(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 405 155**

(21) Número de solicitud: 201131711

(51) Int. CI.:

B64C 1/06 (2006.01)

(12) SOLICITUD DE PATENTE A2

(22) Fecha de presentación:

24.10.2011

(43) Fecha de publicación de la solicitud:

30.05.2013

(71) Solicitantes:

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

(72) Inventor/es:

HONORATO RUIZ, Francisco Javier;
PINA LÓPEZ, José María;
NOGUEROLES VIÑES, Pedro;
PÉREZ PASTOR, Augusto;
BAUTISTA DE LA LLAVE, César;
CEBOLLA GARROFE, Pablo;
ARANA HIDALGO, Alberto;
GARCÍA GARCÍA, Aquilino;
GALIANA BLANCO, Jorge Juan;
ANETA GLOWACZ, Ewa;
FERNÁNDEZ ALONSO, Alejandro;
GARCÍA SACRISTÁN, Ángel y
FRÍAS FUENTES, Carolina Elena

(74) Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

(54) Título: **ZONAS DE TERMINACIÓN DE LARGUERILLOS OPTIMIZADAS EN COMPONENTES DE AERONAVES**

(57) Resumen:

Zonas de terminación de larguerillos optimizadas en componentes de aeronaves. Están dispuestas en un panel (11) de un material compuesto formado por un revestimiento (13) y al menos un larguerillo (15) de refuerzo configurado por un alma (17) y un pie (19) unido a dicho revestimiento (13); teniendo el larguerillo (15) una zona de terminación dentro de dicho panel sometida a un alto nivel de carga; teniendo el larguerillo (15) un alma (17) de altura decreciente en dicha zona de terminación y un pie (19) con una primera sección (31) de ancho variable desde un valor inicial W1 a un valor final W2 y una segunda sección (33) con una anchura W2 en dicha zona de terminación; teniendo el pie (19) y el alma (17) de dicho larguerillo (15) un espesor decreciente en dicha zona de terminación para mejorar la transferencia de carga desde el larguerillo (15) al revestimiento (13).

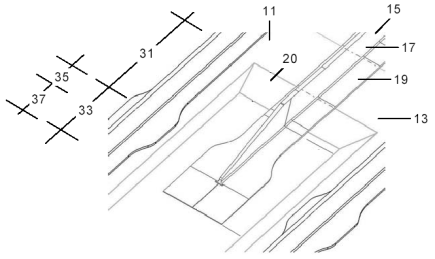

FIG. 3a

ES 2 405 155 A2

DESCRIPCIÓN

ZONAS DE TERMINACIÓN DE LARGUERILLOS OPTIMIZADAS EN COMPONENTES DE AERONAVES

CAMPO DE LA INVENCIÓN

La presente invención se refiere a componentes de aeronaves y más en particular a zonas de terminación de larguerillos altamente cargadas en piezas de material compuesto rigidizadas con larguerillos tales como los cajones de torsión de superficies sustentadoras de aeronaves.

ANTECEDENTES DE LA INVENCIÓN

La estructura principal de las superficies sustentadoras de una aeronave está constituida por un borde de ataque, un cajón de torsión, un borde de salida, una raíz de unión y una punta. El cajón de torsión está constituido por varios elementos estructurales: revestimientos superior e inferior rigidizados por larguerillos por un lado, largueros y costillas por otro lado. Los elementos estructurales que forman un cajón de torsión se fabrican, típicamente, por separado y se unen con la ayuda de un utillaje complicado para alcanzar las tolerancias requeridas que vienen dadas por los requerimientos aerodinámicos, estructurales y de ensamblaje.

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. Por ejemplo, todos los elementos constituyentes de los cajones de torsión anteriormente citados (costillas, larguerillos, largueros y revestimientos) pueden ser fabricados usando CFRP.

Los revestimientos que forman parte de los cajones de torsión están reforzados mediante larguerillos longitudinales en sentido de la envergadura que mejoran tanto la resistencia como el comportamiento a pandeo de los revestimientos, teniendo diferentes secciones transversales tales como secciones transversales con forma de “T”, “I” o “J”. La altura completa del

larguerillo favorece la estabilidad del panel gracias a la mayor inercia del elemento rigidizador.

Típicamente los larguerillos están dispuestos paralelamente entre ellos formando un cierto ángulo tanto con el larguero frontal como con el larguero posterior. Esta configuración permite orientar los larguerillos en la dirección principal de carga, así como incrementar su número en la zona de mayor responsabilidad estructural.

