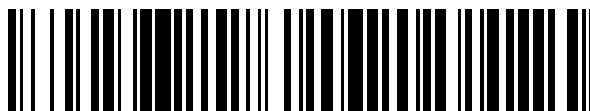


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 764 122**

51 Int. Cl.:

**B64C 3/28** (2006.01)

**B64C 1/26** (2006.01)

**B64C 1/06** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **02.12.2016 E 16382587 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **30.10.2019 EP 3330174**

54 Título: **Integración del borde de ataque de un estabilizador de aeronave con el cajón de torsión y el fuselaje**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**02.06.2020**

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

72 Inventor/es:  
**ARANA HIDALGO, ALBERTO;**  
**MARTINO GONZÁLEZ, ESTEBAN;**  
**VÁZQUEZ CASTRO, JESÚS JAVIER y**  
**CEBOLLA GARROFE, PABLO**

74 Agente/Representante:  
**ELZABURU, S.L.P**

**ES 2 764 122 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**

Integración del borde de ataque de un estabilizador de aeronave con el cajón de torsión y el fuselaje

**Campo de la invención**

La presente invención se refiere a la integración del borde de ataque con el cajón de torsión en estabilizadores de aeronaves.

**5 Antecedentes**

Un estabilizador de aeronave conocido (estabilizador o estabilizador vertical de cola) está estructurado por un borde de ataque, un cajón de torsión y un borde de salida.

El borde de ataque debe cumplir los siguientes requisitos:

- Mantener la forma aerodinámica en la parte delantera del cajón de torsión;
- 10 - Transferir las fuerzas aerodinámicas al cajón de torsión;
- Mantener la integridad del cajón de torsión en condiciones adversas como, por ejemplo, en el caso de un impacto de pájaro;
- Resistir la erosión durante el vuelo de crucero;
- Ser desmontable para permitir el acceso al cajón de torsión;
- 15 - Proporcionar espacio para la instalación de sistemas y enrutados.

El cajón de torsión es una estructura primaria responsable de soportar todas las cargas implicadas y consta de varios elementos estructurales: revestimientos rigidizadas por larguerillos por un lado y largueros y costillas por otro lado.

20 Las Figuras 1, 2a y 2b muestran una integración conocida de un borde de ataque 21 con el cajón de torsión 23 del estabilizador de una aeronave 11 dispuesto sobre el extremo trasero del fuselaje 13. El cajón de torsión 23 comprende revestimientos laterales 25a, 25b rigidizados por larguerillos 26, un larguero delantero 27, un larguero trasero 29 y largueros intermedios 31, y la integración se hace uniendo los extremos del borde de ataque 21 en áreas frontales cajeadas 33a, 33b de los revestimientos laterales 25a, 25b. El estabilizador comprende además un borde de salida 22.

25 El cajón de torsión 23 es un cajón de torsión multi-larguero que se puede fabricar por el método descrito en el documento US 7,806,367 B2.

Un inconveniente de esta integración es que la transición desde el borde de ataque 21 a los revestimientos laterales 25a, 25b del cajón de torsión 23 provoca inevitablemente una reducción del flujo laminar sobre el estabilizador de aeronave debida a discontinuidades superficiales, elementos de montaje de fijaciones u otras causas. En otras palabras, la laminaridad del flujo se reduce en el momento que el flujo alcanza el final del borde de ataque 21.

30 La invención está orientada a la solución de este inconveniente.

Se conoce el documento EP1176089 que divulga un borde de ataque de las superficies de soporte de aeronaves. Una estructura primaria (EP) hecha sin costillas se monta con un área frontal específica (ZF) contra impactos. La estructura

5 primaria comprende dos paneles de cubierta superiores e inferiores y dos largueros diagonales y frontales que constituyen el ensamblaje estructural fuerte y rígido del borde de ataque (BA). El área frontal (ZF) está formada por una o dos partes elementales que determinan un tipo de teja que cierra el contorno aerodinámico exterior del perfil del borde de ataque (BA) y proporciona un buen comportamiento frente a la erosión, los impactos operativos en el suelo y el impacto de aves en vuelo. La invención es aplicable a las alas, estabilizadores y superficies de control de aviones.

