

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 950 902**

51 Int. Cl.:

B64C 39/00 (2013.01)

B64D 27/02 (2006.01)

B64C 21/06 (2013.01)

B64C 25/04 (2006.01)

B64C 3/10 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.03.2020** **E 20382182 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.06.2023** **EP 3878740**

54 Título: **Una configuración de aeronave asimétrica**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
16.10.2023

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

GARCIA MARTIN, DIEGO y
LLAMAS SANDIN, RAUL CARLOS

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 950 902 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

Una configuración de aeronave asimétrica

5 **Objeto de la invención**

La presente invención se refiere a una aeronave asimétrica que tiene un sistema de propulsión que comprende un motor convencional montado en un ala y un segundo motor diseñado como motor de ingesta de capa límite (BLI) instalado en el extremo posterior de la aeronave.

10 El objeto principal de la presente invención es proporcionar una aeronave con un aumento de la eficiencia de propulsión al incorporar el aire lento en la capa límite del fuselaje al ventilador de un motor. El empuje requerido se produce con menos potencia.

15 Otro objeto de la invención es mantener la rentabilidad alcanzada en aeronaves convencionales aunque se incorpore un nuevo sistema de propulsión.

Antecedentes de la invención

20 Se han llevado a cabo varios estudios con el objetivo de aumentar la eficiencia de propulsión de una aeronave. Un incremento en la eficiencia de la propulsión reduce el impacto ambiental y el coste operativo de una aeronave. Uno de los aspectos que se han identificado para mejorar la eficiencia de propulsión consiste en utilizar un motor de ingesta de capa límite (BLI). Un motor BLI se refiere a un motor montado en la parte posterior de un fuselaje, de tal forma que sea capaz de ingerir el aire procedente de la capa límite del fuselaje.

25 Se han desarrollado varias aeronaves para ingerir la capa límite. La Figura 1 muestra una aeronave esencialmente simétrica con dos motores convencionales (15) montados debajo de las alas y un tercer propulsor auxiliar que consiste en un motor de ingesta de capa límite (16). Este diseño aumenta la eficiencia de propulsión de la aeronave, pero también aumenta su coste operativo con respecto a una aeronave bimotor.

30 La Figura 2 muestra otro diseño esencialmente simétrico con dos motores (17) instalados en el extremo posterior del fuselaje. El coste operativo de la aeronave se mantiene principalmente por el uso de dos motores, pero la instalación de los dos motores juntos puede implicar un riesgo de pérdida de ambos motores a la vez en caso de explosión no contenida.

35 La Figura 3 muestra un diseño de aeronave asimétrica con propulsión de hélice. La aeronave consiste en dos tipos de fuselajes (20, 21), uno alojando al piloto y a los pasajeros que es llevado por un motor principal (18), y el otro alojando una carga potencial y llevándose por un motor secundario (19). El motor principal (18) produce más potencia que el motor secundario (19). La aeronave tiene una configuración de ala de barrido hacia delante y utiliza una cola convencional con dos estabilizadores verticales.

40 El documento GB 500 541 A describe una aeronave asimétrica. La aeronave es asimétrica en forma de planta, teniendo los medios propulsores dispuestos en un lado de la línea central de las superficies de soporte y un fuselaje o góndola en el otro. En una forma, se dispone un motor en un lado de la línea central del avión y un fuselaje en el otro. Sin embargo, este documento no divulga un motor de ingestión de capa límite (BLI).

45 El documento US2019241248 A1 describe una aeronave simétrica que incluye un ventilador de admisión de capa límite que define una línea central e incluye una pluralidad de palas de ventilador giratorias alrededor de la línea central. La aeronave incluye también un fuselaje que se extiende entre un extremo delantero y un extremo trasero a lo largo de una dirección longitudinal, el ventilador de ingestión de capa límite colocado dentro del fuselaje en el extremo de popa del fuselaje, definiendo el fuselaje una entrada aguas arriba del ventilador de ingesta de capa límite que se extiende al menos aproximadamente 180 grados alrededor de la línea central del ventilador de ingesta de capa límite, definiendo además el fuselaje un escape aguas abajo del ventilador de ingesta de capa límite.

50 Existen varios diseños de aeronaves asimétricas, pero ninguno de ellos tiene una instalación de planta de energía asimétrica que busque explotar el efecto BLI en cualquiera de sus motores.

