

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 672 528**

51 Int. Cl.:

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 1/16 (2006.01)

B64C 1/26 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.11.2014 E 14382475 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.03.2018 EP 3025954**

54 Título: **Sección de fuselaje de aeronave**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
14.06.2018

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS S.L. (50.0%)
Avda. John Lennon s/n
Getafe, 28906 Madrid, ES y
AIRBUS OPERATIONS (SAS) (50.0%)

72 Inventor/es:

MARTINO GONZÁLEZ, ESTEBAN;
FOLCH CORTÉS, DIEGO;
GOYA ABAURREA, PABLO;
PASCUAL FUERTES, ÁNGEL;
LIÑARES MENDOZA, SANDRA;
GILLEMAUT, JULIEN;
BOUCHET, ERIC;
COLMAGRO, JÉRÔME y
BLANC, JONATHAN

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 672 528 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 de fuselaje de aeronave

Campo de la invención

5 La presente invención se refiere a una sección de un fuselaje de una aeronave que comprende al menos dos cuadernas. Dichas cuadernas están relacionadas tanto con la estructura del fuselaje y a las superficies sustentadoras situadas a ambos lados del fuselaje. Para el propósito de simplificar la siguiente descripción, el término "superficie sustentadora" se utiliza para describir no sólo las alas, sino también estabilizadores y/o superficies de soporte, tales como estabilizadores horizontales o pilones para soportar los motores de la aeronave.

Antecedentes de la invención

10 Las estructuras de aeronaves conocidas comprenden un fuselaje y unas superficies sustentadoras situadas a ambos lados del fuselaje, tales como alas o pilones para soportar los motores de la aeronave u otras estructuras soporte.

Los fuselajes conocidos comprenden una pluralidad de cuadernas, larguerillos y vigas, que actúan como elementos de refuerzo del revestimiento de la aeronave. Con el fin de integrar las superficies sustentadoras con la estructura del fuselaje, generalmente se realiza una abertura en el revestimiento del fuselaje, que a menudo implica una interrupción en la estructura de algunas de las cuadernas de dicho fuselaje.

15 Las superficies de elevación pueden estar divididas en dos o tres partes independientes, una cajón central situado dentro 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 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 de la cajón de torsión, revestimiento y costillas superiores e inferiores que se extienden en la dirección transversal del cajón estructural.

Las alas están generalmente ubicadas en las posiciones superiores o inferiores con respecto a una sección del fuselaje mientras los pilones están generalmente ubicados en una posición central de una sección del fuselaje.

25 En cuanto a los pilones, una primera configuración 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 el revestimiento del fuselaje, con el impacto asociado en la distribución de las cargas. En algunos casos, incluso conlleva la discontinuidad de algunos otros elementos estructurales tales como larguerillos, vigas longitudinales o cuadernas.

30 La interfaz entre los cajones laterales de las superficies de sustentación y el fuselaje por lo general se resuelve mediante pernos de tensión y / o remaches de cizallamiento. La unión une los dos cajones laterales a la parte trasera del fuselaje y necesitan instalarse un número significativo de pernos de tensión. Además, el revestimiento cilíndrico del fuselaje necesita adaptarse a la superficie plana de la unión haciendo que el proceso de fabricación y montaje sea muy complejo.

35 El documento GB 2 268 461 A revela un método de fabricación porciones de de superficies voladoras y de fuselaje para una aeronave que incluye los pasos de: formar los revestimientos de las respectivas superficies voladoras inferior y superior y del fuselaje, al menos uno de los cuales es un revestimiento integrado, esto es, unitario o monobloque de superficie voladora y de fuselaje, que forma una estructura de cuaderna que incluye una pluralidad de elementos de largeros transversales de fuselaje y de ala para soportar los respectivos revestimientos del fuselaje de las superficies voladoras superior e inferior; y de anclar los revestimientos de las respectivas superficies voladoras inferior y superior y del fuselaje a dicha estructura de cuaderna. De esta forma las superficies voladoras (las alas, por ejemplo) y el fuselaje son formados desde la misma estructura de cuaderna. Así, se obvia el requisito de los puntos de anclaje del ala al fuselaje, ahorrando por tanto peso y mejorando la eficiencia aerodinámica de la aeronave.

