

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 949 800**

51 Int. Cl.:

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 1/00 (2006.01)

B64C 9/38 (2006.01)

B64C 21/06 (2013.01)

B64D 27/14 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **29.04.2020** **E 20382351 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.06.2023** **EP 3904202**

54 Título: **Sección del extremo trasero de una aeronave**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
03.10.2023

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS, S.L. (100.0%)
Paseo John Lennon s/n Edificio A4, 2º Planta,
A4C2P028
28906 Getafe (Madrid), ES

72 Inventor/es:

LLAMAS SANDIN, RAUL CARLOS

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 949 800 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 del extremo trasero de una aeronave

5 **Objeto de la invención**

La presente invención hace referencia un extremo trasero de una aeronave que incluye un motor de ingestión de la capa límite (BLI, por sus siglas en inglés) adaptado para trabajar a modo de propulsor con la ayuda de una superficie de control móvil, montada tras el escape del motor de BLI para modular el flujo y desviarlo con el fin de proporcionar un empuje vectorizado.

El objeto principal de la presente invención es proporcionar un extremo trasero de una aeronave que pueda aumentar la eficiencia de propulsión de las aeronaves convencionales, mediante la ingestión de aire a baja velocidad de la capa límite del fuselaje en algunos dispositivos de propulsión mecánica de fluidos, para aumentar la velocidad de la aeronave y reducir su consumo de energía habitual.

Otro objeto de la invención es reducir el tamaño del extremo trasero de una aeronave.

20 **Antecedentes de la invención**

El concepto de aeronave de la NASA STARC-ABL tiene una propulsión por ingestión de la capa límite, donde un motor convencional pequeño (eléctrico o térmico) acciona un ventilador o rotor situado en el extremo de un fuselaje posterior cónico. Este concepto de aeronave presenta una cola en T. La versión europea de este proyecto, conocida como CENTRELINE, es casi idéntica al concepto STARC-ABL.

La aeronave NASA/MIT D8 presenta un sistema de propulsión por ingestión de la capa límite en un fuselaje trasero aplanado. En este caso, el plano de cola tiene una configuración de cola en "Pi" y los motores instalados en el extremo trasero son motores de propulsión principales instalados para ingerir únicamente la capa límite sobre la superficie del fuselaje.

El documento US2016332741A1 describe una aeronave que incluye flaps en el borde de salida, estando colocado un propulsor montado en el ala de modo que los flaps estén situados en una estela del primer propulsor durante la utilización cuando se despliegan. La aeronave incluye además un propulsor de empuje vectorizable configurado para modificar de manera selectiva el vector de la descarga de escape del propulsor en al menos un plano. El propulsor de empuje vectorizable incluye un ventilador en conducto tubular que se puede configurar entre un primer modo, en el que el ventilador proporciona un empuje neto hacia delante a la aeronave, y un segundo modo, en el que el ventilador proporciona una resistencia aerodinámica a la aeronave. El ventilador está colocado para ingerir un flujo de aire de la capa límite durante la utilización cuando trabaja en el primer modo.

El documento US2780424A describe un aeroplano que incorpora una planta de potencia de turborreactor 1.5 que acciona unos compresores en conducto tubular montados de manera basculante en cada punta de ala, incorporando los compresores en conducto tubular unos quemadores de combustible para aumentar temporalmente la potencia total lo suficiente como para proporcionar un despegue vertical o directo y una permanencia estacionaria en el aire, cuando se giran los compresores en conducto tubular para generar un empuje de elevación hacia arriba que supera el peso total del aeroplano.

El documento US2012138736A1 describe un aeroplano que incluye un fuselaje que tiene una forma alargada a lo largo de un eje longitudinal del aeroplano, y al menos un ala fijada al fuselaje entre los extremos frontal y posterior del fuselaje, y una parte central esencialmente cilíndrica y una parte trasera escalable, sobre la que se fijan un conjunto vertical de cola y un conjunto de propulsión trasero. Entre una sección para conectar la parte trasera con la parte central del fuselaje y el extremo posterior: el ancho máximo de cada sección de fuselaje es constante o aumenta hacia la parte trasera hasta un ancho máximo del fuselaje L; la altura de cada sección de fuselaje disminuye hacia la parte trasera, de modo que el extremo posterior del fuselaje forme un borde de salida delgado esencialmente horizontal en la línea de indicación del aeroplano y esencialmente rectilíneo; se proporciona un reactor para el conjunto de propulsión en una configuración denominada semienterrada en el fuselaje.

