

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 680 443**

51 Int. Cl.:

B64C 1/10 (2006.01)

B64C 1/16 (2006.01)

B64C 1/26 (2006.01)

B64C 3/18 (2006.01)

B64C 5/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.12.2014** **E 14382588 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **11.04.2018** **EP 3040266**

54 Título: **Sección trasera de una aeronave**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
07.09.2018

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS S.L. (100.0%)
Avda. John Lennon, s/n
28902 Getafe, Madrid, ES

72 Inventor/es:

MARTINO GONZÁLEZ, ESTEBAN;
FOLCH CORTÉS, DIEGO;
GOYA ABAURREA, PABLO y
LINARES MENDOZA, SANDRA

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 680 443 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

Sección trasera de una aeronave

Campo de la invención

5 La presente invención se refiere a una sección trasera que comprende un mamparo de presión de una aeronave. Dicha sección trasera también está relacionada con las superficies sustentadoras situadas a ambos lados del fuselaje. Con el propósito de simplificar la siguiente descripción, el término "superficie sustentadora" se utiliza para describir no sólo las alas, sino también superficies estabilizadoras y/o superficies de soporte, tales como estabilizadores horizontales o pilones para soportar los motores de la aeronave.

Antecedentes de la invención

10 Una estructura de la cola que se une a una sección del fuselaje de una aeronave incluye un fuselaje, las superficies sustentadoras situadas a ambos lados del fuselaje, tales como alas o pilones para soportar los motores de la aeronave u otras estructuras soporte y un mamparo para un sellado estanco a la presión de la sección de fuselaje.

15 El mamparo de presión trasero (RPB) es el elemento que cierra la zona presurizada del avión por su propia espalda. Separa la parte presurizada del fuselaje que constituye la cabina que aloja a los pasajeros y el cono trasero no presurizado donde se localizan el empenaje, otras superficies y sistemas sustentadores.

20 En soluciones curvas RPB convencionales, este elemento tiene una forma cóncava desde el lado de la zona presurizada y sustancialmente hemisférica, a fin de proporcionar un uso óptimo del material del mamparo, que actúa como membrana, para absorber la carga debido a la diferencia de presión positiva dentro de la cabina. Esta configuración del mamparo requiere larguerillos adicionales y otros refuerzos para soportar la piel y las cargas en el caso de presión inversa, cuando hay diferencia de presión negativa en la cabina para la que la forma cóncava no es eficaz. También se añaden refuerzos adicionales en los cortes necesarios para permitir el paso de tuberías de sistemas y puertas de acceso. Estos elementos de refuerzo constituyen una penalización importante en peso en el mamparo curvo de presión trasero.

25 En soluciones RPB planas, la estructura no está optimizada para soportar cargas de presión de cabina positivas ya que no es capaz de trabajar como membrana, pero esta solución incluye ya los larguerillos y elementos de refuerzo que son eficaces tanto para casos de cargas de presión positivas y negativas. También estos refuerzos en mamparo plano son eficaces para integrar tuberías del sistema y puertas de acceso. Esto hace que la solución de mamparo plano sea todavía competitiva en comparación con la curva, dependiendo de la importancia de estos requisitos adicionales.

30 Convencionalmente, el mamparo de presión separa una sección anterior de otra sección de fuselaje delantera, las secciones correspondientes a las áreas presurizadas y no presurizadas de la aeronave, respectivamente. Con esta configuración, principalmente la estructura del conjunto del mamparo debe ser capaz, además de absorber cargas de presión, de mantener la forma del fuselaje y proporcionar una resistencia adecuada para el acoplamiento entre las secciones delantera y trasera del fuselaje de rigidización transversal de modo que refuerce transversalmente el fuselaje.