Descripción de la invención

El objeto de la invención está definido en la reivindicación independiente 1, con realizaciones preferidas definidas en las reivindicaciones dependientes. El objetivo principal de la invención es proporcionar una estructura más integrada que tiene un peso ligero y también asegurar la continuidad de carga entre el fuselaje y las superficies sustentadoras.

- 5 Tiene que ser entendido para esta aplicación que se llama a una estructura integrada cuando todos sus componentes estructurales se fabrican en un solo paso.

Una primera ventaja es que el peso total de la aeronave se reduce ya que las zonas de unión desaparecen que también simplifica el montaje y desmontaje de estas partes adicionales a unir. Además se mejora la transferencia de carga debido a dicha estructura integrada continua.

- 10 Desde un punto de vista adicional, la invención reivindicada integra la función de refuerzo transversal tradicional de una cuaderna con la función de refuerzo longitudinal tradicional de, por ejemplo, un cajón central de una superficie sustentadora y las dos funciones son realizadas por dicha cuaderna. Dicha integración conduce a una estructura simplificada y también a una reducción de peso de la aeronave.

- 15 Además de una ubicación superior o inferior de las extensiones laterales con respecto al elemento central permite un aumento en el espacio disponible dentro del fuselaje para los sistemas, que tiene un impacto positivo en el montaje, el funcionamiento y el mantenimiento en comparación con las soluciones del estado de la técnica en la cual la parte central del pilón se encuentra en una posición intermedia.

Descripción de las figuras

- 20 Para completar la descripción y con el fin de proporcionar una mejor comprensión de la invención, se proporciona un conjunto de figuras. Dichas figuras forman una parte integral de la descripción e ilustran un ejemplo de realización de la invención.

La figura 1 muestra una configuración conocida de una sección de fuselaje que tiene tres cuadernas y un pilón, donde el pilón comprende un cajón central y dos cajones laterales.

- 25 La figura 2 muestra una vista esquemática de una sección transversal de un primer ejemplo de realización de la estructura de la invención en la que las extensiones laterales son una parte de una estructura de soporte del motor.

La Figura 3 muestra una vista en perspectiva de una sección de un fuselaje que comprende tres cuadernas según el ejemplo de realización de la invención mostrado en la figura 2.

La figura 4 muestra una vista esquemática de una sección transversal de un segundo ejemplo de realización de la cuaderna de la invención en el que las extensiones laterales son una estructura soporte del motor.

- 30 La Figura 5 muestra una vista en planta y en perspectiva de una sección de un fuselaje que comprende tres cuadernas según el ejemplo de realización de la invención mostrado en la figura 4.

Descripción detallada de la invención

- 35 La figura 1 describe una estructura conocida en la que la superficie sustentadora se refiere a un pilón. La estructura mostrada comprende una pluralidad de cuadernas (2) y una superficie sustentadora (1), es decir, un pilón que se divide en un cajón central y dos cajones laterales.

5 Se debe apreciar que los conceptos descritos en este documento en relación con un pilón de aeronave también se pueden usar 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 (1) que tienen cajones estructurales que van a través del fuselaje, los siguientes ejemplos de realización se refieren a pilones para el soporte de los motores (7) de una aeronave.

En las realizaciones mostradas en las figuras 2 a 5, las extensiones laterales (4) son o una porción de una estructura longitudinal o toda la estructura longitudinal de una superficie sustentadora (1) como se dijo anteriormente.

10 En el caso de pilones, la cuaderna (2) ofrece la posibilidad de unirse, además, a un brazo de extensión (6) hasta el borde exterior de las extensiones laterales (4) y por lo tanto las extensiones laterales (4) comprenden medios para conectar dichos brazos de extensión (6). Los brazos de extensión (6) están conectados a los motores (7). Los brazos de extensión (6) y también las dos extensiones laterales (4) pueden tener diferentes longitudes dependiendo del tipo de motores (7) a ser utilizados, aumentando así la flexibilidad de la estructura reivindicada.

