

OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① Número de publicación: **2 335 459**

② Número de solicitud: 200703399

⑤ Int. Cl.:
B64D 27/14 (2006.01)
B64C 15/12 (2006.01)

⑫

PATENTE DE INVENCION

B1

⑫ Fecha de presentación: **21.12.2007**

⑬ Fecha de publicación de la solicitud: **26.03.2010**

Fecha de la concesión: **24.01.2011**

⑮ Fecha de anuncio de la concesión: **03.02.2011**

⑯ Fecha de publicación del folleto de la patente:
03.02.2011

⑰ Titular/es: **AIRBUS ESPAÑA S.L.**
Avda. John Lennon, s/n
28906 Getafe, Madrid, ES

⑱ Inventor/es: **Verde Preckler, Jorge Pablo;**
Vizarro Toribio, José Miguel;
Viala, Stephane y
Llamas Sandin, Raúl Carlos

⑲ Agente: **Elzaburu Márquez, Alberto**

⑳ Título: **Configuración optimizada de motores de aeronave.**

㉑ Resumen:

Configuración optimizada de motores de aeronave. Configuración de motores (3) de aeronave situados en la parte trasera del fuselaje (2) de dicha aeronave, estando los motores (3) unidos de forma fija por unos pilones (5) a la estructura de la aeronave, comprendiendo dicha estructura un cajón de torsión (14) que atraviesa el fuselaje (2) y sirve de unión de los pilones (5), comprendiendo el fuselaje (2) una abertura (4) que permite el paso de los pilones (5) de cogida de los motores (3), comprendiendo además dicha configuración una zona de pivotaje (8), un actuador (7) y un herraje (6) a través del cual se une el actuador (7) a los pilones (5) y al cajón de torsión (14) de la aeronave, de tal forma que el conjunto formado por el actuador (7) y el herraje (6) permiten el balanceado del conjunto pílón (5) y motor (3) de la aeronave a través de la zona de pivotaje (8), consiguiéndose así un empuje vectorial de la aeronave controlable y óptimo para cada fase de vuelo.

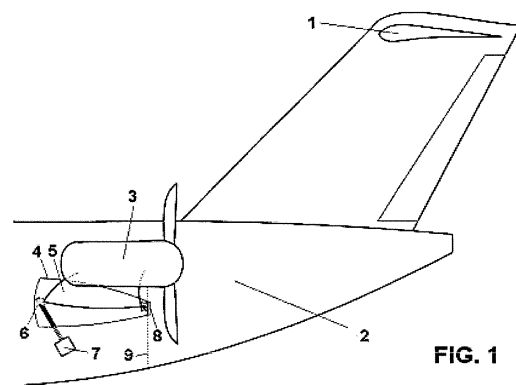


FIG. 1

ES 2 335 459 B1

Aviso: Se puede realizar consulta prevista por el art. 37.3.8 LP.

DESCRIPCIÓN

Configuración optimizada de motores de aeronave.

5 **Campo de la invención**

La presente invención se refiere a una configuración de motores de propulsión de grandes aeronaves de uso civil, y más particularmente de aeronaves que incorporan una configuración de motores unidos al fuselaje trasero, que permite optimizar los motores en varias condiciones de vuelo, principalmente en despegue y en crucero.

10 **Antecedentes de la invención**

Son bien conocidos los beneficios que acarrea el disponer de unos motores que generen empuje vectorial, o empuje direccionable. En los últimos tiempos se han venido desarrollando sistemas que permiten obtener y controlar el vector de empuje de los motores fundamentados principalmente en dos tipos de actuación; bien a través del desvío selectivo de los gases de escape del motor y/o del aire del ventilador de derivación mediante elementos mecánicos direccionables dentro de las toberas (ver por ejemplo ES2010586), bien a través del área variable de los gases de escape sin la modificación del ángulo del vector de empuje de los motores. Todos estos mecanismos en mayor o menor medida añaden complejidad tanto a la configuración de las toberas como a los sistemas de control de las mismas, lo que lleva a desestimar en muchos de los nuevos modelos de aeronaves su empleo dado que el ratio entre los beneficios que acarrearía su utilización y los gastos y problemas asociados que conlleva el hecho de que estén ubicados en un elemento tan complejo y de vital seguridad en una aeronave como son sus sistemas propulsores, no resulta positivo.