35 Por esta razón, la estructura de mamparo de presión curvo conocido incorpora un marco y empalmes siguiendo el contorno del fuselaje e intercostales. Estos marco e intercostales también resisten las reacciones de membrana que el mamparo curvado transmite a la estructura cilíndrica del fuselaje, cuando se aplica presión. En el mamparo plano, no hay cargas de membrana por lo que los intercostales no son obligatorios y el marco puede ser reemplazado por un perfil en forma de T, eliminando la penalización en peso y la complejidad del montaje de estos elementos.

40 Los fuselajes conocidos comprenden una pluralidad de marcos, largueros y vigas, que actúan como elementos de refuerzo de la piel de la aeronave. Con el fin de integrar las superficies sustentadoras con las estructuras del fuselaje, se realizan generalmente discontinuidades en la piel del fuselaje, para permitir el paso y la continuidad de las estructuras soporte de dichas superficies sustentadoras.

Las superficies sustentadoras pueden dividirse en dos o tres partes independientes o pueden ser continuas. Cuando se dividen comprenden un cajón central situado en el interior del fuselaje y dos cajones laterales situados a ambos lados del fuselaje o, como alternativa, las superficies de sustentación se pueden dividir en dos cajones laterales unidos

5 en el eje de simetría de la aeronave. Los cajones estructurales comprenden al menos un larguero delantero y un larguero trasero que se extiende en la dirección longitudinal del cajón de torsión, pieles superiores e inferiores y costillas que se extienden en la dirección transversal del cajón estructural.

10 En cuanto a los pilones, una configuración primera conocida puede incluir un pilón que se extiende entre los dos motores y situado en una posición centrada de la altura de la parte cilíndrica del fuselaje. La parte central del pilón se introduce en el fuselaje, por lo tanto, dicha configuración implica una discontinuidad o, al menos, un corte en la piel del fuselaje.

En las configuraciones conocidas, las superficies sustentadoras están claramente separadas de mamparo de presión trasero, o lo que es lo mismo, están localizadas en diferentes secciones en el eje longitudinal de la aeronave.

15 El documento US2010/032519 describe un estabilizador horizontal que tiene un larguero frontal y un larguero trasero, y una estructura de unión que atraviesa el fuselaje, estando dicha estructura de unión montada a través de una bisagra y un actuador entre cuadernas sólidas o estancas del fuselaje.

Descripción de la invención

Como se indicó anteriormente, la sección trasera de aeronave objeto de la invención, tal y como está definida por las reivindicaciones, comprende:

20 - Un mamparo de presión, y

- Una superficie sustentadora situada a ambos lados del fuselaje de la aeronave, dicha superficie sustentadora comprende largueros que se extienden en la dirección longitudinal de la superficie sustentadora.

La estructura trasera se caracteriza en que el mamparo de presión está alineado con uno de los largueros de la superficie sustentadora.

25 El objetivo principal de la invención es proporcionar una estructura más integrada que tenga un peso más ligero que el mamparo de presión que puede cumplir varias funciones lo que también aumenta la flexibilidad de diseño. La integración del mamparo de presión trasero con la superficie sustentadora permite utilizar dicha superficie de elevación como un refuerzo para el mamparo.

30 Dicha configuración se puede aplicar a todas las posiciones de las superficies sustentadoras con respecto al fuselaje, tal como una posición inferior, superior o intermedia.

Algunas de las ventajas adicionales de la invención son las siguientes:

- El peso del fuselaje trasero y el tamaño de la sección trasera podrían reducirse si la superficie sustentadora se lleva hacia delante a la posición ocupada por el mamparo en el estado de la técnica.

35 - La capacidad de la cabina de pasajeros podría aumentar si el mamparo de presión trasero se mueve hacia atrás hasta la posición de la superficie sustentadora.

- Podrían disponerse otras posiciones diferentes de las posiciones conocidas en el estado de la técnica del mamparo y la superficie de sustentación.

- Tanto la estructura de la superficie sustentadora como del mamparo se refuerzan mutuamente.

5 - Otros elementos pueden integrarse, tal como una viga de suelo o incluso una puerta, estos elementos actúan como refuerzos adicionales del mamparo.