15 Se describirán en detalle dos realizaciones diferentes. En estas realizaciones, la estructura de la aeronave comprende al menos dos cuadernas (2) como se describe anteriormente en las que el elemento central (3) y las extensiones laterales (4) se encuentran en la misma sección transversal del fuselaje. En caso de tener dos cuadernas (2), una de las cuadernas (2) se ubicaría en una zona frontal y la otra en una zona posterior de manera que las extensiones laterales (4) se encontrarían en una posición equivalente a las de un larguero frontal y trasero de un cajón de torsión de una estructura de soporte en el estado de la técnica.

20 Más específicamente, el ejemplo de realización mostrado comprende tres cuadernas consecutivas (2). Las extensiones laterales (4) de la cuaderna (2) son una parte de la estructura longitudinal de un cajón de torsión de una estructura de soporte para la unión de los motores (7) de una aeronave. Más específicamente, la figura 3 muestra:

- una primera cuaderna (2) de la sección del fuselaje de acuerdo con la invención situada en una ubicación frontal de modo que sus extensiones laterales (4) están situadas en una posición equivalente a la del larguero frontal de un cajón de torsión de una estructura soporte en el estado de la técnica.

25 - una segunda cuaderna (2) del fuselaje consecutiva a la primera cuaderna (2) situada de modo que sus extensiones laterales (4) están situadas en una posición equivalente a la de un larguero de un cajón de torsión de una estructura soporte en el estado de la técnica.

30 - una tercera cuaderna (2) del fuselaje consecutiva a la segunda cuaderna (2) y situada en una ubicación trasera de forma que sus extensiones laterales (4) están situadas en una posición equivalente a la de un larguero trasero de un cajón de torsión de una estructura de soporte en el estado de la técnica.

- una porción de revestimiento (5) que se extiende continuamente sobre las tres cuadernas (2) y por lo tanto sobre las dos extensiones laterales correspondientes (4).

35 En el primer ejemplo de realización mostrado en las figuras 2 y 3 las extensiones laterales (4) están conectadas además a los dos brazos de extensión (6). El revestimiento (5) se extiende sobre las tres cuadernas (2), sus extensiones laterales correspondientes (4) y los brazos de extensión (6). El revestimiento (5) también podría extenderse a lo largo de la dirección longitudinal del fuselaje proporcionando una forma cruciforme que debe ser fabricado como un solo panel. La completa multi-función del revestimiento (5) que transmite las cargas del fuselaje y de la estructura de soporte del motor permite obtener una estructura más ligera.

40 Los brazos de extensión (6) son elementos separados, por tanto, hay un medio de unión entre dicho brazo de extensión (6) y la extensión lateral (4). Dichos medios de unión pueden ser pernos de tensión y/o remaches de cizallamiento. Aunque este ejemplo de realización también necesita un medio de unión entre las extensiones laterales (4) y los brazos de extensión (6) debe tenerse en cuenta que la unión entre la porción de las extensiones laterales (4) y los brazos de extensiones (6) está realizada en una superficie independiente de la zona de interfase entre el fuselaje y la superficie de sustentación.

5 Las figuras 4 y 5 muestran un segundo ejemplo de realización de la invención en la que las extensiones laterales (4) se extienden hasta que llegan a los motores (7). En esta realización, la parte del revestimiento (5) del fuselaje se extiende también en las direcciones laterales de la estructura de la aeronave que proporciona una forma cruciforme que debe ser fabricado en un solo panel, ya que también se extiende en la dirección longitudinal de la aeronave. La configuración descrita anteriormente del revestimiento (5) también sería aplicable a dicho ejemplo de realización.

En este ejemplo de realización la estructura longitudinal completa de la superficie sustentadora (1) es parte de la cuaderna (2), sin ninguna unión de desmontaje entre la estructura longitudinal (1) y el fuselaje, de manera que se elimina el peso debido a estas uniones.

10 Este segundo ejemplo de realización también se podría aplicar a un ala, HTP, VTP en la que todo el brazo de extensión (4) sería equivalente a un larguero de un cajón de torsión lateral que se integra en la cuaderna (2).

La ventaja adicional de este segundo ejemplo de realización es que permite eliminar completamente la actual unión reduciendo la concentración crítica del camino de carga que podría conducir a una reducción de la anchura y altura de la estructura del soporte del motor, reduciendo, además, el peso como consecuencia.