Como se describe en el documento US6938408B2, la tecnología del empuje vectorial ha obtenido resultados muy satisfactorios en la aeronáutica militar. Desde el empleo demostrado en aviones militares para regímenes de vuelo a baja velocidad o con elevados ángulos de ataque, así como su ensayo a elevadas altitudes y velocidades medias-altas con el fin de reducir la resistencia en vuelo de crucero. Definiendo la estabilidad de un avión como las fuerzas y momentos generados para recuperar la posición de equilibrio cuando se está fuera del mismo, cuanto mayor sea la estabilidad de una aeronave menor será la maniobrabilidad de la misma, es decir, menor será la capacidad de las superficies de control de sacar del equilibrio al aparato. Es por tanto que el empleo de sistemas que añaden controlabilidad al avión como es el empuje direccionado de los motores se haya utilizado sobretodo en la aviación militar donde su aplicabilidad no ha lugar dudas dada su naturaleza de configuración en la que prima la maniobrabilidad o controlabilidad de la aeronave. Pero este mismo sistema, al igual que ocurre con el resto de superficies aerodinámicas y de control del avión, que puede contribuir a que la aeronave se desvíe de su punto de equilibrio, puede aplicarse de idéntica manera al hecho contrario, es decir, que contribuya a la estabilidad longitudinal estática y dinámica de la aeronave.

El uso de sistemas de empuje vectorial en aviación comercial se entiende también desde el punto de vista de la eficiencia energética de las aeronaves. Es sabido que para que una aeronave tenga estabilidad longitudinal su Centro de Gravedad (CG) debe hallarse a una cierta distancia determinada para cada régimen de vuelo respecto al Centro Aerodinámico de Presiones (CP). Los aviones se diseñan de tal modo que, el momento de picado que produce el hecho de que CG se encuentre adelantado respecto a CP sea contrarestado con el momento producido por el estabilizador horizontal de cola. Si conseguimos a través de la direccionabilidad de los gases de escape contribuir a la estabilidad de la aeronave, podremos diseñar aviones en el que el área del conjunto de cola sea menor y trabaje con ángulos de ataque menores, creando, por tanto, menos resistencia aerodinámica. El hecho de reducir la resistencia aerodinámica y el peso estructural, tiene implícito un gasto menor de energía propulsora, y por consecuencia una mejora de la eficiencia energética.

Diversos estudios realizados ponen también de relieve la mejora en todos los regímenes de vuelo el hecho de optimizar el ángulo de empuje vectorial. Uno de los estudios fundamentales en el diseño de un avión es el ángulo de inclinación de los motores respecto a la horizontal del fuselaje. La inclinación óptima depende de las características del avión así como del régimen de vuelo. Desde el punto de vista de los efectos que produce sobre el ala, un ángulo de empuje positivo contribuye a que los requerimientos de sustentación del ala sean menores, aunque lleva implícito una leve reducción de la componente horizontal del empuje. La iniciativa de desarrollar un sistema de empuje variable adquiere sentido con el hecho de que en cada régimen de vuelo el ángulo óptimo de empuje varía. La controlabilidad de esta variable en vuelo ayuda a reducir la velocidad y la distancia en el despegue, a conseguir alcanzar mayor altura con el mismo nivel de propulsión en la fase de ascenso, mínima propulsión en régimen de crucero, mejor rango de planeo en el descenso y la reducción de la velocidad final de aproximación y, como consecuencia, de la distancia de aterrizaje.

Los beneficios que acarrea el uso de un empuje vectorial se describen de igual modo en documentos conocidos en la técnica que buscan una solución viable para su utilización, lo que contrasta con su aplicabilidad posterior en diseños reales de aeronaves. El propósito de la presente invención no es sólo desarrollar un sistema que proporcione empuje vectorial en la aeronave, sino además que este sistema sea aplicable. El principal problema que plantean los sistemas patentados hasta la actualidad es la complejidad que añade su utilización en vuelo. Así, el gran número de elementos móviles que aportan estos sistemas a las toberas de los motores supone que su uso conlleve un gasto excesivo de mantenimiento que asegure el buen funcionamiento del sistema. Otros de los sistemas conocidos añaden una gran complejidad a los sistemas de control de vuelo, lo que hace que el tiempo empleado en su operatividad óptima

no redunde en la mejora del comportamiento global de la aeronave en el que pretenden influir pero del cual no son determinantes.

La presente invención viene a ofrecer una solución a los problemas anteriormente mencionados.

5

Sumario de la invención

Así, la presente invención se refiere a un sistema que proporciona un basculado en motores de propulsión de grandes aeronaves de uso civil, y más particularmente un sistema que puede ser utilizado en aquellas aeronaves que incorporan una configuración de motores unidos al fuselaje trasero. El uso de esta invención permite optimizar las actuaciones en despegue, ascenso, crucero y aterrizaje, a la vez que se mejora la seguridad en vuelo y se reduce la velocidad mínima de despegue y aterrizaje.

La invención desarrolla un sistema que no afecta al diseño de los motores y se fundamenta en el sistema desarrollado y utilizado en todas las aeronaves comerciales en fase de construcción en la actualidad, es decir, aporta una solución análoga al trimado o balanceado del estabilizador horizontal de cola tanto en configuración como en control, lo que asegura su viabilidad.