55 Por lo tanto, sería deseable proporcionar un diseño de aeronave que proporcione un aumento de la eficiencia de propulsión, sin comprometer la seguridad y el coste de las aeronaves convencionales.

60 **Sumario de la invención**

65 La presente invención supera los inconvenientes mencionados anteriormente al proporcionar una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, que es asimétrica, y proporciona un aumento de la eficiencia de propulsión de la aeronave sin penalizar el coste de la misma.

La aeronave asimétrica tiene un par de alas -una primera y una segunda, teniendo la primera ala tiene una envergadura mayor que la segunda ala-, un par de motores -un primer y un segundo-, un extremo posterior con una configuración de cola en T, y un conjunto de tren de aterrizaje principal formado por un juego de dos trenes de aterrizaje.

5 El primer motor de la aeronave se monta en el ala más grande de la aeronave y el segundo motor se monta en el extremo posterior de la aeronave con su línea central alineada con el eje longitudinal de la aeronave. El segundo motor comprende una carcasa que define una entrada delantera diseñada para tomar aire formando una capa límite sobre el fuselaje de la aeronave, y una salida de popa para permitir la salida de gases de escape del motor. Este segundo motor configurado para ingerir y consumir aire formando una capa límite sobre el fuselaje de la aeronave se configura por tanto como un motor de ingesta de capa límite.

10 Esta configuración de aeronave aumenta la eficiencia de propulsión de la aeronave al ingerir el aire lento en la capa límite del fuselaje hacia el ventilador del segundo motor, de forma que el empuje requerido se produce con menos potencia.

15 También, tener dos motores mantiene los costes de la aeronave, que por razones económicas es deseable construirla con el menor número de motores permitido por la normativa, que en el caso de grandes aeronaves comerciales es de dos motores.

20 La aeronave tiene también un conjunto de tren de aterrizaje principal asimétrico, que está formado por un primer tren de aterrizaje, unido a la primera ala, y un segundo tren de aterrizaje unido a un área del fuselaje cerca de la segunda ala.

Breve descripción de los dibujos

25 Para una mejor comprensión de la invención, se proporcionan los siguientes dibujos con fines ilustrativos y no limitativos, en donde:

30 La Figura 1 muestra una primera configuración de aeronave del estado de la técnica.

La Figura 2 muestra una segunda configuración de aeronave del estado de la técnica.

La Figura 3 muestra una tercera configuración de aeronave del estado de la técnica.

35 La Figura 4 muestra una vista en perspectiva de la configuración asimétrica de la aeronave, de acuerdo con una realización preferida de la invención.

La Figura 5 muestra una vista frontal de la aeronave que se muestra en la Figura 4.

40 La Figura 6 muestra una vista en planta de la aeronave que se muestra en la Figura 4 y en la Figura 5.

Realizaciones preferidas de la invención

45 La Figura 4 muestra una configuración de aeronave asimétrica que tiene una primera (3', 3'') y una segunda ala (4), teniendo la primera ala (3', 3'') una envergadura mayor que la segunda ala (4). Como se muestra, la primera ala (3', 3'') comprende preferiblemente una sección de raíz (3') unida al fuselaje, y una sección de punta (3'') que se extiende hacia el exterior desde la sección de raíz (3'), teniendo la sección de raíz (3') un ángulo de barrido diferente al de la sección de punta (3'').

50 La aeronave tiene una configuración de cola en T (14), y tiene dos motores, un primer motor (1) montado en la primera ala (3', 3'') de la aeronave, y un segundo motor (2) montado en el extremo posterior de la aeronave. El primer motor tiene que instalarse en la primera ala, ya que tiene una envergadura mayor, para equilibrar la aeronave lateralmente.

55 El segundo motor (2) tiene su línea central (12) alineada con el eje longitudinal de la aeronave, y tiene una carcasa (5) que define una entrada delantera (6) diseñada para ingerir una capa límite durante el vuelo, y una salida de popa (7) para permitir la salida de gases de escape del segundo motor (2).

60 El primer motor (1) puede instalarse en el ala de estribor para aprovechar que este lado de la aeronave no es accesible para los pasajeros durante las operaciones de embarque y desembarque.

65 Como se muestra en la Figura 5, la aeronave tiene un conjunto de tren de aterrizaje principal que comprende un primer tren de aterrizaje (8) unido a la primera ala (3', 3''), y un segundo tren de aterrizaje (9) unido a un área del fuselaje cercana a la segunda ala (4).