15 Por lo tanto el cruce antes mencionado se podría evitar en el en el ejemplo de realización en el que las extensiones laterales (4) alcanzan los motores (7) lo que reduce el coste del revestimiento (5), los elementos y las horas requeridas / trabajo para el montaje de la parte de la extensión lateral (4), o por lo menos, en la realización en la que se proporcionan los dos brazos de extensión (6), la unión puedan ser aislada de la curvatura del fuselaje simplificándolo.

20 Además, el borde inferior (12) de la porción superior (11) del elemento central (3) está alineado con el borde inferior (13) de las extensiones laterales (4). La ventaja de esta configuración es que la porción superior (11) del elemento central (3) de la cuaderna (2) es más ancha que el resto de la cuaderna (2) lo que proporciona una cuaderna (2) más robusta que también beneficia la transmisión de carga y el ahorro de peso debido a que la carga transportada por el borde inferior (13) de las extensiones laterales (4) se transmite directamente al borde inferior (12) de la parte superior (11). Además, la parte superior (11) podría estar provista de un panel que cubre el borde inferior (12) pero también estando el borde inferior (12) de dicha parte superior (11) alineado con el borde inferior (13) de las extensiones laterales (4). Además la parte superior (11) del elemento central (3) integra la función transversal de refuerzo tradicional de la parte superior de una cuaderna, con la función de refuerzo longitudinal tradicional de un larguero de la cajón central de una superficie sustentadora y ambas funciones son realizadas por dicha cuaderna.

Aunque los ejemplos de realización muestran extensiones laterales (4) que se ubican en una posición superior con respecto a una sección del fuselaje, es también posible la ubicación de una extensión lateral (4) en una posición inferior.

30 Una de las principales ventajas de la invención es que permite la fabricación de la cuaderna (2) incluidas sus extensiones laterales (4) y el revestimiento (5) en paneles en un solo paso. Los largueros y cuadernas podrían fabricarse como un solo elemento y como resultado de esta integración el número de elementos a ensamblar se reduce.

35 Ambas configuraciones tienen la ventaja de que, en comparación con la arquitectura conocida, se reduce la longitud de la aeronave lo que permite una reducción de peso asociada. Esto es debido a que las arquitecturas conocidas por lo general se dividen en tres partes independientes, un cajón central ubicado en el interior del fuselaje en una posición centrada y dos cajones laterales ubicados a ambos lados del fuselaje unidos en su raíz a la caja central y después llegando a una posición superior con respecto a la sección de fuselaje, por tanto, el pilón no es recto. En contraste, en la invención reivindicada las dos extensiones laterales se ubican en una posición superior o una posición inferior de la cuaderna y por lo tanto el pilón puede ser recto y por lo tanto la longitud total de la estructura se reduce.

40 Otra ventaja es que como el pilón es recto y por lo tanto el ángulo diédrico se reduce, según se ha explicado anteriormente, la instalación del motor es más fácil debido a que es llevada a cabo mediante la elevación del motor desde una posición inferior a una posición vertical superior, mientras que en la configuración conocida, el motor se instala desde una posición inferior a una posición superior y diagonal, lo que implica un movimiento de giro del motor.

REIVINDICACIONES

1.- Sección de fuselaje que comprende:

- al menos dos cuadernas (2), cada una comprende:

- un elemento central (3) adaptado para estar localizado dentro del perímetro del fuselaje,

5 - una porción de una estructura longitudinal dispuesta para formar una parte de una superficie sustentadora (1) y de un cajón de torsión de una estructura sustentadora (1) para la fijación de los motores (7) de una aeronave,

10 - dos extensiones laterales (4) adaptadas para que se proyecten fuera del perímetro del fuselaje desde ambos lados del elemento central (3) que son la parte de la estructura longitudinal, el elemento central (3) y las dos extensiones laterales (4) estando configuradas como una pieza integrada fabricada como una única parte, y

- una porción de revestimiento (5) que se extiende de forma continua sobre dichas dos cuadernas (2),

15 donde cada elemento central (3) comprende una porción superior (11) y una porción inferior localizadas respectivamente en la parte superior y en la parte inferior de la sección del fuselaje, la porción superior (11) tiene un borde interior perimetral (12), caracterizada por que el borde interior perimetral (12) está alineado con el borde inferior (13) de las extensiones laterales (4).