- Se necesitan menos elementos de refuerzo del mamparo puesto que el larguero de la superficie sustentadora o incluso la viga del suelo actúan como elemento de refuerzo adicional.

La invención reivindicada es aplicable a mamparos de presión curvos, planos monolíticos y planos sándwich.

Descripción de las figuras

10 Para completar la descripción y con el fin de proporcionar una mejor comprensión de la invención, se proporciona un conjunto de dibujos. Dichos dibujos forman una parte integral de la descripción e ilustran realizaciones preferidas de la invención. Los dibujos comprenden las siguientes figuras.

La figura 1 muestra una configuración conocida de una sección trasera de una aeronave que comprende una superficie sustentadora y un mamparo de presión trasero.

15 La figura 2 muestra una representación esquemática de una vista en planta de un primer ejemplo de realización de la sección trasera objeto de la invención.

La Figura 3 muestra una vista en perspectiva de una sección transversal del fuselaje que divulga otro ejemplo de realización de la invención mostrada.

20 La figura 4 muestra una vista esquemática de una sección transversal a lo largo del eje longitudinal de la aeronave de otro ejemplo de realización de la invención.

La Figura 5 muestra una vista esquemática de una sección transversal a lo largo del eje longitudinal de la aeronave de otro ejemplo de realización de la invención.

Descripción detallada de la invención

25 La figura 1 muestra una estructura conocida en la que la superficie sustentadora se refiere a un pilón (2) para soportar los motores (3). La estructura mostrada comprende un mamparo de presión (1) y una superficie sustentadora, es decir, un pilón (2) que se extiende entre los motores (3). Los motores (3) están montados atrás y el avión tiene el mamparo de presión trasero (1) claramente separado de su estructura de soporte del motor o pilón (2).

30 Se debe apreciar que los conceptos descritos en este documento en relación con un pilón de la aeronave (2) también puede ser utilizados para otras superficies sustentadoras de aeronaves, tales como las alas, estabilizadores horizontales u otras estructuras. Por lo tanto, aunque la siguiente explicación también es extensiva a otras superficies sustentadoras que tienen cajones estructurales, las siguientes realizaciones se refieren a pilones (2) para soportar los motores (3) de una aeronave.

El pilón (2) podría ser una estructura continua pero sería preferible tener un pilón (2) estructurado con un cajón central y dos cajones laterales para facilitar la integración.

5 Las Figuras 2 y 3 muestran un primer ejemplo de realización de la invención, que muestra un mamparo de presión trasero (1) integrado con el pilón (2). Más específicamente, el marco (9) de la mampara (1) está alineado con el larguero frontal (4) del pilón (2). La Figura 3 muestra un mamparo curvado (1) alineado con el larguero frontal (4). El mamparo (1) también podría estar alineado con un larguero trasero (5) o intermedio (6). Esta solución podría requerir intercostales adicionales (10) que se extienden entre el marco (9) y el fuselaje para transmitir las cargas de membrana desde el mamparo (1) al fuselaje.

10 La alineación se puede lograr mediante la integración de todos los componentes, es decir, el mamparo (1) y el larguero de la superficie sustentadora en un elemento o, por el contrario, mediante la unión de estos componentes entre sí. Tiene que entenderse para esta aplicación que se llama estructura integrada a una estructura en la que todos sus componentes estructurales se fabrican en una solo paso. Además se mejora la transferencia de carga debido a dicha estructura integrada continua.

La figura 4 muestra otra ejemplo de realización de la invención en la que el mamparo de presión trasero (1) es un mamparo plano monolítico (1) que está alineado con el larguero frontal (4).

15 En este ejemplo de realización, el marco y el intercostal no son obligatorios ya que el mamparo plano es capaz de soportar las cargas de presión y mantener la forma y la fuerza del fuselaje. El marco puede reemplazarse por un perfil más ligero en forma de T (11) para unir el mamparo plano a la piel del fuselaje en los lugares donde el mamparo no está integrado con el larguero de las superficies sustentadoras, como es el caso en la parte inferior del fuselaje de un lateral de este ejemplo de realización. Estas simplificaciones reducen la complejidad de montaje y una penalización en peso.