La invención se orienta de forma particular hacia un diseño de avión donde su beneficio relativo es mayor, es decir, una configuración de aeronave cuyos motores se encuentran situados en la parte trasera del fuselaje. El hecho de variar la posición de los motores implica el movimiento de los pilones, ya que son estructuras intrínsecamente unidas. El momento de cabeceo que se consigue con la direccionalidad de los gases de escape se ve incrementado con la sustentación producida por los pilones. La suma de estos dos efectos es relativamente mayor para una configuración de aeronave con motores situados en la zona trasera del fuselaje, ya que se encuentran más alejados del centro de gravedad que si estuviesen unidos, por ejemplo, al conjunto alar. De esta manera, la reducción de peso del conjunto de cola como consecuencia del efecto producido por el empuje vectorial es relativamente mayor, lo cual contribuye a una mejora en la eficiencia energética.

El objetivo de esta invención es montar los motores de la aeronave en la parte trasera del fuselaje con un dispositivo que permita variar el ángulo de incidencia de los pilones y, como consecuencia, la dirección del empuje de los motores. Esta variación permite producir un momento de cabeceo en la aeronave. El tener un control adicional para generar momento de cabeceo permite optimizar el motor en varias condiciones de vuelo, principalmente en despegue y en crucero. De este modo puede reducirse la potencia máxima necesaria para los motores, reduciendo su peso, y debido a esta reducción de peso, reducir el peso de los pilones, y del fuselaje trasero. Adicionalmente, el empenaje horizontal se utiliza para producir momento de cabeceo, de modo que su tamaño puede reducirse al tener un sistema propulsivo de empuje variable. Estas reducciones conllevan una mejora de la eficiencia energética de la aeronave.

La invención no va encaminada hacia el mecanismo de funcionamiento del sistema de trimado o balanceado de los pilones, sino hacia el hecho de realizar un trimado o balanceado de los mismos para una configuración de montaje en la parte trasera del fuselaje y, por ende, conseguir un empuje vectorial controlable y óptimo para cada fase de vuelo sin modificar la estructura interna de los motores. Tampoco está orientada a un mecanismo para motores de desviación de los gases del motor, sino que utiliza motores convencionales donde la componente de salida de gases es única y horizontal.

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

Descripción de las figuras

La figura 1 muestra en esquema y en perfil una aeronave con una configuración de motores optimizada según la presente invención.

La figura 2 muestra en esquema una ampliación de la figura 1 en torno a la abertura del fuselaje de la aeronave con configuración de motores optimizada según la presente invención.

La figura 3 muestra en esquema una ampliación de la figura 2 en torno a la zona de pivotaje de la aeronave con configuración de motores optimizada según la presente invención.

La figura 4 muestra en esquema y en planta una aeronave con una configuración de motores optimizada según la presente invención.

La figura 5 muestra en esquema una ampliación de la figura 4 en torno al cajón central de una aeronave con una configuración de motores optimizada según la presente invención.

Descripción detallada de la invención

Según se observa en las figuras 1 y 4, las cuales corresponden a las vistas de perfil y planta de una aeronave con una configuración de motores optimizada según la presente invención, para configuraciones de aviones con motores

ES 2 335 459 B1

situados en la parte trasera del fuselaje 2, el objetivo de la invención es proporcionar un sistema que permita variar el ángulo de incidencia del conjunto pilón - grupo propulsor de la aeronave. Esta variación en el ángulo de expulsión de los gases de escape en las toberas de los motores 3 permitirá direccionar el empuje de tal manera que se logre actuar sobre la aeronave proporcionando momentos de cabeceo adecuados para cada fase de vuelo.

5 La figura 1 muestra en esquema y en perfil una aeronave con una configuración de motores optimizada según la invención, que comprende un estabilizador horizontal 1, motores 3 ubicados en la parte trasera del fuselaje 2 y una
10 abertura 4 en el fuselaje que permite el paso de los pilones 5 de cogida de los motores. Asimismo, se representan en esta figura los herrajes de la zona de pivotaje 8, enganchados a la cuaderna 9 del fuselaje trasero, y el herraje 6 de cogida a un actuador 7, preferiblemente un actuador 7 de tornillo sinfín. El conjunto formado por el herraje 6 y el
15 tornillo sinfín 7 permiten el balanceado del conjunto pilón - grupo propulsor de la aeronave a través de la zona de pivotaje 8.