10 Es también conocido el documento FR2918036 que divulga un dispositivo que tiene una pared externa metálica que presenta un perfil aerodinámico inclinado y extendiendo a lo largo de la dirección de envergadura del ala. Una pared metálica interna está conectada a los bordes inferiores y superiores de la pared. Las paredes definen un recinto que extiende a lo largo de la dirección. Una unidad de fijación fija el dispositivo a una parte estructural del ala y comprende porciones de fijación rígidas. Los elementos rígidos metálicos están dispuestos en el recinto. Los elementos y las paredes forman una red metálica. Los elementos se extienden entre las paredes y se conectan directamente/indirectamente a las paredes.

15 Es también conocido el documento EP2687436 que divulga un método para fabricar una sección de perfil de borde de ataque de una superficie de elevación de una aeronave. El método comprende los pasos siguientes: a) proporcionar un conjunto de preformas lamindas de un material compuesto configurado con una forma adecuada para constituir la sección de perfil del borde de ataque; b) situar dichas preformas laminadas en un utillaje de curación y someter al conjunto a un ciclo de autoclave para co-curar dichas preformas laminadas; c) desmoldear el utillaje de curación en la dirección de envergadura hacia el plano de simetría de la aeronave. La invención también comprende una sección de perfil de borde de ataque fabricada por el método dicho que comprende además del revestimiento de la sección de perfil de borde de ataque, uno o más de los elementos estructurales siguientes: un larguero auxiliar, un larguerillo longitudinal reforzando un larguero auxiliar, un larguerillo longitudinal reforzando el del revestimiento del perfil de borde de ataque.

### Sumario de la invención

25 La invención se refiere a estabilizadores de aeronaves y en particular a la integración del borde de ataque con el cajón de torsión. La invención proporciona una configuración de estabilizador con las áreas cajeadas de los revestimientos laterales del cajón de torsión que sirven como áreas de unión del borde de ataque dispuestas en una posición retrasada con respecto al larguero situado en la posición más delantera.

Esta configuración amplía la zona del estabilizador con flujo laminar.

30 En una realización, el borde de ataque comprende un larguero y las áreas cajeadas están dispuestas en una posición retrasada respecto a él.

35 En otra realización, el cajón de torsión comprende un larguero delantero redondeado, un larguero trasero y unos largueros intermedios y sus revestimientos laterales incluyen áreas rebajadas que se extienden desde al menos el primer larguero intermedio hasta el larguero delantero redondeado para permitir la acomodación del borde de ataque sobre ellas. Las áreas cajeadas están dispuestas en dichas áreas rebajadas en una posición retrasada con respecto al larguero delantero redondeado.

Otras características deseables y ventajas de la invención se harán evidentes a partir de la siguiente descripción detallada de la invención y de las reivindicaciones adjuntas, en relación con los dibujos que se acompañan.

### Breve descripción de las figuras

40 La Figura 1 es una vista esquemática parcial en perspectiva de la parte superior del extremo trasero de un fuselaje de aeronave que ilustra una unión conocida del estabilizador con el fuselaje y los componentes principales del estabilizador: el borde de ataque (en líneas discontinuas) y el cajón de torsión.

La Figura 2a muestra vistas en perspectiva separadas del borde de ataque, el cajón de torsión y el estabilizador resultante en una configuración conocida.

La Figura 2b es una vista en sección transversal por un plano horizontal del estabilizador de la Figura 2a ilustrando la integración del borde de ataque con el cajón de torsión.

La Figura 3a muestra vistas en perspectiva separadas del borde de ataque, el cajón de torsión y el estabilizador resultante ilustrando una realización de la invención.

5 La Figura 3b es una vista en sección transversal por un plano horizontal del estabilizador de la Figura 3a que ilustra la integración del borde de ataque con el cajón de torsión.

La Figura 4a muestra vistas en perspectiva separadas del borde de ataque, el cajón de torsión y el estabilizador resultante ilustrando otra realización de la invención.

10 La Figura 4b es una vista en sección transversal por un plano horizontal del estabilizador de la Figura 4a que ilustra la integración del borde de ataque con el cajón de torsión.

### Descripción detallada de la invención

La invención propone que la integración del borde de ataque con el cajón de torsión tenga lugar en una posición más retrasada que en configuraciones conocidas para ampliar la zona del estabilizador con un flujo laminar (el término retrasada debe ser entendido en relación con la dirección de vuelo de la aeronave).

15 En la realización ilustrada en las Figuras 3a, 3b, el estabilizador 15 de la aeronave 11 comprende un cajón de torsión 43 y un borde de ataque 41. El cajón de torsión 43 comprende revestimientos laterales 45a, 45b, rigidizados por larguerillos 46, con áreas frontales cajeadas 53a, 53b, un larguero delantero 47, un larguero trasero 49 y un larguero intermedio 51.