20 En este ejemplo de realización, la viga del suelo (7) también está integrada en el mamparo (1). La ventaja de tener una viga de suelo integrada (7) es que refuerza el mamparo (1), mientras que también sirve como apoyo del suelo (8) de la aeronave. Esta viga (7) se puede fabricar directamente en una pieza con el mamparo (1) o unido al mamparo (1) por medio de remaches, pegado u otros medios de fijación. De esta manera las vigas (7) trabajan solidariamente con el resto del mamparo (1) para mantener la presión y también la viga (7) y el mamparo (1) proporciona soporte para la estructura del suelo (8).

30 La Figura 5 muestra un tercer ejemplo de realización de la invención en el que el mamparo de presión trasero (1) es un mamparo plano tipo sándwich (1), que también está alineado con el larguero frontal (4). En este caso la integración del suelo (8) es diferente ya que la viga del suelo (7) es más difícil que se una al panel sándwich del mamparo de presión trasero (1). En este ejemplo de realización, se prefiere separar la viga del suelo (7) del mamparo (1). El suelo (8) se sostiene sobre la estructura en voladizo (12) independiente del mamparo (1) y no apoyado en él.

Aunque los ejemplos de realización muestran pilones (2) que se encuentran en una posición superior con respecto a una sección del fuselaje, también son posibles los pilones (2) situados en una posición inferior.

REIVINDICACIONES

- 1.- Sección trasera de aeronave que comprende:
- un mamparo de presión trasero (1), y
 - una superficie sustentadora (2) situada a ambos lados del fuselaje de la aeronave, comprendiendo dicha superficie sustentadora un cajón estructural central y dos cajones estructurales laterales o dos cajones estructurales laterales unidos en el eje de simetría de la aeronave, los cajones estructurales comprendiendo al menos un larguero delantero (4) y un larguero trasero (5) que se extienden en la dirección longitudinal del cajón estructural, pieles superiores e inferiores y costillas que se extienden en la dirección transversal del cajón estructural, caracterizado por que el mamparo de presión (1) está alineado con uno de los largueros (4, 5, 6) de la superficie sustentadora de manera que están situados en la misma sección del eje longitudinal de la aeronave.
- 2.- Sección trasera de aeronave, según la reivindicación 1, en la que el mamparo de presión trasero (1) está integrado con la superficie sustentadora (2).
- 3.- Sección trasera de aeronave, según la reivindicación 1, en la que el mamparo de presión trasero (1) se une a la superficie sustentadora (2).
- 4.- Sección trasera de aeronave, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la superficie sustentadora (2) es una estructura continua.
- 5.- Sección trasera de aeronave, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que el mamparo de presión trasero (1) está alineado con el larguero frontal (4) o con el larguero trasero (5) o con un larguero intermedio (6) de la superficie sustentadora (2).
- 6.- Sección trasera de aeronave, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que el mamparo de presión trasero (1) es curvo.
- 7.- Sección trasera de aeronave, según la reivindicación 6, en la que el mamparo curvado (1) comprende un marco (9) alineado con el larguero (4, 5, 6) de la superficie sustentadora (2).
- 8.- Sección trasera de aeronave, según la reivindicación 7, en la que el mamparo curvado (1) comprende intercostales (10) que se extienden entre el marco (9) y el fuselaje.
- 9.- Sección trasera de aeronave, según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en la que el mamparo de presión trasero (1) es plano monolítico.
- 10.- Sección trasera de aeronave, según la reivindicación 9, en la que el mamparo monolítico plano (1) comprende un perfil en forma de T (11) para la unión al fuselaje.
- 11.- Sección trasera de aeronave, según la reivindicación 9 o 10, en la que comprende una viga de suelo (7) para soportar el suelo (8) integrada en el mamparo monolítico plano (1).
- 12.- Sección trasera de aeronave, según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en la que el mamparo de presión trasero (1) es sándwich monolítico.
- 13.- Sección trasera de aeronave, según la reivindicación 12, en la que el suelo (8) de la aeronave está sostenido por una estructura en voladizo (12) independiente del mamparo (1) y no apoyado en él.