El documento US2013062455A1 describe una aeronave VTOL de ala fija que se caracteriza por un conjunto de ventiladores eléctricos de elevación distribuidos sobre la superficie de la aeronave. Un generador está acoplado (de manera selectiva) al motor de turbina de gas de la aeronave. Durante el funcionamiento del VTOL de la aeronave, el motor acciona el generador para generar electricidad con la que se accionan los ventiladores de elevación. La potencia a los ventiladores de elevación se reduce a medida que la aeronave adquiere velocidad de avance y aumenta la sustentación de las alas.

Haciendo referencia a la vectorización del empuje, existen diversos conceptos y aplicaciones conocidas de la técnica anterior, aunque ninguno de ellos está relacionado con un motor que también trabaje como un motor de BLI.

Por lo tanto, sería deseable proporcionar una solución técnica que ofrezca tanto un aumento de la eficiencia de propulsión como una vectorización del empuje a través de la utilización de un motor de BLI.

Compendio de la invención

5 La presente invención soluciona los inconvenientes mencionados anteriormente al proporcionar una sección del extremo trasero de una aeronave adaptada para llevar a cabo una ingestión de la capa límite en el momento que proporciona un empuje vectorizado a la aeronave.

10 La sección del extremo trasero de una aeronave tiene un fuselaje, una cola en v formada por dos superficies colocadas en una configuración con forma de v, y un conjunto propulsor montado en el fuselaje del extremo trasero entre la cola en v y la sección final de dicho fuselaje del extremo trasero. El conjunto propulsor comprende al menos un dispositivo de propulsión instalado para ingerir el aire de la capa límite formada sobre el fuselaje de la aeronave, una superficie de control fijada en la sección final del extremo trasero y una carcasa que cubre al menos parte del dispositivo de propulsión, de modo que se definan una entrada de aire y una salida de aire entre la carcasa y el dispositivo de propulsión. La entrada de aire está diseñada para el paso de la capa límite del fuselaje hacia el dispositivo de propulsión y la salida de aire está diseñada para dirigir el flujo de aire expulsado desde el dispositivo de propulsión hacia la superficie de control, para desviar dicho flujo de aire con el fin de proporcionar un empuje vectorizado a la aeronave.

20 La invención proporciona un extremo trasero de la aeronave con un dispositivo de propulsión (motor) que trabaja como un motor de BLI, al ingerir y consumir el aire que forma una capa límite sobre el fuselaje de la aeronave, y también como propulsor vectorizado con la ayuda de una superficie de control montada de modo que reciba la estela del motor, que se sopla sobre dicha superficie de control.

25 La invención aumenta la eficiencia de propulsión de la aeronave y, por tanto, disminuye su consumo de combustible. El incremento de momento lineal del aire de la capa límite efectuado por el motor de BLI genera empuje, aunque el aire en la estela tiene una velocidad menor que la que sería necesaria con el fin de transmitir este salto de momento al aire de corriente libre, lo que deja, por tanto, menos energía cinética en la estela y ayuda a reducir el consumo de energía para generar una cantidad dada de empuje.

30 Preferentemente, el o los dispositivos de propulsión estarán compuestos por un conjunto de motores con el fin de mejorar la eficiencia de la captura de la capa límite y reducir el tamaño y el coste de cada uno de los motores.

35 De manera adicional, la utilización del concepto BLI y adaptarlo para producir una vectorización del empuje permite reducir el tamaño del plano de cola, con la consecuente reducción de peso, resistencia aerodinámica y coste de la aeronave.

Breve descripción de los dibujos

40 Para una mejor comprensión de la invención se proporcionan los siguientes dibujos con fines ilustrativos y sin carácter limitante, donde:

45 La figura 1 muestra una vista en perspectiva de la sección del extremo trasero de aeronave de la aeronave.

La figura 2 muestra una vista en perspectiva superior de la sección del extremo trasero de la aeronave.