Esta configuración de larguerillos en paralelo, junto con el hecho de que ambos largueros no son paralelos entre sí provoca que cuando los larguerillos se acercan a un larguero son interrumpidos por la presencia de dicho larguero.

El fin de un larguerillo, bien por encontrarse con el larguero frontal o bien por cualquier otra razón, causa una redistribución de las cargas soportadas por el larguerillo y el revestimiento antes de su terminación en el panel del revestimiento (no rigidizado) posterior a su terminación. Esto tiene dos efectos principales:

- Mientras que la flexión hacia arriba o hacia abajo del revestimiento rigidizado produce casos de tensión y compresión, este cambio discreto en la disposición estructural del revestimiento en la terminación del larguerillo (“run-out”) causa un momento en la terminación del larguerillo que tiende a pelar la línea de unión entre el larguerillo y el revestimiento.

- Al mismo tiempo, la redistribución de la carga tiene que tener lugar a través de la línea de unión para pasar la carga llevada por el larguerillo al revestimiento posterior a la terminación del larguerillo. En caso de altos niveles de carga (como los experimentados en un ala) esto ocasiona que la resistencia de la línea de unión resulta comprometida.

Las uniones co-pegadas entre revestimientos y larguerillos en las cubiertas de los cajones laterales de torsión de las alas de aeronaves que soportan cientos de toneladas en el caso de cargas elevadas están cerca de su máxima capacidad estructural en determinadas áreas críticas, como en el caso de las zonas de terminación de larguerillos de las cubiertas de las alas. Estas uniones co-pegadas pueden romperse justo al final del pie del larguerillo debido a las altas cargas de pelado causadas por dos efectos principales: el primero es

la eliminación del alma del larguerillo que provoca la aparición de esfuerzos de pelado al final del larguerillo con un pico de carga en el lugar donde el alma se elimina por completo; y el segundo es debido a la finalización del pie del larguerillo que causa un pico de carga de cortadura en el lugar donde termina el pie del larguerillo. En una configuración típica de terminación de larguerillo, el final tanto del pie como del alma del larguerillo se produce en el mismo lugar y dichos picos de carga se superponen penalizando la fiabilidad estructural de la unión.

Un enfoque conocido para resolver estos problemas en, particularmente, alas de aeronaves es remachar placas metálicas al final del larguerillo para ayudar a soportar dichos picos de carga lo que implica un aumento de peso, la necesidad de realizar una operación de montaje de las placas metálicas y por lo tanto un aumento del coste de todo el cajón de torsión del ala.

Otras propuestas conocidas para zonas de terminación de larguerillos como las descritas en US 7,682,682, WO 2011/086222 y WO 2008/132498 no proporcionan una solución optimizada a los problemas de transferencia de carga planteados por zonas de terminación de larguerillos altamente cargados en piezas de material compuesto rigidizadas con larguerillos.

Esta invención se centra en la solución de dichos inconvenientes.

SUMARIO DE LA INVENCIÓN

Es un objeto de la presente invención proporcionar una disposición de una zona de terminación de larguerillo capaz de transferir las cargas al revestimiento evitando riesgos de pelado y desunión para un componente de aeronave que tiene zonas de terminación de larguerillos sometidas a altas cargas.

Es otro objeto de la presente invención proporcionar una disposición de una zona de terminación de larguerillo capaz reducir localmente la carga que lleva el larguerillo de una manera suave para un componente de aeronave que tiene zonas de terminación de larguerillos sometidas a altas cargas.

Estos y otros objetos se consiguen con un componente de aeronave que comprende al menos un panel de un material compuesto formado por un revestimiento y al menos un larguerillo de refuerzo configurado por un alma y un pie unido a dicho revestimiento; teniendo el larguerillo una zona de terminación dentro de dicho panel sometida a un alto nivel de carga; teniendo el larguerillo un alma de altura decreciente en dicha zona de terminación y un pie con una primera sección de ancho variable desde un valor inicial W1 a un valor final W2 y una segunda sección con una anchura W2 en dicha zona de terminación; teniendo el pie y el alma de dicho larguerillo un espesor decreciente (estando comprendido el decremento, preferentemente, entre, respectivamente, el 60-80% y el 50-70%) en dicha zona de terminación para mejorar la transferencia de carga desde el larguerillo al revestimiento.