2.- Sección de fuselaje, según la reivindicación 1, donde las extensiones laterales (4) de la primera y de la segunda cuadernas (2) están dispuestas para ser localizadas en una posición equivalente a las posiciones de los largueros frontal y trasero del cajón de torsión, respectivamente.

20 3.- Sección de fuselaje, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde las extensiones laterales (4) están localizadas en una posición superior del elemento central (3).

4.- Sección de fuselaje, según la reivindicación 1 o 2, donde las extensiones laterales (4) están localizadas en una posición inferior del elemento central (3).

25 5.- Sección de fuselaje, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde las extensiones laterales (4) están dispuestas para extenderse hasta los motores (7) de la aeronave.

6.- Sección de fuselaje, según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, que comprende un brazo respectivo de extensión (6) unido a cada una de las extensiones laterales (4) y dispuesto para extenderse hasta los motores (7) de la aeronave donde las extensiones laterales (4) comprenden medios para conectar el brazo de extensión (6).

30 7.- Sección de fuselaje, según la reivindicación 6, donde la porción de revestimiento (5) se extiende continuamente sobre las dos cuadernas (2), sus extensiones laterales (4) y los brazos de extensión (6).

8.- Aeronave caracterizada por que comprende al menos una sección de fuselaje según cualquiera de las reivindicaciones anteriores 1 a 7.

9.- Aeronave, según la reivindicación 8, donde la porción de revestimiento (5) se extiende adicionalmente en la dirección longitudinal de la aeronave.