20 El borde de ataque 41, que es más largo que el borde de ataque de la Figura 2, comprende un larguero 44 y está unido al cajón de torsión 43 (de un tamaño menor que el cajón de torsión de la Figura 2) en las áreas frontales cajeadas 53a, 53b que están situadas en una posición retrasada con respecto a las áreas frontales cajeadas 33a, 33b de la Figura 2 y, en particular, en una posición retrasada con respecto al larguero 44 del borde de ataque 41. Por consiguiente, se agranda la zona del estabilizador con un flujo laminar. En la realización ilustrada en las Figuras 4a, 4b, el estabilizador 17 de la aeronave 11 comprende un cajón de torsión 63 y un borde de ataque 61. El cajón de torsión 63 comprende revestimientos laterales 65a, 65b, rigidizadas por larguerillos 66, un larguero delantero redondeado 75 (que actúa como un borde de ataque "falso" del cajón de torsión), un larguero trasero 69 y largueros intermedios 71.

25 Los revestimientos laterales 65a, 65b incluyen áreas rebajadas 70a, 70b en su sección frontal para permitir la acomodación del borde de ataque 61 sobre ellas manteniendo la continuidad aerodinámica en la superficie externa del estabilizador 17.

Dichas áreas rebajadas 70a, 70b deben cubrir al menos el espacio comprendido entre el primer larguero intermedio 71 (el larguero contiguo al larguero delantero redondeado 75) y el larguero delantero redondeado 75 e incluyen en su extremo trasero las áreas cajeadas 73a, 73b para unir el borde de ataque 61 a el cajón de torsión 63.

35 Para la instalación de medios de fijación son necesarios orificios de acceso 79 en ciertos lugares entre el larguero delantero redondeado 75 y el primer larguero intermedio 71.

Las áreas cajeadas 73a, 73b están, pues, dispuestas en una posición retrasada con respecto al larguero delantero redondeado 75.

40 El principal beneficio de cerrar la parte frontal del cajón de torsión 63 con un larguero delantero redondeado 75 es que permite la transición de ese borde de ataque "falso" a la superficie del fuselaje 13. Otra ventaja de la invención es que simplifica la fijación del borde de ataque al cajón de torsión.

**REIVINDICACIONES**

1. Estabilizador de aeronave (15, 17) que comprende un borde de ataque (41, 61), un cajón de torsión (43, 63) y un borde de salida (42, 62);

5 - estando configurado el borde de ataque (41, 61) con una forma aerodinámica adecuada para promover un flujo laminar sobre su superficie;

- incluyendo los revestimientos laterales (45a, 45b; 65a, 65b) del cajón de torsión (43; 63) áreas cajeadas (53a, 53b; 73a, 73b) como áreas de unión del borde de ataque (41; 61); en el que:

- las áreas cajeadas (53a, 53b, 73b, 73b) están dispuestas en una posición retrasada con respecto al larguero más delantero del estabilizador de aeronave (15, 17), caracterizado en que:

10 - el cajón de torsión (63) comprende un larguero delantero redondeado (75), un larguero trasero (69) y largueros intermedios (71) y sus revestimientos laterales (65a, 65b) incluyen áreas rebajadas (70a, 70b) que se extienden desde al menos el primer larguero intermedio (71) hasta el larguero delantero redondeado (75) para permitir la acomodación del borde de ataque (61) sobre ellas;

15 - las áreas cajeadas (73a, 73b) están dispuestas en dichas áreas rebajadas (70a, 70b) en una posición retrasada con respecto al larguero delantero redondeado (75).

2. Estabilizador de aeronave (17) según la reivindicación 1, en el que el larguero delantero redondeado (75) tiene una forma curvada.