En realizaciones de la invención, dicho revestimiento tiene un espesor incrementado en dicha zona de terminación y dicha segunda sección del larguerillo comprende una primera sub-sección en la que termina el alma del larguerillo y una segunda sub-sección sin alma del larguerillo. De esta manera se logra una disposición optimizada de la zona de terminación utilizando exclusivamente materiales compuestos que puede ser utilizada para finalizar larguerillos altamente cargados como los que se encuentran en las cubiertas de los cajones laterales de torsión de las alas de aeronaves que pueden ser sometidos a cargas de cientos de toneladas en el caso de solicitaciones elevadas.

En realizaciones de la invención en las que el revestimiento tiene un espesor incrementado en dicha zona de terminación, el componente de aeronave también comprende una costilla con una zona de intersección con dicho larguerillo en dicha zona de terminación y las zonas de unión entre dicha costilla y dicho larguerillo están colocadas en dicha primera sub-sección. De esta manera se logra una disposición optimizada de la zona de terminación que aprovecha la anchura incrementada del pie en dicha sub-sección.

En realizaciones de la invención en las que el revestimiento tiene un espesor incrementado en dicha zona de terminación, algunas variables de la disposición de la zona de terminación tales como la pendiente de la disminución

del espesor del pie del larguerillo, el comienzo de la disminución del espesor del pie del larguerillo, la variación de la anchura del pie del larguerillo o la variación de la altura del alma del larguerillo pueden tener diferentes valores dentro de unos rangos predeterminados para satisfacer requerimientos particulares.

En realizaciones de la invención, el alma del larguerillo termina al final de la zona de terminación y dicho revestimiento tiene un espesor incrementado en dicha zona de terminación. De esta manera se logra una disposición optimizada de la zona de terminación utilizando exclusivamente materiales compuestos que puede ser utilizada para finalizar larguerillos altamente cargados pero a un nivel menor que el de las cargas antes mencionadas de cientos de toneladas.

En realizaciones de la invención en las que el alma del larguerillo termina al final de la zona de terminación, el componente de aeronave también comprende una costilla con una zona de intersección con dicho larguerillo en dicha zona de terminación y las zonas de unión entre dicha costilla y dicho larguerillo están colocadas en la segunda sección. De esta manera se logra una disposición optimizada de la zona de terminación que aprovecha la anchura incrementada del pie en la segunda sección.

En realizaciones de la invención, el revestimiento no tiene un espesor incrementado en dicha zona de terminación y dicha segunda sección del larguerillo comprende una primera sub-sección en la que termina el alma del larguerillo y una segunda sub-sección sin alma de larguerillo. De esta manera se logra una disposición optimizada de la zona de terminación utilizando exclusivamente materiales compuestos que puede ser utilizada para finalizar larguerillos altamente cargados pero a un nivel menor que el de las cargas antes mencionadas de cientos de toneladas.

Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la descripción detallada que sigue de realizaciones ilustrativas de su objeto en relación con las figuras que se acompañan.

DESCRIPCIÓN DE LAS FIGURAS

La Figura 1 muestra la configuración estructural típica de un cajón de torsión salvo el revestimiento interior que ha sido eliminado para mejorar la visibilidad del interior.

La Figura 2 muestra una porción de un revestimiento de un cajón de torsión en el que varios larguerillos terminan cerca del larguero frontal.

Las Figuras 3a, 3b y 3c son vistas en perspectiva, en planta y en sección transversal de una disposición de la zona de terminación de un larguerillo según una primera realización de la presente invención.

La Figura 4 es una vista en planta de una disposición de la zona de terminación de un larguerillo según otra realización de la presente invención.

La Figura 5 es una vista en planta de una disposición de la zona de terminación de un larguerillo según otra realización de la presente invención.

Las Figuras 6a y 6b son vistas en sección transversal de disposiciones de la zona de terminación de un larguerillo según otras realizaciones de la presente invención.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCIÓN

La Figura 1 muestra un cajón de torsión típico de una superficie sustentadora de una aeronave formado por un revestimiento superior (no mostrado para facilitar la identificación de las distintas partes), un revestimiento inferior 13 reforzado con larguerillos longitudinales 15, un larguero frontal 27, un larguero trasero 28 y costillas 21.

La Figura 2 muestra una porción de un revestimiento 13 rigidizado con larguerillos 15 en forma de T con algunos de ellos terminando cerca del larguero frontal 27.