50 La figura 3 muestra una vista de una sección longitudinal esquemática de la sección del extremo trasero de la aeronave.

La figura 4 muestra una vista trasera de la sección del extremo trasero de la aeronave.

Realizaciones preferidas de la invención

55 La figura 1 muestra una realización preferida de la invención del concepto propuesto. Se conforma un fuselaje convencional de modo que su sección del extremo trasero del fuselaje (4) tenga una forma aplanada. Se instala un conjunto propulsor (3) hacia el final del fuselaje (4), entre los estabilizadores verticales de una disposición de cola en v (2) y la sección final de dicho extremo trasero del fuselaje (4).

60 Tal como se observa en la figura 2, el conjunto propulsor (3) comprende al menos un dispositivo de propulsión (5), una superficie de control (6) y una carcasa (7) que define una entrada de aire (8) y una salida de aire (9) entre la carcasa (7) y el dispositivo de propulsión (5).

65 El dispositivo de propulsión (5) se instala para ingerir y consumir el aire que forma la capa límite del fuselaje. La superficie de control (6) se monta en la sección final del extremo trasero para recibir el escape (flujo de salida) del dispositivo de propulsión (5) y, por tanto, proporcionar un empuje vectorizado a la aeronave cuando se hace girar la

superficie de control (6) mencionada. La carcasa (7) está diseñada para cubrir al menos parte del dispositivo de propulsión (5) con el fin de permitir tanto el paso de la capa límite del fuselaje hacia el dispositivo de propulsión (5), a través de la entrada de aire (8), como el paso del flujo de aire de escape del dispositivo de propulsión (5) hacia la superficie de control (6) a través de la salida de aire (9).

5 Tal como se muestra en la figura 3, la carcasa (7) del conjunto propulsor tiene una superficie principal (10) esencialmente paralela al fuselaje (4) de la aeronave y la carcasa (7) comprende además al menos un flap (11) que se puede mover entre dos posiciones extremas, una posición cerrada, donde el flap (11) está alineado con la superficie principal de la carcasa (10), y una posición abierta, donde se hace girar el flap (11), formando un ángulo con dicha superficie principal (10), para trabajar a modo de aerofreno.

10 De acuerdo con una realización preferida, la superficie de control (6) se fija, con la rotación permitida, a la sección final del extremo trasero para proporcionar un movimiento de cabeceo a la aeronave. La ventaja técnica de este empuje vectorizado es reducir el tamaño del plano de cola.

15 Por último, tal como se muestra en las figuras 2-4 y de acuerdo con otra realización preferida, el dispositivo de propulsión (5) comprende un motor que acciona dispositivos mecánicos de fluidos, tales como ventiladores (13) o ruedas de paletas (12), o dispositivos electroaerodinámicos, tales como actuadores electromagnéticos o dinámicos de plasma.

20

REIVINDICACIONES

- 5 1. Una sección del extremo trasero (1) de una aeronave, que tiene un fuselaje (4), una configuración de cola en v (2) y un conjunto propulsor (3) montado en el extremo trasero del fuselaje (4) entre la cola en v (2) y la sección final de dicho extremo trasero del fuselaje (4), donde el conjunto propulsor (3) comprende:
- al menos un dispositivo de propulsión (5) instalado para ingerir y consumir aire que forma una capa límite del fuselaje,
 - una superficie de control (6) fijada en la sección final del extremo trasero,
 - una carcasa (7) que cubre al menos parte del dispositivo de propulsión (5) de modo que se definan una entrada de
- 10 aire (8) y una salida de aire (9) entre la carcasa (7) y el dispositivo de propulsión (5), estando diseñada la entrada de aire (8) para el paso de la capa límite del fuselaje hacia el dispositivo de propulsión (5) y estando diseñada la salida de aire (9) para dirigir el flujo de aire de escape del dispositivo de propulsión (5) hacia la superficie de control (6) con el fin de desviar dicho flujo de aire y proporcionar un empuje vectorizado a la aeronave,
- 15 donde la carcasa (7) del conjunto propulsor tiene una superficie principal (10) esencialmente paralela al fuselaje de la aeronave (4) y donde la carcasa (7) comprende además al menos un flap (11) que se puede mover entre dos posiciones extremas, una posición cerrada, donde el flap (11) está alineado con la superficie principal de la carcasa (10), y una posición abierta, donde se hace girar el flap (11), formando un ángulo con dicha superficie principal (10),
- 20 para trabajar a modo de aerofreno.
2. Una sección del extremo trasero (1) de una aeronave, de acuerdo con la reivindicación 1, donde la superficie de control (6) puede rotar fijada a la sección final del extremo trasero para proporcionar un movimiento de cabeceo a la aeronave.
- 25 3. Una sección del extremo trasero (1) de una aeronave, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde el dispositivo de propulsión (5) comprende un motor que acciona dispositivos mecánicos de fluidos, tales como ventiladores (13) o ruedas de paletas (12), o dispositivos electroaerodinámicos, tales como actuadores electromagnéticos o dinámicos de plasma.