3. Aeronave (11) que comprende un estabilizador (15, 17) según cualquiera de las reivindicaciones 1-2.

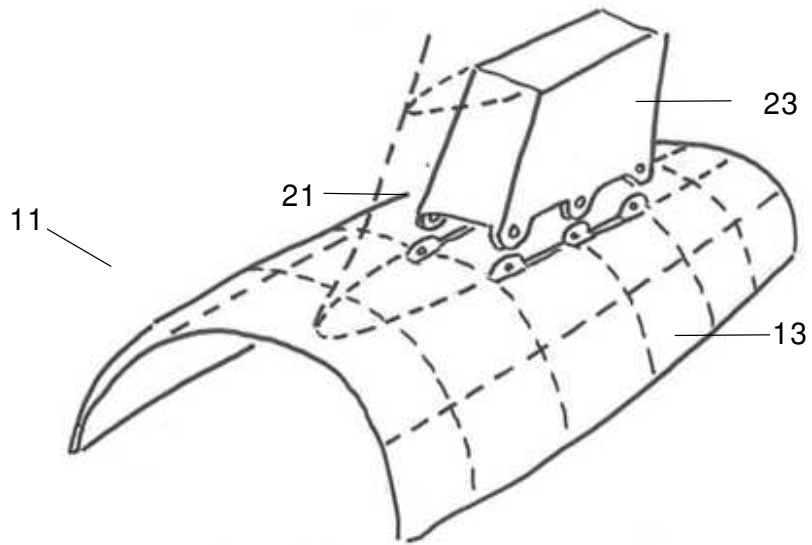


FIG. 1