Las Figuras 3a, 3b y 3c muestran una disposición de la zona de terminación de un larguerillo según la primera realización de la presente invención. Su principal objetivo es reducir localmente la carga llevada por el larguerillo 15 de una manera muy suave para reducir lo más posible los picos de carga que aparecen justo al final del larguerillo 15.

El larguerillo 15 es un larguerillo con forma de T que termina en un panel 11 con un alma 17 y un pie 19 que se extiende en ambos lados del alma 17. En su zona de terminación, el larguerillo 15 tiene una primera sección 31, en la que el ancho del pie 19 del larguerillo mantiene su valor normal W1 (es decir, el valor fuera de la zona de terminación) en un primer tramo y cambia a un mayor valor W2 en un segundo tramo con una pendiente angular de α y una segunda sección 33 en la que el pie 19 del larguerillo tiene una anchura constante W2. El alma 17 del larguerillo tiene una altura decreciente en la zona de terminación a una pendiente constante de β grados (por ejemplo 18º).

En el marco de esta invención, una zona de terminación de larguerillo debe entenderse como una zona del panel 11 donde termina un larguerillo 15 que tiene al menos alguna característica diferencial con respecto al resto del panel 11.

La invención es aplicable también a cualquier otro larguerillo cuya configuración incluya un alma y un pie.

Las principales características de dicha disposición son las siguientes:

- Un incremento local del espesor del revestimiento 13 en la zona de terminación del larguerillo que se muestra como la zona 20 del panel en las Figuras 3a y 3b. En la zona 20 del panel el espesor del revestimiento cambia de un valor A1 al principio de la zona de terminación del larguerillo a un valor A2 después de una zona de transición 12, estando comprendido el incremento en el rango 10%-25%. Este incremento local se puede hacer mediante la introducción de telas con orientación 0º con el fin de soportar la carga transferida por el larguerillo 15 y mediante el uso de grandes rampas para permitir una transmisión de carga entre el larguerillo 15 y el revestimiento 13 tan suave como sea posible. La extensión de la zona de panel 20 está determinada por los elementos vecinos, como larguerillos y largueros, y por el espacio requerido para ubicar no sólo las rampas utilizadas para introducir dichas telas, sino también para dejar las holguras requeridas por el proceso de fabricación y el utillaje.

- La sección segunda 33 del larguerillo comprende una primera sub-sección 35 en la que termina el alma 17 del larguerillo y una segunda sub-sección 37 sin alma en el larguerillo. Si el alma 17 y el pie 19 del larguerillo terminasen en el mismo lugar, los picos de carga asociados de pelado y de cortadura se superpondrían, causando un gran pico de carga al final del larguerillo 15 que puede iniciar la ruptura de la línea de co-pegado porque la carga final es mayor que la permitida por el adhesivo. Si el alma 17 del larguerillo y el pie 19 del larguerillo 15 terminan en lugares diferentes se evita la superposición de los picos de pelado y de cortadura. Particularmente, el pie 19 del larguerillo se extiende después de la eliminación del alma 17 del larguerillo 17 en una longitud suficientemente grande como para instalar dos filas de remaches anti-pelado.

- El pie 19 y el alma 17 del larguerillo 15 tienen un espesor decreciente en la zona de terminación. Disminuyen, respectivamente, desde los valores B1, C1 a una distancia D1 desde el borde interior de la zona 20 del panel hasta los valores B2, C2, estando comprendida preferentemente la disminución del espesor del pie 19 en el rango 60%-80%, estando comprendida preferentemente la disminución del espesor del alma en el rango 50%-70% y estando comprendida preferentemente la distancia D1 en el rango 30-60mm. El espesor del pie disminuye preferentemente con una pendiente menor en dicha primera sección 31 y en dicha primera sub-sección 35 que en dicha segunda sub-sección 37. En ambas reducciones de espesor se usan rampas suaves para transferir la carga del larguerillo 15 al revestimiento 13 evitando cualquier pico o concentración de carga debido a una reducción brusca de la sección. En cuanto a la reducción del espesor del pie 19 del larguerillo, sólo se dejan al final del larguerillo 15 telas externas que tienen orientaciones de +/-45 º con el fin de evitar cualquier discontinuidad en la línea de co-pegado.