De acuerdo con una realización preferida, el primer tren de aterrizaje (8) está unido al larguero trasero de la sección de raíz (3') de la primera ala (3', 3'').

ES 2 950 902 T3

De acuerdo con otra realización preferida, la primera ala (3', 3") está configurada para recibir el primer tren de aterrizaje (8) cuando está replegado.

- 5 Como alternativa, y de acuerdo con otra realización preferida, el fuselaje está configurado para recibir el primer tren de aterrizaje (8) cuando está replegado.

De acuerdo con otra realización preferida, la aeronave tiene un carenado ventral (11) configurado para recibir el segundo tren de aterrizaje (9) cuando está replegado.

- 10 Como se muestra en la Figura 5, la sección de punta (3") de la segunda ala tiene una punta plegable (10). Esto permitirá ampliar la envergadura del ala para lograr las características de rendimiento deseadas sin comprometer la capacidad de estacionar la aeronave en las plataformas de estacionamiento estándar del aeropuerto.

- 15 Como se muestra en las Figuras 4-6, el primer motor (1) se monta preferiblemente en la interfaz entre las secciones de raíz (3') y punta (3").

De acuerdo con otra realización preferida, la sección de punta (3") tiene el mismo tamaño (cuerda y envergadura) que la segunda ala (4).

- 20 Por último, de acuerdo con otra realización preferida, el primer motor (1) se monta sobre o debajo de la primera ala (3', 3") de la aeronave.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave asimétrica que tiene:

- 5 - un fuselaje
- una primera ala (3', 3") y una segunda ala (4), extendiéndose cada ala (3', 3", 4) a lo ancho desde una sección de raíz unida al fuselaje de la aeronave hasta una sección de punta que se extiende hacia el exterior desde la sección de raíz,
- un primer motor (1), y
10 - un segundo motor (2) montado en el extremo posterior de la aeronave con su línea central (12) alineada con un eje longitudinal de la aeronave, un extremo posterior de la aeronave que tiene una cola en T (14), y teniendo el segundo motor (2) una carcasa (5) que define una entrada delantera (6) diseñada para ingerir aire que forma una capa límite sobre el fuselaje de la aeronave durante el vuelo, y una salida de popa (7) para permitir la salida de gases de escape del segundo motor (2),
15 - y, un conjunto de tren de aterrizaje principal que comprende un primer tren de aterrizaje (8) y un segundo tren de aterrizaje (9),
caracterizada por que:
- la primera ala (3', 3") tiene una envergadura mayor que la segunda ala (4),
- el primer motor (1) se monta sobre la primera ala (3', 3") de la aeronave,
20 - el primer tren de aterrizaje (8) se une a la primera ala (3', 3") y el segundo tren de aterrizaje (9) se une a un área del fuselaje próxima a la segunda ala (4).

25 2. Una aeronave asimétrica de acuerdo con la reivindicación 1, en donde la primera ala (3', 3") comprende una sección de raíz (3') unida al fuselaje, y una sección de punta (3") que se extiende hacia el exterior desde la sección de raíz (3'),
teniendo la sección de raíz (3') de la primera ala (3', 3") un ángulo de barrido diferente al de la sección de punta (3") de la primera ala (3', 3").

30 3. Una aeronave asimétrica de acuerdo con la reivindicación 2, en donde el primer motor (1) se monta en la interfaz entre las secciones de raíz (3') y de punta (3") de la primera ala (3', 3").

4. Una aeronave asimétrica de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 2-3, en donde la sección de punta (3") de la primera ala (3', 3") tiene el mismo tamaño que la segunda ala (4).

35 5. Una aeronave asimétrica de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 2-4, en donde la sección de punta (3") de la primera ala (3', 3") tiene una punta plegable (10).

6. Una aeronave asimétrica de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 2-5, en donde el primer tren de aterrizaje (8) está unido al larguero trasero de la sección de raíz (3') de la primera ala (3', 3").

40 7. Una aeronave asimétrica de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 2-6, en donde la primera ala (3', 3") está configurada para recibir el primer tren de aterrizaje (8) cuando está replegado.

8. Una aeronave asimétrica de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 2-6, en donde el fuselaje está configurado para recibir el primer tren de aterrizaje (8) cuando está replegado.