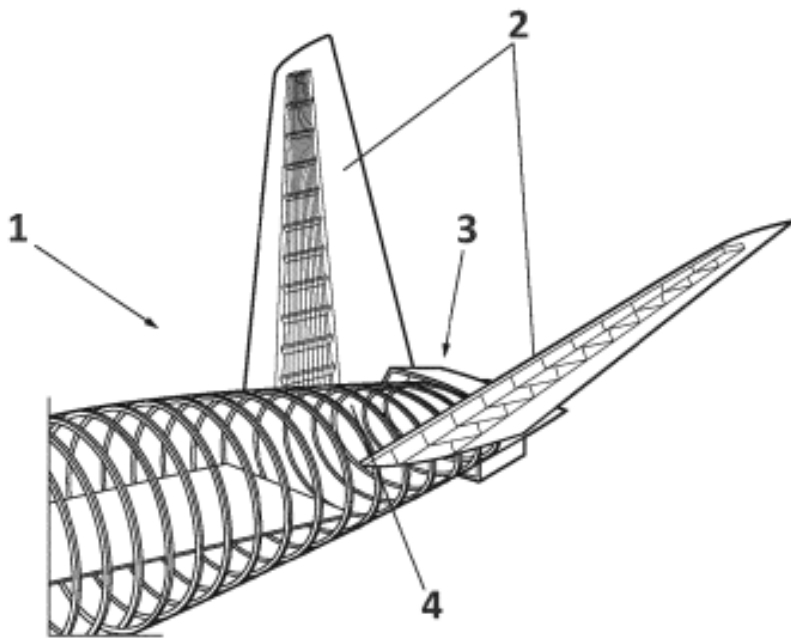


FIG. 1

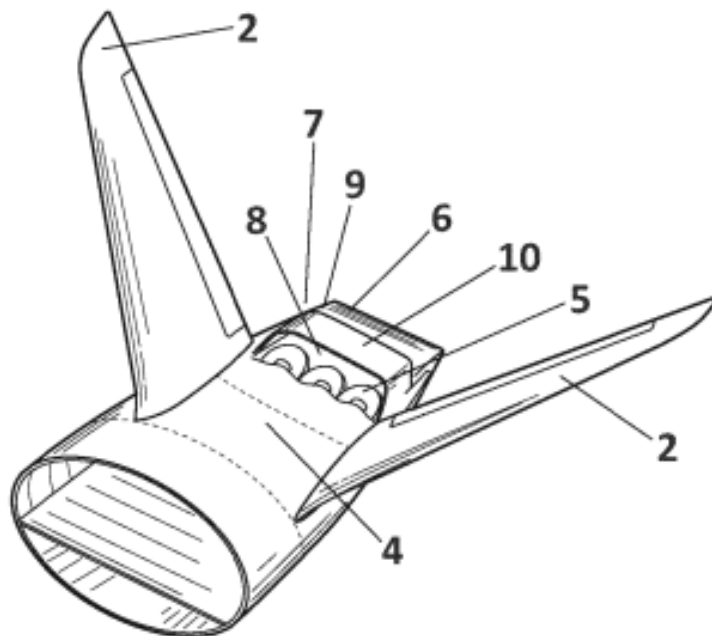


FIG. 2