- Las zonas de unión 25 en la intersección con una costilla de intersección se colocarán en dicha primera sub-sección 35 de la segunda sección 33, teniendo preferentemente sus bordes exteriores a una distancia mínima D2, comprendida entre 10-20mm, del borde exterior de dicha primera sub-sección 35

El lugar donde el alma 17 del larguerillo 15 se elimina por completo se hace

corresponder con la ubicación del pie de la costilla con el fin de usarlo para apoyar el pico de carga de pelado que aparece cuando el alma 17 del larguerillo se elimina por completo. Por otro lado, la anchura incrementada W2 de dicha segunda sección 33 no sólo permite una buena interfaz con el pie de la costilla en términos de distancias mínimas al borde y holguras de montaje, sino que también contribuye a maximizar el área de co-pegado para distribuir los esfuerzos de cortadura que aparecen en el extremo del pie 19 del larguerillo y reducir el pico de carga de cortadura.

Esta primera realización está destinada a una zona de terminación de larguerillo que soporta cargas muy altas.

En el caso de cargas menores y de acuerdo con los análisis dimensionales de tensiones, algunas de las características mencionadas anteriormente, podrían no ser necesarias para reducir las cargas o para suavizar la transmisión de cargas. En este sentido, la invención también se refiere a las realizaciones que se describirán a continuación.

La Figura 4 muestra una disposición de la zona de terminación del larguerillo según otra realización de la presente invención que se diferencia de la primera realización en que la segunda sección 33 no cuenta con una sub-sección 37 sin alma 17 de larguerillo.

La Figura 5 muestra una disposición de la zona de terminación del larguerillo según otra realización de la presente invención que se diferencia de la primera realización en que el ancho del pie 19 del larguerillo cambia de forma lineal en un tramo con la mínima pendiente angular α' compatible con la geometría de la zona de terminación del larguerillo, preferiblemente menor de 8º, desde su valor normal W1 (es decir, el valor fuera de la zona de terminación) al valor incrementado W2' en dicha primera sección 31 y en el que el valor incrementado W2' es el máximo mayor valor compatible con la geometría de la zona de terminación del larguerillo, es decir, dejando una distancia lateral mínima D3 con los bordes internos de la zona 20 de panel con un espesor incrementado.

La Figura 6a muestra una disposición de la zona de terminación del larguerillo según otra realización de la presente invención que se diferencia de la

primera realización en que la altura del alma 17 del larguerillo comienza a disminuir de forma lineal muy cerca del comienzo de la zona de terminación de manera que la pendiente β sea muy baja, preferiblemente menor de 12º.

La Figura 6b muestra una disposición de la zona de terminación del larguerillo según otra realización de la presente invención que se diferencia de la primera realización en que la altura del alma 17 del larguerillo disminuye en dos tramos desde el comienzo de la zona de terminación.

En todas las realizaciones mencionadas anteriormente los límites de la zona de terminación del larguerillo están definidos por la zona 20 con un espesor incrementado en relación con el resto del revestimiento 13.

En otra realización de la invención (no mostrada) la disposición de la zona de terminación del larguerillo se diferencia de la primera realización en que no hay un aumento local del espesor del panel 11 en la zona de terminación. En este caso, es el comienzo de la disminución del espesor del pie 19 y del alma 17 de dicho larguerillo 15, el que define el comienzo de la zona de terminación.

Aunque la presente invención se ha descrito enteramente en conexión con realizaciones preferidas, es evidente que se pueden introducir aquellas modificaciones dentro de su alcance, no considerando éste como limitado por las anteriores realizaciones, sino por el contenido de las reivindicaciones siguientes.

REIVINDICACIONES

1.- Componente de aeronave que comprende al menos un panel (11) de un material compuesto formado por un revestimiento (13) y al menos un larguerillo (15) de refuerzo configurado por un alma (17) y un pie (19) unido a dicho revestimiento (13); teniendo el larguerillo (15) una zona de terminación dentro de dicho panel sometida a un alto nivel de carga; teniendo el larguerillo (15) un alma (17) de altura decreciente en dicha zona de terminación y un pie (19) con una primera sección (31) de ancho variable desde un valor inicial W1 a un valor final W2 y una segunda sección (33) con una anchura W2 en dicha zona de terminación; teniendo el pie (19) y el alma (17) de dicho larguerillo (15) un espesor decreciente en dicha zona de terminación para mejorar la transferencia de carga desde el larguerillo (15) al revestimiento (13).