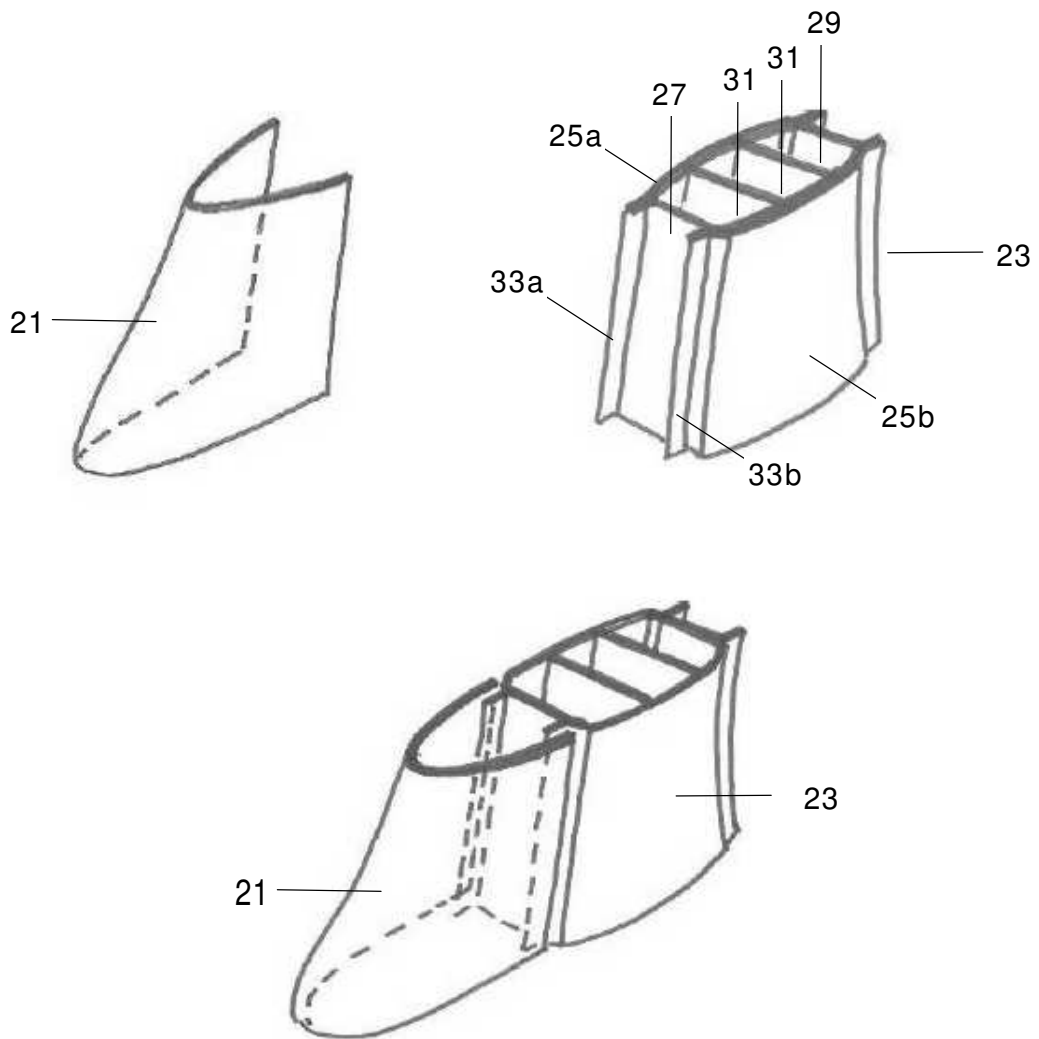


FIG. 2a

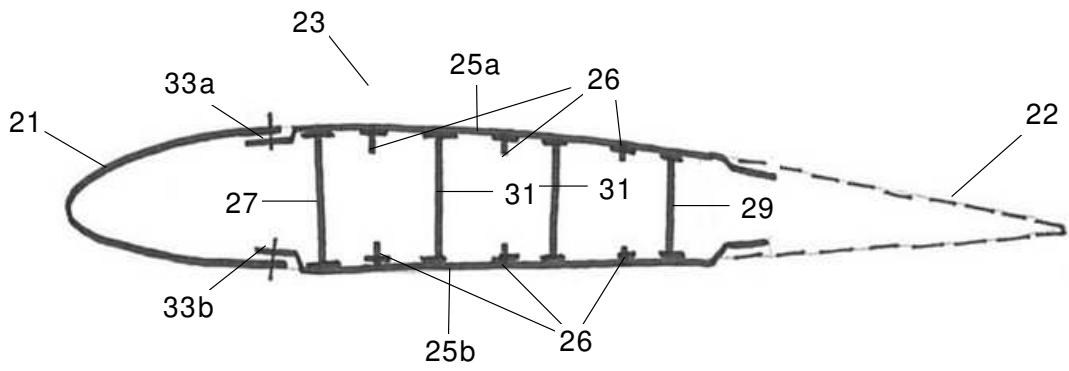


FIG. 2b

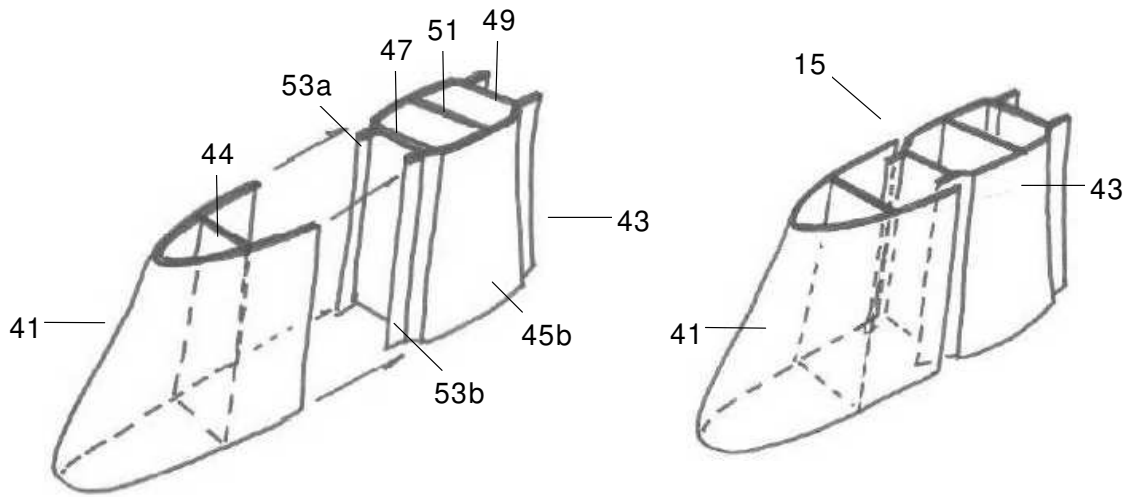


FIG. 3a

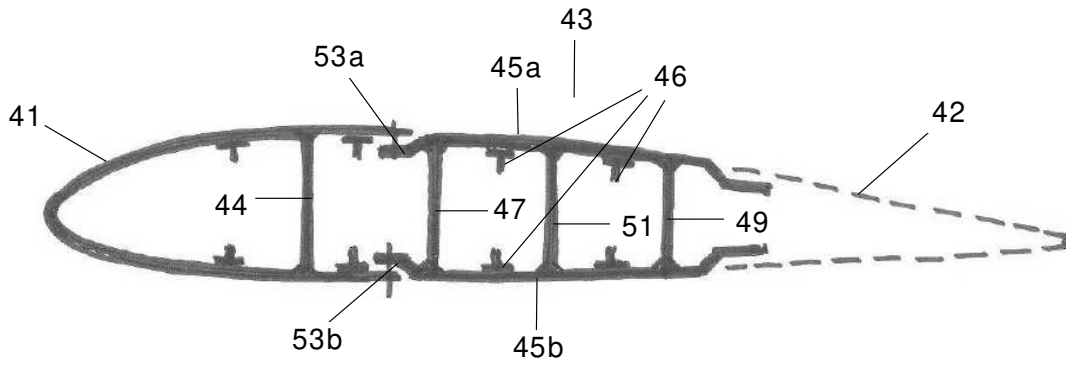