La figura 2 muestra en esquema una ampliación de la figura 1 en torno a la abertura 4 del fuselaje de una aeronave
15 con una configuración de motores optimizada según la invención. En dicha figura se puede apreciar con detalle que la zona de pivotaje 8 está compuesta por el herraje 11 unido al conjunto pilón del motor y por el herraje 12 unido a la cuaderna 9 del fuselaje trasero. La unión de los herrajes 11 y 12 da lugar al eje de pivotaje 10. Adicionalmente, se aprecia mejor el actuador de tornillo sinfín 7 y su acoplamiento al conjunto pilón a través del herraje 6. Es decir, el trimado del conjunto pilón - grupo propulsor se consigue actuando sobre el tornillo sinfín 7, a través del cual
20 se consigue el empuje vectorial deseado. El movimiento que se induce en el pilón de la aeronave en su lado más adelantado como consecuencia de la acción del tornillo sinfín 7, es absorbido por el lado más retrasado del pilón gracias al grado de libertad que proporciona el eje de pivotaje 10. Al ser el eje de pivotaje 10 perpendicular al plano vertical de la aeronave, está asegurado que el balanceado del conjunto pilón - grupo propulsor y, como consecuencia, que la componente vectorial del empuje de los motores respecto al eje longitudinal de la aeronave, se mantengan
25 siempre dentro de planos paralelos al plano vertical.

La figura 3 muestra en esquema una ampliación de la figura 2 en torno a la zona de pivotaje 8 de una aeronave con una configuración de motores optimizada según la invención, pudiéndose apreciar con mayor detalle la configuración
30 de los elementos que la forman, es decir, el herraje 11 y su unión al conjunto pilón 5 y el herraje 12 con su unión a la cuaderna 9 del fuselaje trasero, así como la unión entre ambos que da lugar al eje de pivotaje 10.

La figura 4 muestra en esquema y en planta una aeronave con una configuración de motores optimizada según la invención que comprende un estabilizador horizontal 1, motores 3 ubicados en la parte trasera del fuselaje 2 y una
35 abertura 4 en el fuselaje que permite el paso de los pilones 5 de cogida de los motores. También se representan los largueros 13 del pilón, y el cajón central o de torsión 14 que atraviesa el fuselaje trasero 2 y sirve de unión de los pilones 5. Asimismo se representan los herrajes de la zona de pivotaje 8, los cuales están unidos a la cuaderna 9 del fuselaje trasero 2, y el herraje 6 de cogida al actuador de tornillo sinfín.

Con la explicación de las anteriores figuras y la representación en planta de la aeronave de la figura 4, se puede
40 observar cómo se asegura que el empuje vectorial tiene la misma direccionalidad en ambos motores 3. Dicha característica redundante en la mejora de la controlabilidad del sistema de balanceado que se propone en la invención, respecto al de la técnica anterior conocida. El hecho de que el tornillo sinfín se encuentre en la perpendicular del eje longitudinal de la aeronave y el cajón central o de torsión 14 en plano horizontal o en uno paralelo al mismo unido a la cuaderna 9 a través de los herrajes simétricos que dan lugar a la zona de pivotaje 8, asegura que la componente del empuje se
45 desvíe angularmente dentro de planos paralelos al vertical de la aeronave.

La figura 5 muestra en esquema una ampliación de la figura 4 en torno al cajón central o de torsión 14. En ella se representa el actuador de tornillo sinfín 7 y su unión al conjunto que forman los pilones 5 y el cajón central o de
50 torsión 14 a través del herraje 6. También se puede observar la cuaderna 9 del fuselaje a la que van unidos los herrajes 12, y los herrajes 11 de unión al cajón central o de torsión 14, así como el eje de pivotaje 10.

Como se puede observar en la figura 4 y con más detalle en la figura 5, los pilones 5 de la aeronave, que tienen una
55 unión fija con los motores 3, están unidos igualmente entre sí a través de la estructura formada por sus cuadernas 13 y el cajón de torsión 14. Por tanto todos estos elementos forman entre sí un sólido rígido. El balanceado de este sólido rígido nos proporciona un empuje vectorial que tendrá un movimiento angular respecto al eje longitudinal del avión, sin salirse en ningún momento el movimiento de su eje de giro del plano vertical de la aeronave. Este movimiento se consigue a través una zona de pivotaje 8, que está formado por los herrajes simétricos 11 unidos de forma fija al cajón de torsión 14 y por los herrajes simétricos 12 unidos de forma fija a la cuaderna 9 y cuyo acoplamiento da lugar al eje de pivotaje 10 ortogonal al eje longitudinal del avión y dentro de un plano paralelo al horizontal, y el herraje 6, que
60 sirve de acoplamiento entre el cajón de torsión 14 y el tornillo sinfín 7. Los sistemas de control de la aeronave para cada fase de vuelo proporcionarán el ángulo de empuje adecuado a través de la actuación del tornillo sinfín 7, el cual, a través del herraje 6, variará la posición del sólido rígido que forman pilones y motores al pivotar sobre el eje 10. Al comportarse el conjunto formado por los pilones y los grupos propulsores como una única estructura que pivota con las características detalladas sobre el eje 10, aseguramos que el vector de empuje de los motores sea idéntico y controlable.
65 En este proceso no habremos interferido en la estructura interna de motores convencionales de aeronaves de uso civil presentes en la actualidad en el mercado y habremos usado un sistema de balanceado ampliamente ensayado en el conjunto de cola.