2.- Componente de aeronave según la reivindicación 1, en el que:

- dicho revestimiento (13) tiene un espesor incrementado en dicha zona de terminación;

- dicha segunda sección (33) del larguerillo (15) comprende una primera sub-sección (35) en la que termina el alma (17) del larguerillo y una segunda sub-sección (37) sin alma (17) del larguerillo.

3.- Componente de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, en el que:

- el componente de aeronave también comprende una costilla con una zona de intersección con dicho larguerillo (15) en dicha zona de terminación;

- las zonas de unión (25) entre dicha costilla y dicho larguerillo (15) están colocadas en dicha primera sub-sección.

4.- Componente de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 2-3, en el que la pendiente de la disminución del espesor del pie (19) del larguerillo en dicha primera sección (31) y en dicha primera sub-sección (35) es menor que en dicha segunda sub-sección (37).

5.- Componente de aeronave según la reivindicación 4, en el que el decremento de espesor del pie (19) en dicha primera sección (31) comienza a una distancia D1 del borde interior de la zona 20 del panel con espesor incrementado comprendida entre 30-60 mm.

6.- Componente de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 2-5, en el que en dicha primera sección (31) la anchura del pie (19) del larguerillo se incrementa linealmente a la mínima pendiente (α') compatible con la geometría del componente.

7.- Componente de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 2-6, en el que la altura del alma (17) del larguerillo decrece linealmente en dicha primera sección (31) y en dicha primera sub-sección (35).

8.- Componente de aeronave según la reivindicación 7, en el que la altura del alma (17) del larguerillo disminuye a la mínima pendiente (β') posible en la zona de terminación.

9.- Componente de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 2-6, en el que el alma (17) de larguerillo decrece en uno o más tramos en la zona de terminación.

10.- Componente de aeronave según la reivindicación 1, en el que el alma (17) del larguerillo termina al final de la zona de terminación y dicho revestimiento (13) tiene un espesor incrementado en dicha zona de terminación.

11.- Componente de aeronave según la reivindicación 10, en el que:

- el componente de aeronave también comprende una costilla con una zona de intersección con dicho larguerillo (15) en dicha zona de terminación;
- las zonas de unión (25) entre dicha costilla y dicho larguerillo (15) están colocadas en la segunda sección (33) de dicha zona de terminación.

12.- Componente de aeronave según la reivindicación 1, en el que dicha segunda sección (33) del larguerillo (15) comprende una primera sub-sección (35) en la que termina el alma (17) del larguerillo y una segunda sub-sección (37) sin alma (17) de larguerillo.

13.- Componente de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-12, en el que el decremento del espesor del alma (17) del larguerillo en la zona de terminación está comprendido entre el 50-70%.

14.- Componente de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-13, en el que el decremento del espesor del pie (19) del larguerillo en la zona de terminación está comprendido entre el 60-80%.

15.- Componente de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-14, en el que dicho componente de aeronave es un ala de aeronave.