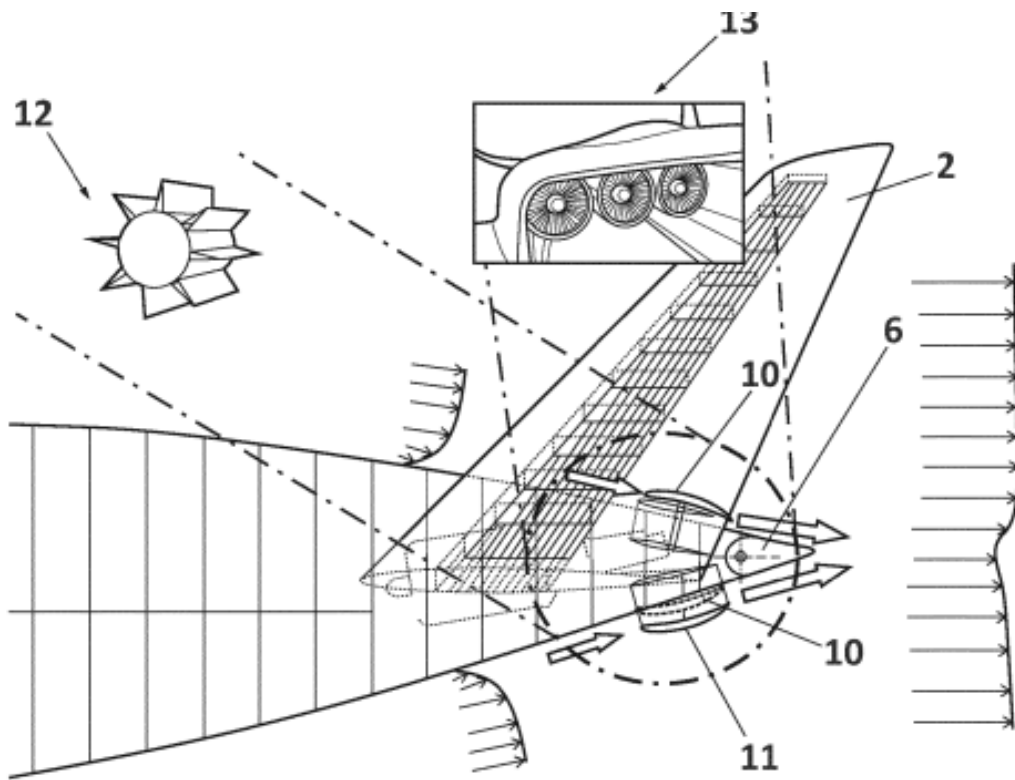


FIG. 3

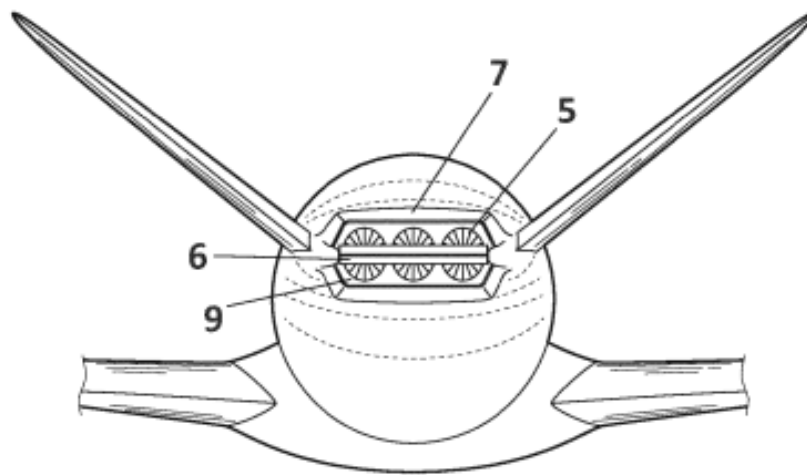


FIG. 4