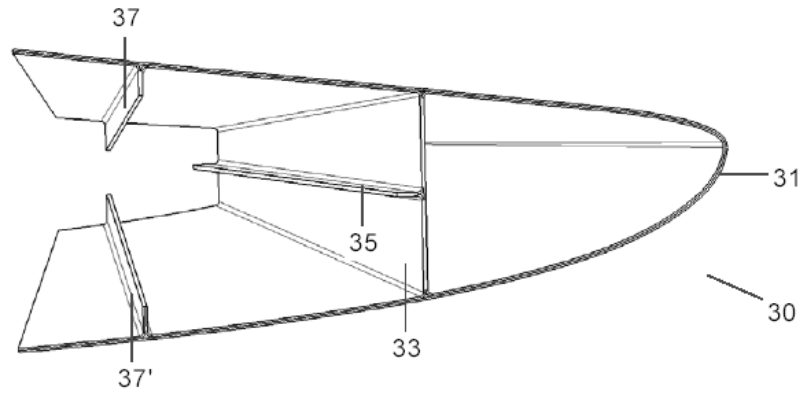


FIG. 3a

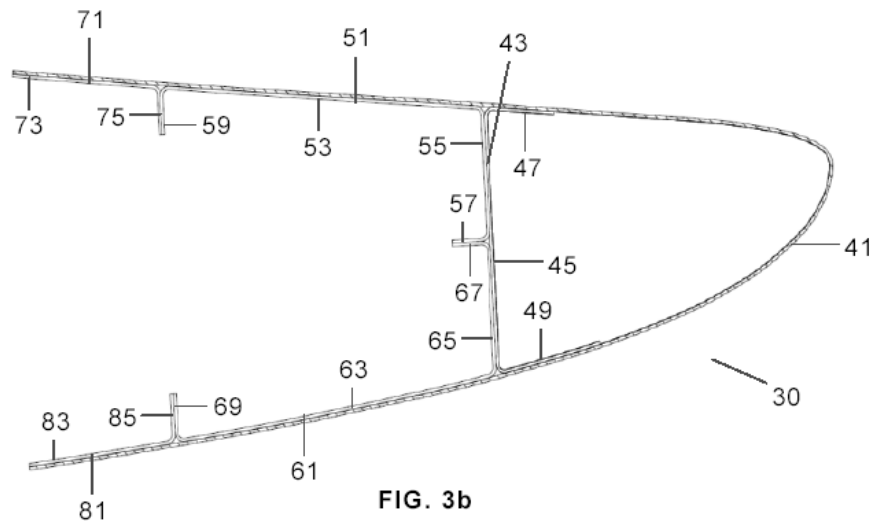


FIG. 3b

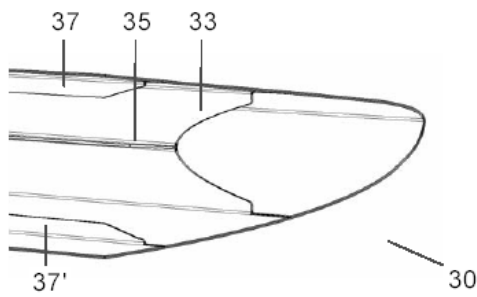


FIG. 4a

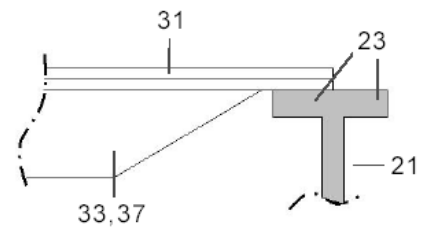


FIG. 4b

FIG. 5a

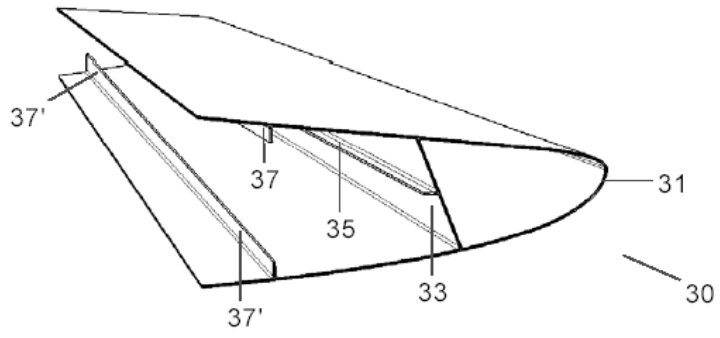


FIG. 5b

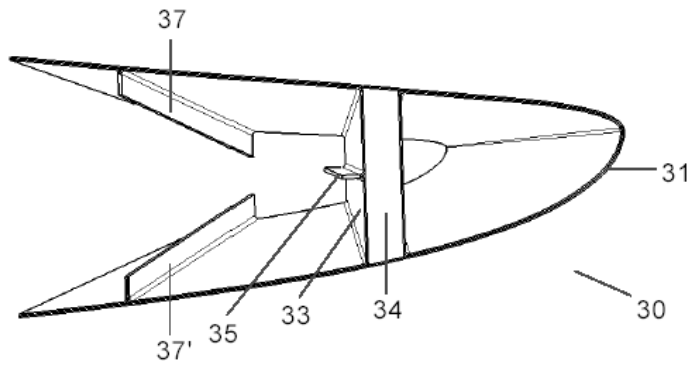


FIG. 6a

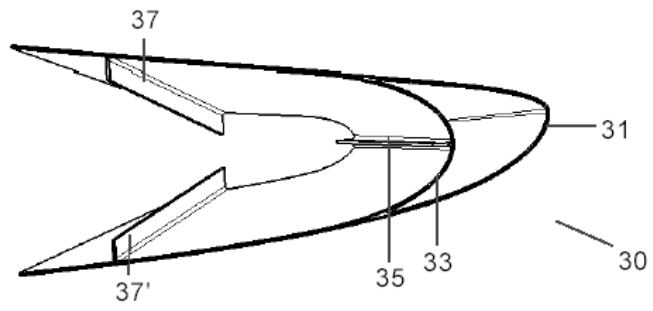


FIG. 6b