45 9. Una aeronave asimétrica de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde la aeronave tiene un carenado ventral (11) configurado para recibir el segundo tren de aterrizaje (9) cuando está replegado.

50 10. Una aeronave asimétrica de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde el primer motor (1) se monta sobre o debajo de la primera ala (3', 3") de la aeronave.

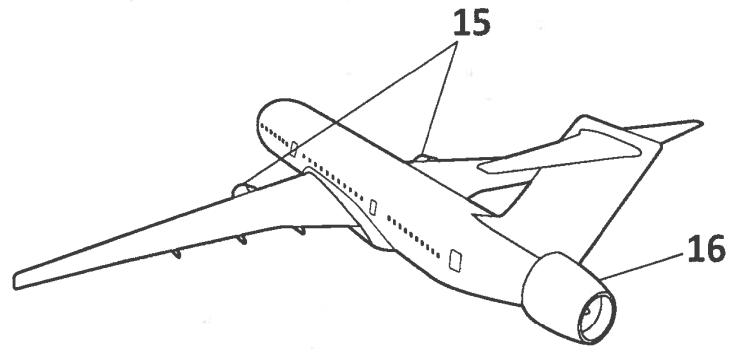


FIG. 1

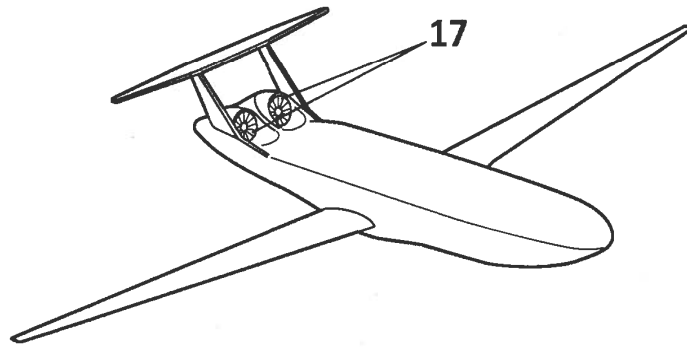


FIG. 2

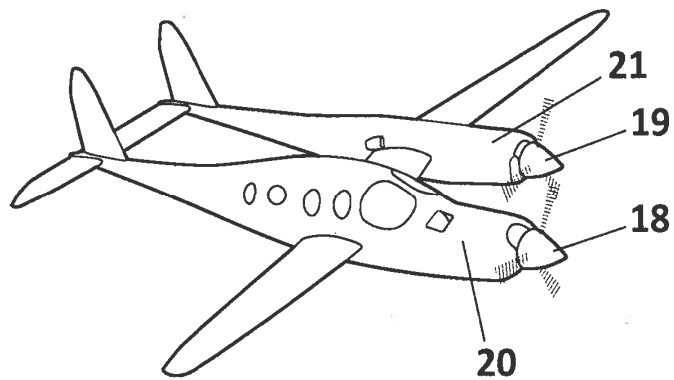


FIG. 3

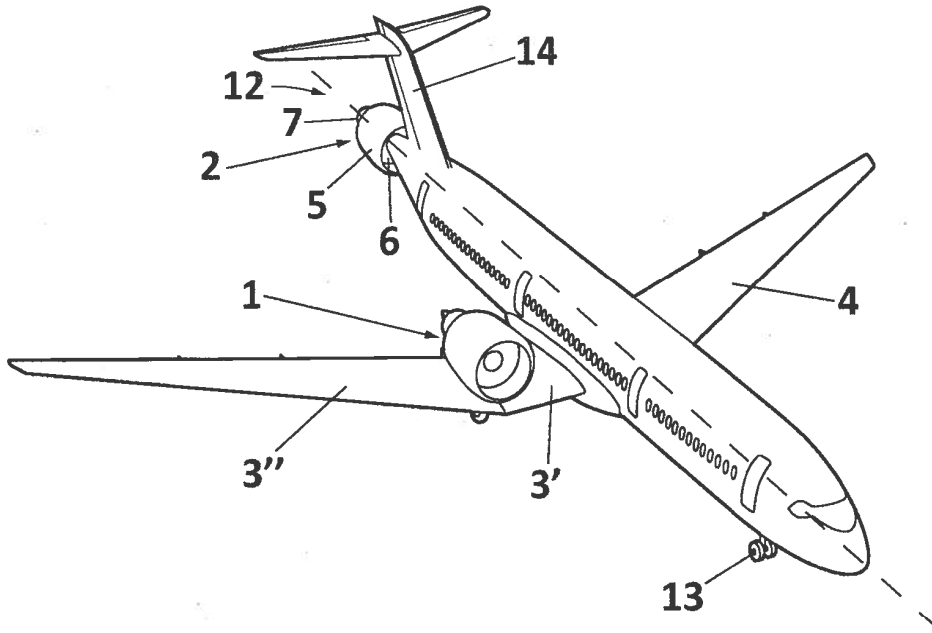


FIG. 4

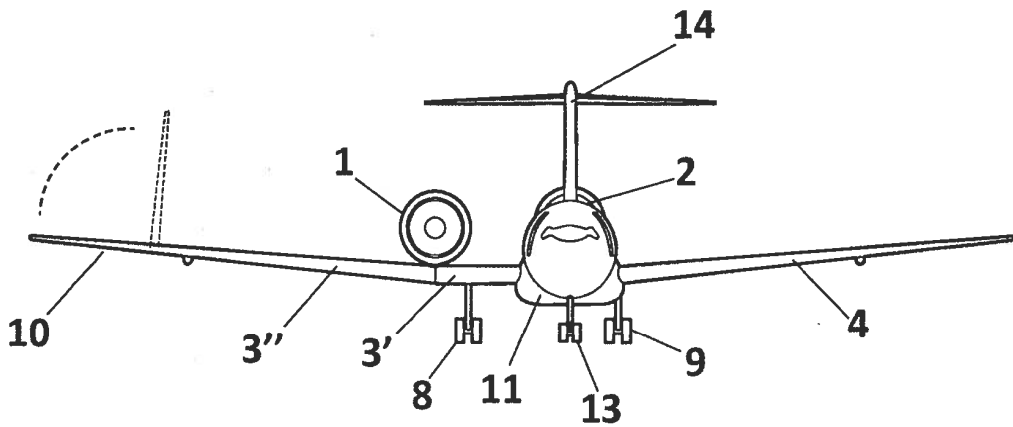


FIG. 5

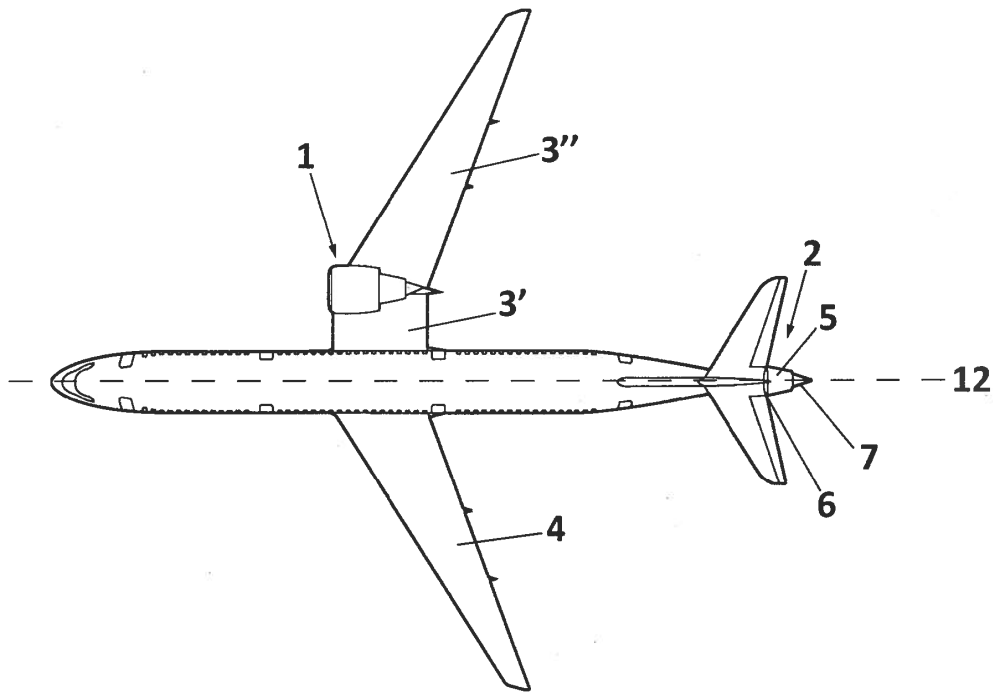


FIG. 6