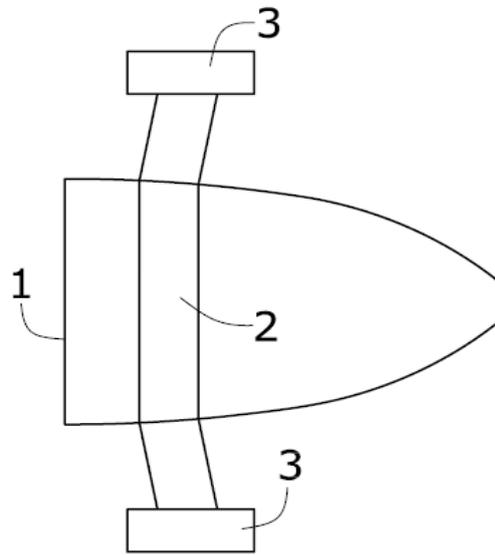


FIG. 1

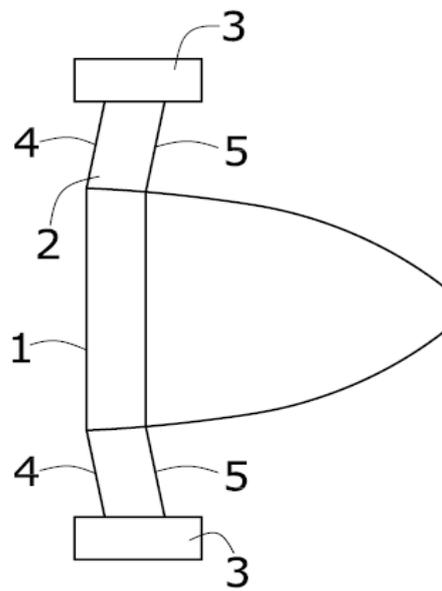


FIG. 2

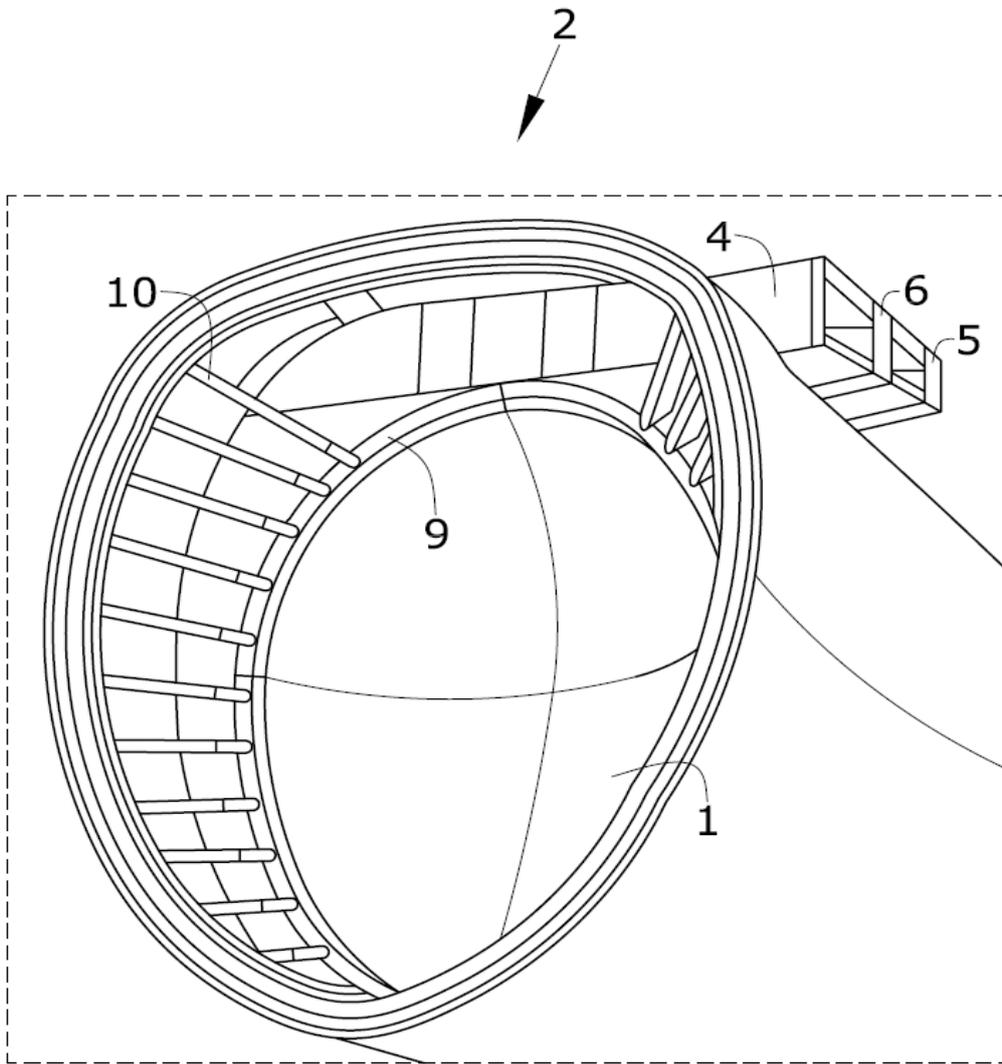