ES 2 335 459 B1

Como se ha explicado anteriormente, el efecto conjunto de los pilones 5 y la direccionabilidad de los gases de escape de los motores 3 darán lugar a un momento de cabeceo, bien por comportarse como una superficie aerodinámica de control en el primer caso, bien por producir un empuje en el segundo, que repercutirá muy positivamente a la hora de diseñar un estabilizador horizontal 1 más pequeño y por tanto menos pesado. Para una aeronave con un fuselaje trasero del tipo 2 que incorpora el conjunto formado por los pilones 5 y los motores 3, la diferencia entre incorporar el sistema de balanceado propuesto o no, será la posibilidad de la reducción del tamaño de los pilones y los motores como consecuencia de la optimización de su posición y por tanto de su efecto en cada fase de vuelo, de manera que la superficie aerodinámica requerida en los pilones sea menor y la potencia propulsiva de los motores se vea reducida. La mejora de la eficiencia energética para una estructura menos pesada y para unos motores con unos requerimientos de empuje menor es obvia.

En las realizaciones preferentes que acabamos de describir pueden introducirse aquellas modificaciones comprendidas dentro del alcance definido por las siguientes reivindicaciones.

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

ES 2 335 459 B1

REIVINDICACIONES

5 1. Configuración de motores (3) de aeronave situados en la parte trasera del fuselaje (2) de dicha aeronave, es-
tando los motores (3) unidos de forma fija por unos pilones (5) a la estructura de la aeronave, comprendiendo dicha
estructura un cajón de torsión (14) que atraviesa el fuselaje (2) y sirve de unión de los pilones (5), **caracterizada**
porque el fuselaje (2) comprende una abertura (4) que permite el paso de los pilones (5) de cogida de los motores (3),
comprendiendo además dicha configuración una zona de pivotaje (8), un actuador (7) y un herraje (6) a través del cual
10 se une el actuador (7) a los pilones (5) y al cajón de torsión (14) de la aeronave, de tal forma que el conjunto formado
por el actuador (7) y el herraje (6) permiten el balanceado del conjunto pilón (5) y motor (3) de la aeronave a través
de la zona de pivotaje (8), consiguiéndose así un empuje vectorial de la aeronave controlable y óptimo para cada fase
de vuelo.

15 2. Configuración de motores (3) de aeronave según la reivindicación 1 **caracterizada** porque la zona de pivotaje (8)
comprende unos herrajes simétricos (11) unidos de forma fija al cajón de torsión (14) de la aeronave y unos herrajes
simétricos (12) unidos de forma fija a la cuaderna (9) de la aeronave, dando lugar el acoplamiento de los citados
herrajes (11, 12) a un eje de pivotaje (10).

20 3. Configuración de motores (3) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-2 **caracterizada** porque el
actuador (7) se encuentra en la perpendicular del eje longitudinal de la aeronave.

25 4. Configuración de motores (3) de aeronave según la reivindicación 3 **caracterizada** porque el cajón de torsión
(14) se encuentra en un plano horizontal a la perpendicular del eje longitudinal de la aeronave, unido a la cuaderna (9)
a través de los herrajes (11, 12) que dan lugar a la zona de pivotaje (8), de tal forma que la componente del empuje de
la aeronave se desvíe angularmente dentro de planos paralelos al vertical de la aeronave.

30 5. Configuración de motores (3) de aeronave según la reivindicación 3 **caracterizada** porque el cajón de torsión
(14) se encuentra en un plano paralelo a la perpendicular del eje longitudinal de la aeronave, unido a la cuaderna (9) a
través de los herrajes (11, 12) que dan lugar a la zona de pivotaje (8), de tal forma que la componente del empuje de
la aeronave se desvíe angularmente dentro de planos paralelos al vertical de la aeronave.

6. Configuración de motores (3) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizada**
porque el actuador (7) es del tipo actuador de tornillo sinfín.

35 7. Configuración de motores (3) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizada**
porque los pilones (5), que tienen una unión fija con los motores (3) de la aeronave, están unidos entre sí a través de
la estructura formada por sus cuadernas (13) y el cajón de torsión (14), de tal forma que todos estos elementos forman
entre sí un sólido rígido.