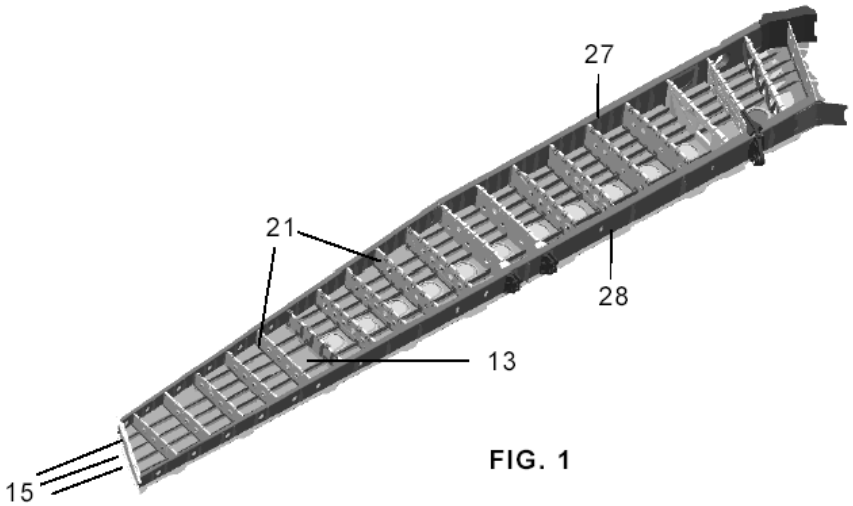

FIG. 1

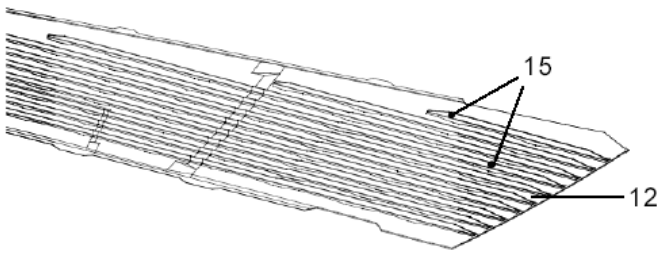

FIG. 2

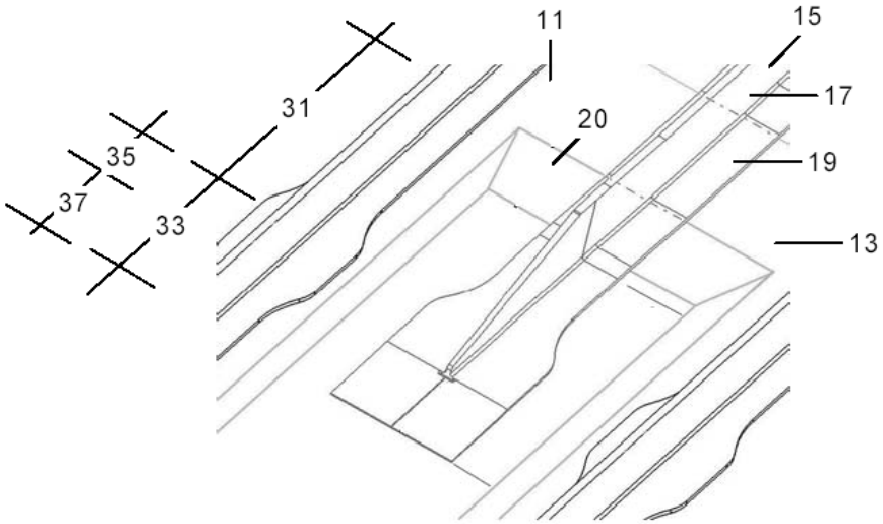

FIG. 3a

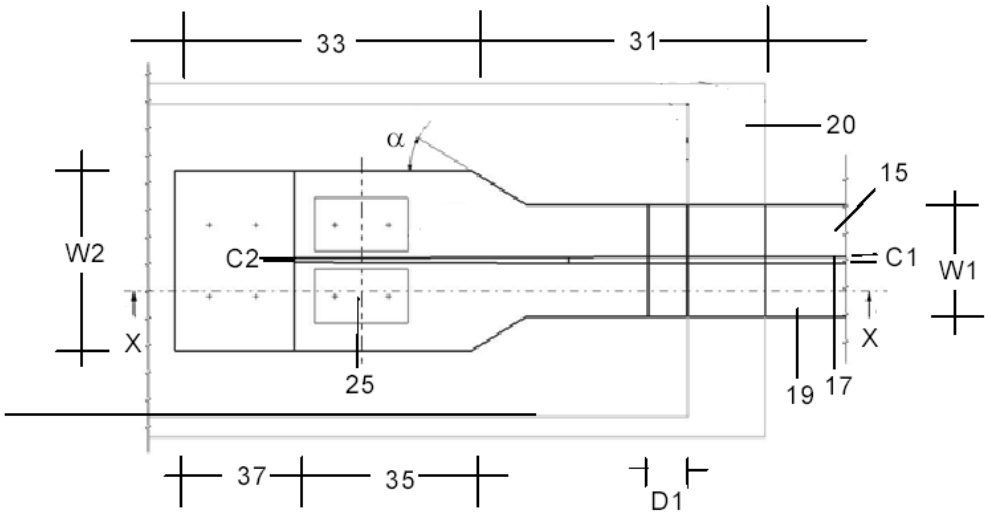

FIG. 3b

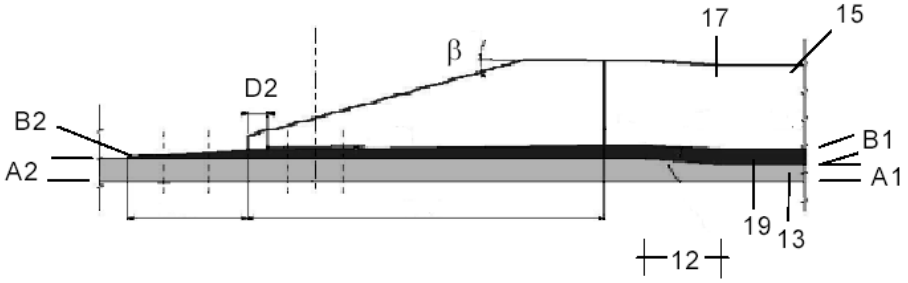