FIG.3

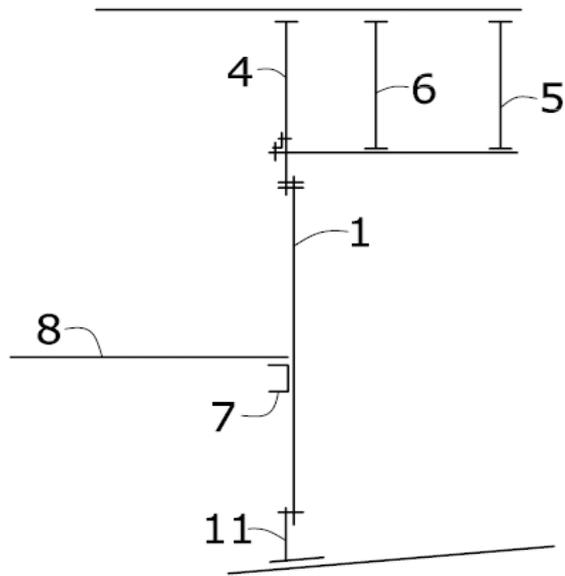


FIG. 4

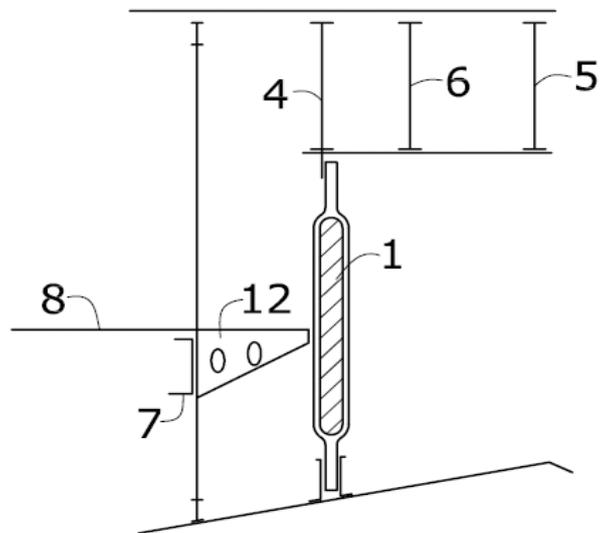


FIG. 5