40

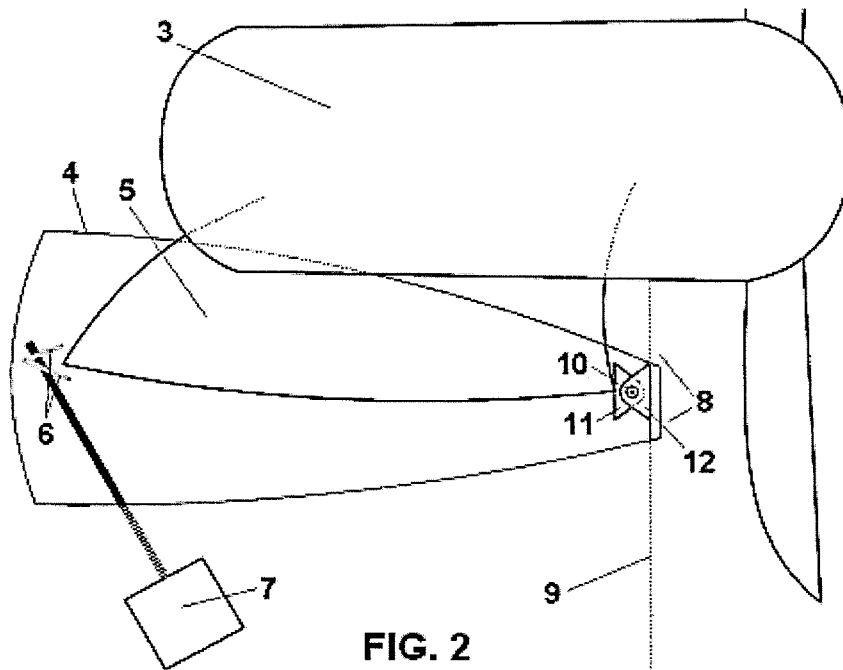
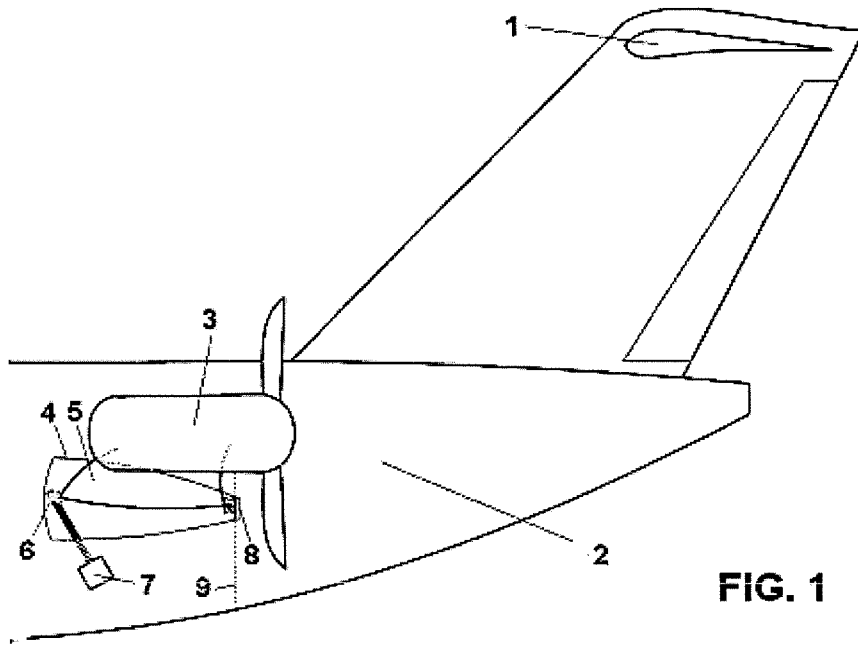
45