FIG. 3c

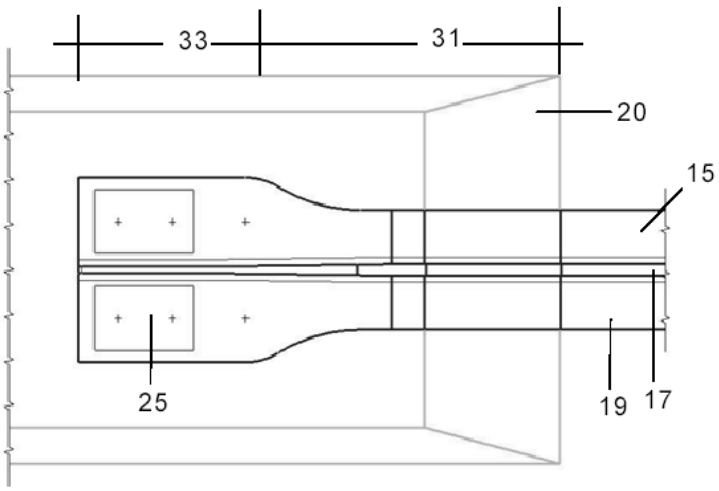

FIG. 4

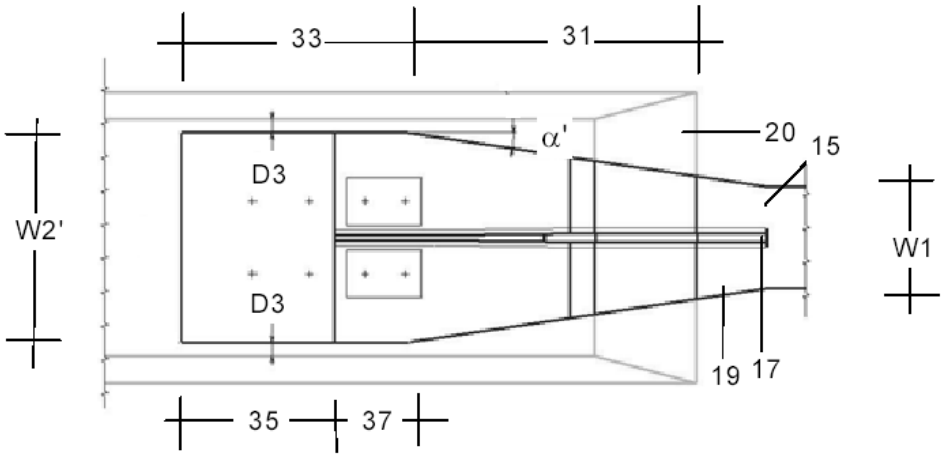

FIG. 5

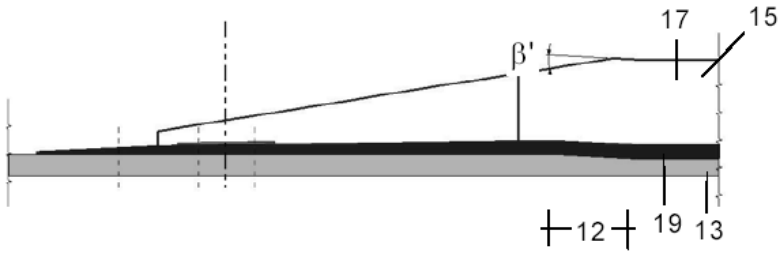

FIG. 6a

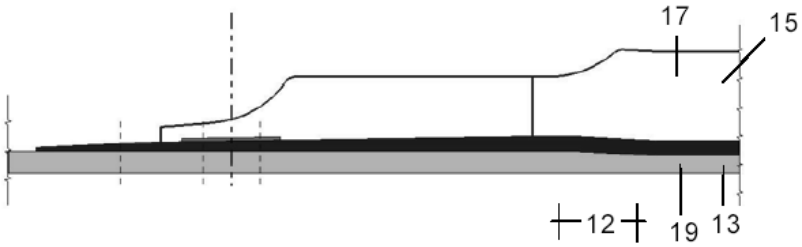

FIG. 6b