FIG. 3b

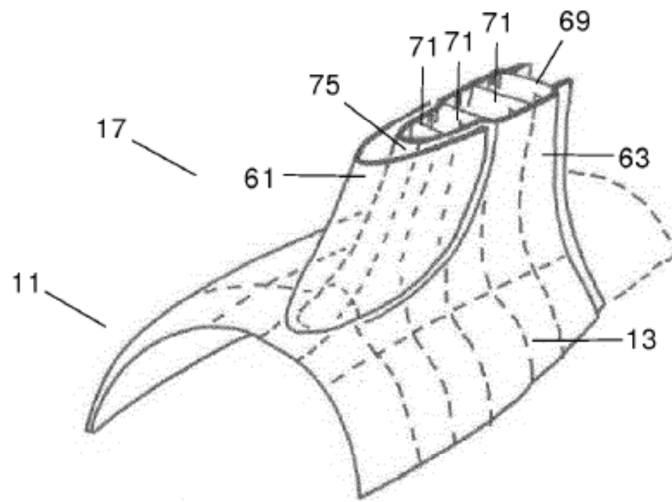
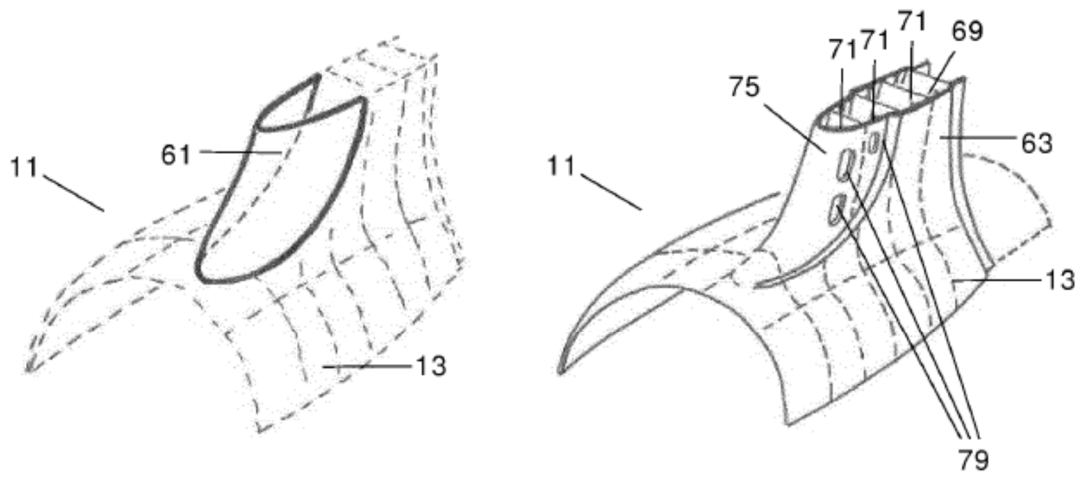


FIG. 4a

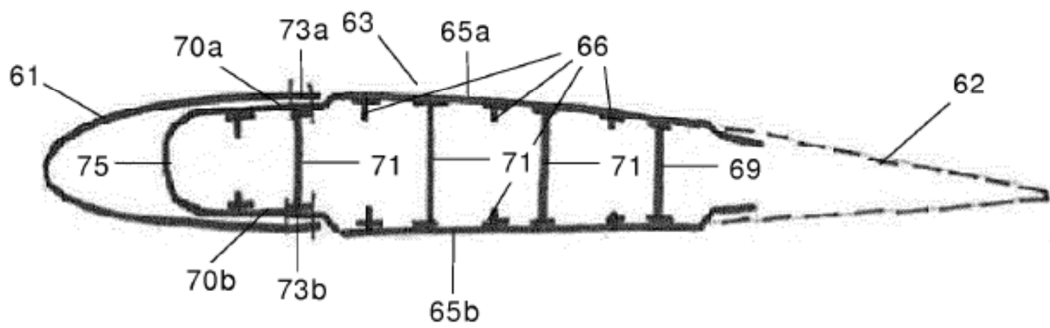


FIG. 4b