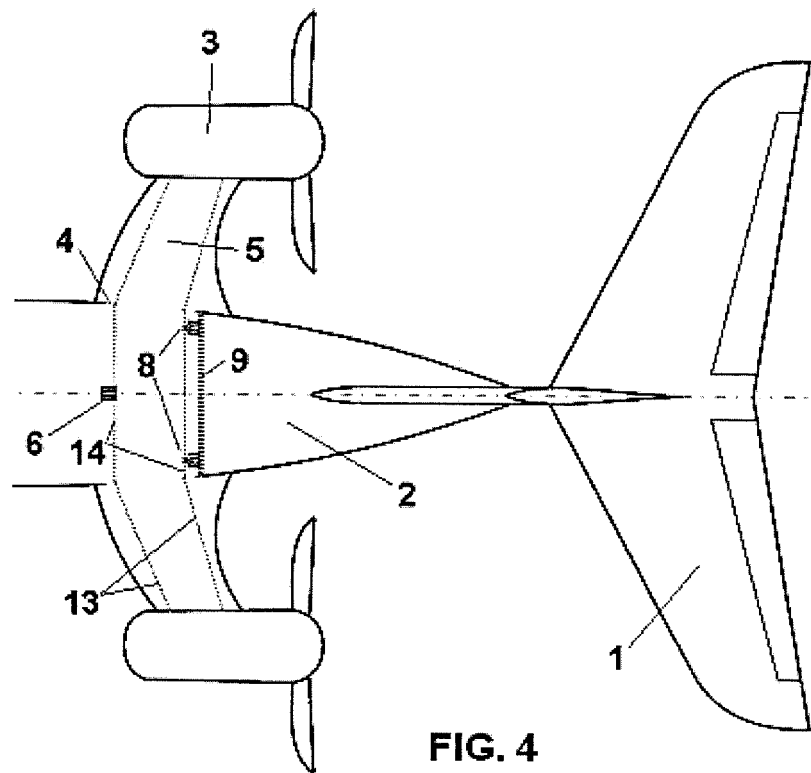
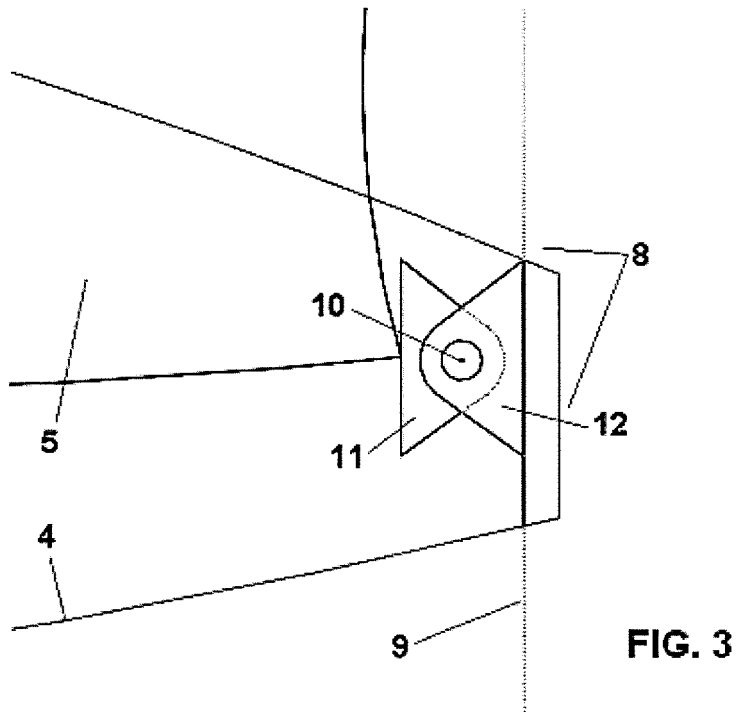
50

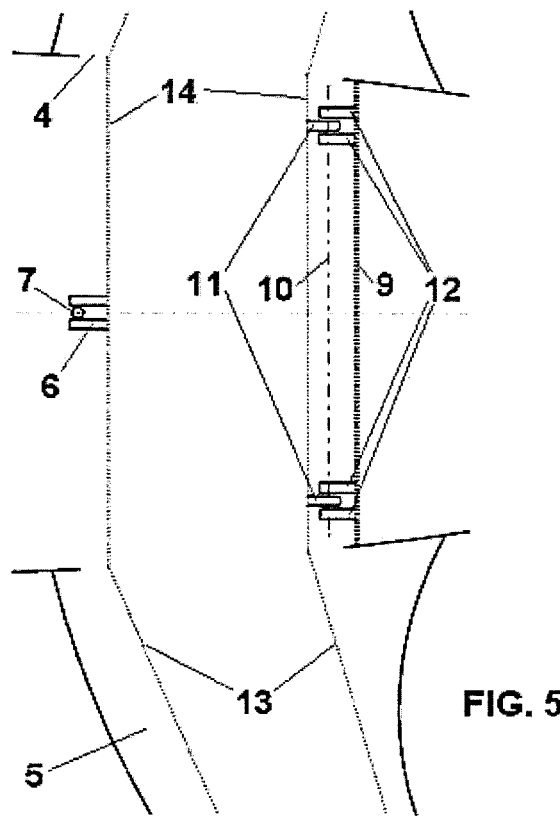
55

60

65









OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① ES 2 335 459

② Nº de solicitud: 200703399

③ Fecha de presentación de la solicitud: 21.12.2007

④ Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤ Int. Cl.: **B64D 27/14** (2006.01)
B64C 15/12 (2006.01)