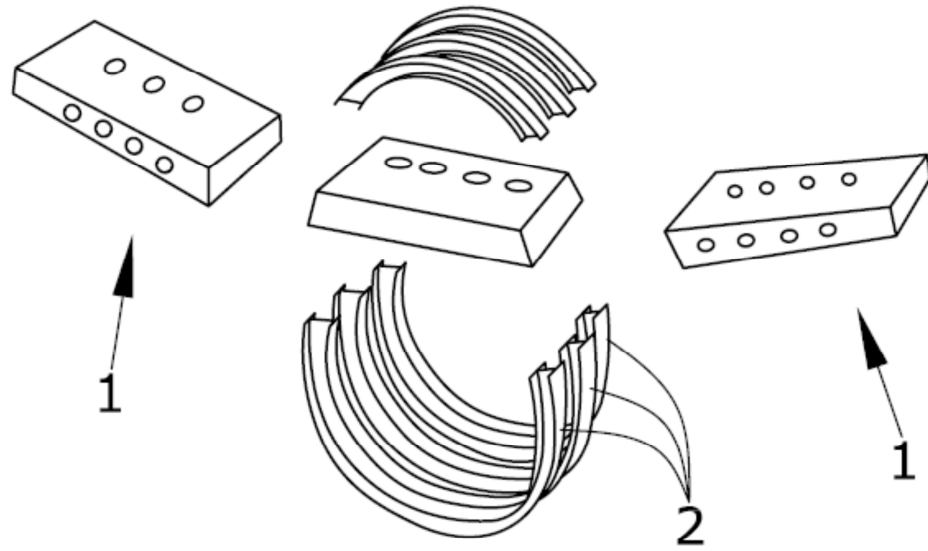


FIG.1

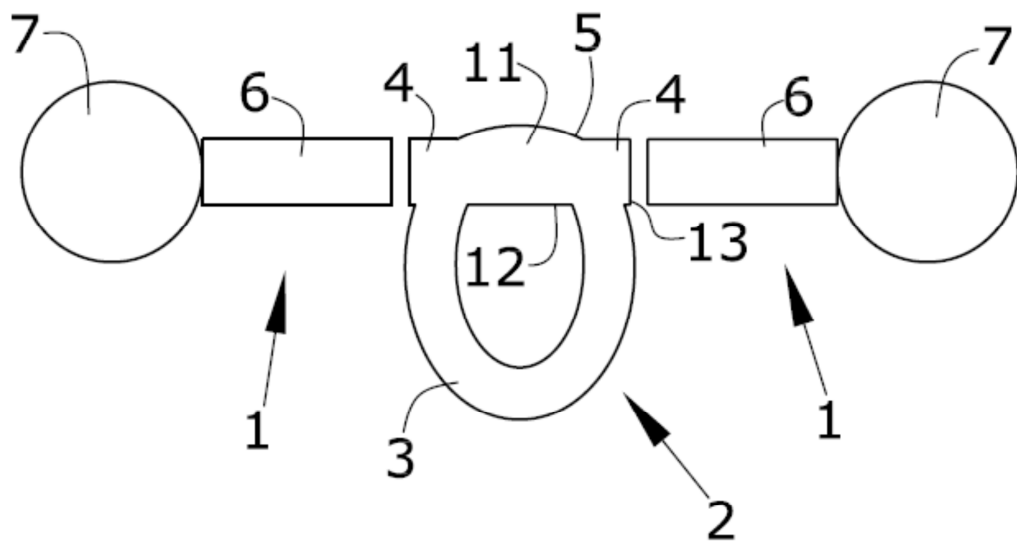


FIG.2

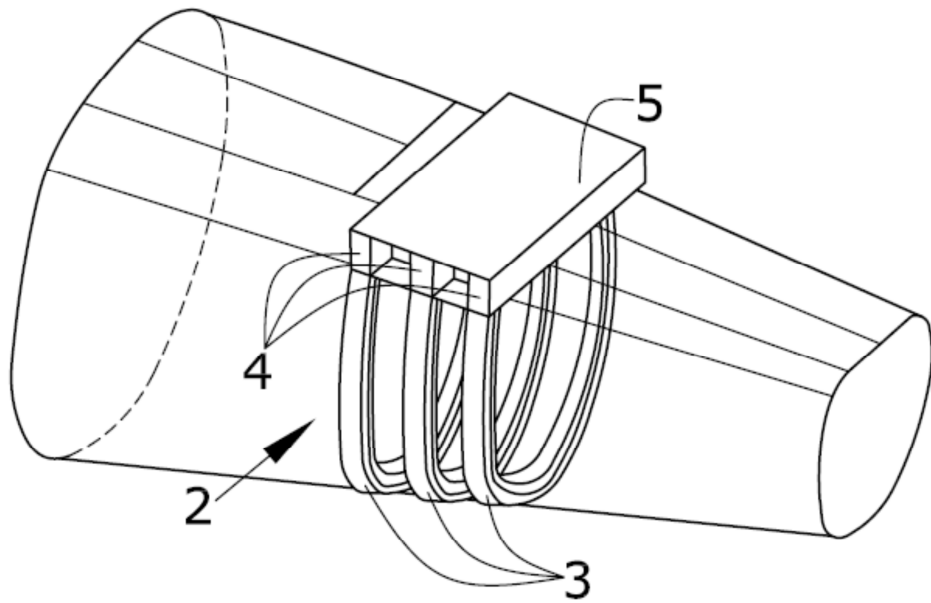


FIG. 3