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	⑥	Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
Y		FR 2647414 A1 (DELMOTTE DIDIER) 30.11.1990, página 1, línea 14 - página 2, línea 34; figuras 2-3.	1-7
Y		GB 400735 A (HAROLD BOLAS; RUPERT JOHN GOODMAN CROUCH) 02.11.1933, todo el documento.	1-7
A		US 4492353 A (PHILLIPS) 08.01.1985, columna 2, línea 56 - columna 5, línea 10; figuras.	1-7
A		GB 526899 A (RENE TAMPIER) 27.09.1940, página 1, líneas 10-104; figuras 1-4.	1-7
A		EP 1057724 A2 (AGUSTA SPA) 06.12.2000, párrafos [17-21]; párrafos [30-33]; figuras.	1-7
A		US 3469803 A (SCHMIELAU et al.) 30.09.1969, columna 4, líneas 10-35; figuras.	1-7
A		FR 811928 A (SIMONET) 26.04.1937, todo el documento.	1-7
A		ES 2277774 A1 (EADS DEUTSCHLAND GMBH) 16.07.2007, columna 4, líneas 40-55; columna 6, líneas 34-38; figuras.	1-7

Categoría de los documentos citados

X: de particular relevancia

Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría

A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita

P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud

E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

El presente informe ha sido realizado

para todas las reivindicaciones

para las reivindicaciones nº:

Fecha de realización del informe

11.03.2010

Examinador

J. Galán Mas

Página

1/4

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)

B64D, B64C

Bases de datos electrónicas consultadas durante la búsqueda (nombre de la base de datos y, si es posible, términos de búsqueda utilizados)

INVENES, EPODOC

Fecha de Realización de la Opinión Escrita: 11.03.2010

Declaración

Novedad (Art. 6.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones 1-7	SÍ
	Reivindicaciones	NO
Actividad inventiva (Art. 8.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones	SÍ
	Reivindicaciones 1-7	NO

Se considera que la solicitud cumple con el requisito de **aplicación industrial**. Este requisito fue evaluado durante la fase de examen formal y técnico de la solicitud (Artículo 31.2 Ley 11/1986).

Base de la Opinión:

La presente opinión se ha realizado sobre la base de la solicitud de patente tal y como ha sido publicada.

1. Documentos considerados:

A continuación se relacionan los documentos pertenecientes al estado de la técnica tomados en consideración para la realización de esta opinión.

Documento	Número Publicación o Identificación	Fecha Publicación
D01	FR 2647414 A1	30-11-1990
D02	GB 400735 A	02-11-1933
D03	ES 2277774 A1	16-07-2007

2. Declaración motivada según los artículos 29.6 y 29.7 del Reglamento de ejecución de la Ley 11/1986, de 20 de marzo, de patentes sobre la novedad y la actividad inventiva; citas y explicaciones en apoyo de esta declaración

El documento D01 describe una configuración de motores de aeronave situados en la parte trasera del fuselaje de dicha aeronave, estando los motores unidos de forma fija por unos pilones a la estructura de la aeronave, estando dichos pilones unidos de forma rígida con un eje (3) que atraviesa el fuselaje, comprendiendo la estructura del aeronave dos zonas de apoyo (2) de dicho eje (3) sobre las que puede rotar éste, al ser movido por un brazo de palanca (5), de forma que permite el balanceado del conjunto pilón y motor de la aeronave consiguiéndose así un empuje vectorial de la aeronave controlable y óptimo para cada fase de vuelo. Además, de dicho documento D01 se desprende que la configuración de montaje de los propulsores está prevista para que la componente de empuje de la aeronave se desvíe angularmente dentro de planos paralelos al vertical de la aeronave.

Por tanto, el documento D01 describe el objeto esencial de la invención de conseguir una configuración de montaje en la parte trasera del fuselaje que permita un empuje vectorial controlable para cada fase del vuelo sin modificar la estructura interna de los motores. Se diferencia del objeto de la reivindicación 1 fundamentalmente en el mecanismo de balanceado del conjunto propulsor. Sin embargo, ya el documento D02 muestra un sistema de balanceado de una estructura sobre la que se soporta un propulsor, con el objetivo de conseguir un empuje vectorial de la aeronave controlable sin modificar los motores, en el que, sobre la estructura del motor y sobre una estructura de soporte del avión, se disponen sendos herrajes (117) que se unen como eje de pivotaje del propulsor y en su parte inferior se dispone un herraje que se une a un elemento actuador que hace pivotar la estructura del motor (ver figuras 18-19).

Se considera que sería una opción de diseño al alcance del experto en la materia aplicar un mecanismo de este tipo a la configuración de propulsores unidos rígidamente en la parte trasera del fuselaje de la aeronave para conseguir, de otra manera, el mismo fin. Igualmente se considera que otras características reivindicadas en reivindicaciones dependientes son detalles de diseño relativamente conocidos en este campo técnico (véase, por ejemplo, documento D03) por lo que se concluye que las reivindicaciones 1 a 7, si bien cumplen el requisito de novedad al no haberse encontrado ningún documento que muestre todas las características de la reivindicación independiente 1 (art. 6 de Ley 11/1986), no implican actividad inventiva de acuerdo al artículo 8 de la Ley 11/1986.