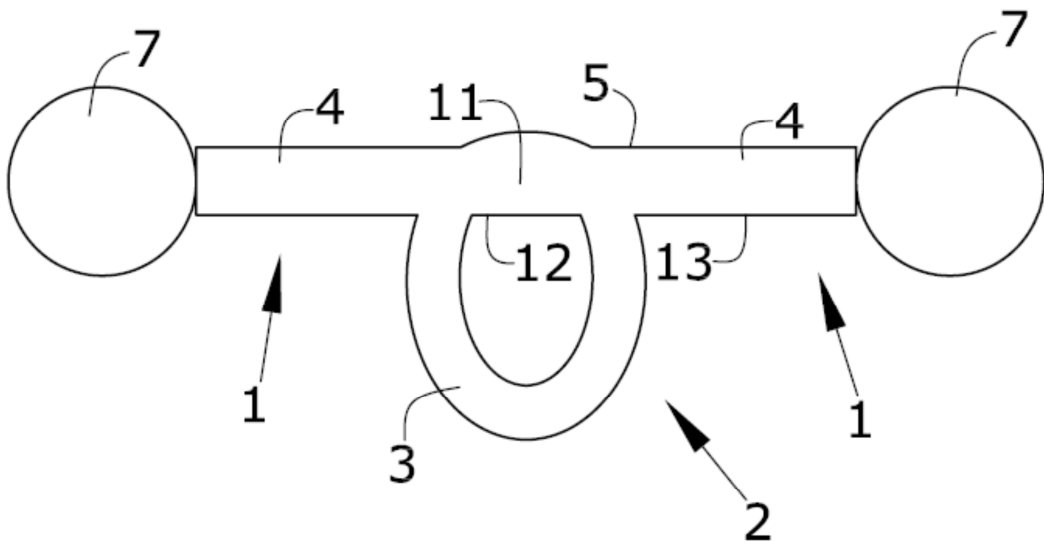


FIG. 4

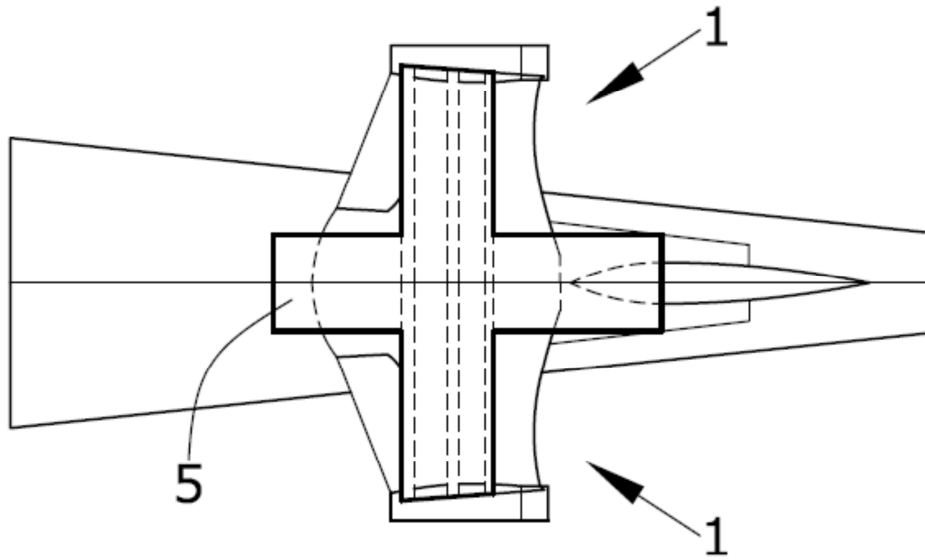


FIG. 5a

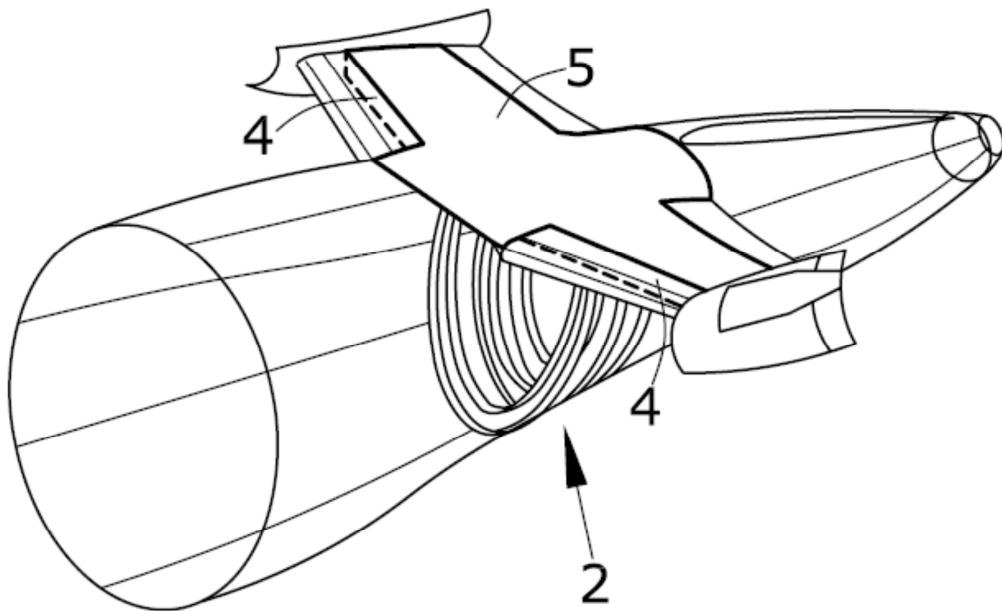


FIG. 5b