

(12) SOLICITUD INTERNACIONAL PUBLICADA EN VIRTUD DEL TRATADO DE COOPERACIÓN EN MATERIA DE PATENTES (PCT)

(19) Organización Mundial de la Propiedad
Intelectual
Oficina internacional



(10) Número de Publicación Internacional

WO 2010/116018 A2

(43) Fecha de publicación internacional
14 de octubre de 2010 (14.10.2010)

PCT

(51) Clasificación Internacional de Patentes:
B64C 39/06 (2006.01)

(21) Número de la solicitud internacional:
PCT/ES2010/070215

(22) Fecha de presentación internacional:
7 de abril de 2010 (07.04.2010)

(25) Idioma de presentación: español

(26) Idioma de publicación: español

(30) Datos relativos a la prioridad:
P200900951 7 de abril de 2009 (07.04.2009) ES

(71) Solicitante (para todos los Estados designados salvo US): AIRBUS OPERATIONS, S.L. [ES/ES]; Avda. John Lennon s/n, E-28906 Getafe, Madrid (ES).

(72) Inventor; e

(75) Inventor/Solicitante (para US solamente): LLAMAS SANDÍN, Raúl Carlos [ES/ES]; C/ Maestro Turina, 3, E-28300 Aranjuez, Madrid (ES).

(74) Mandatario: ELZABURU, Alberto de; C/ Miguel Angel, 21, E-28010 Madrid (ES).

(81) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección nacional admisible): AE,

AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección regional admisible): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europea (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publicada:

— sin informe de búsqueda internacional, será publicada nuevamente cuando se reciba dicho informe (Regla 48.2(g))

(54) Title: AIRCRAFT HAVING A LAMBDA-BOX WING CONFIGURATION

(54) Título : AVIÓN CON CONFIGURACIÓN ALAR EN CAJA LAMBDA.

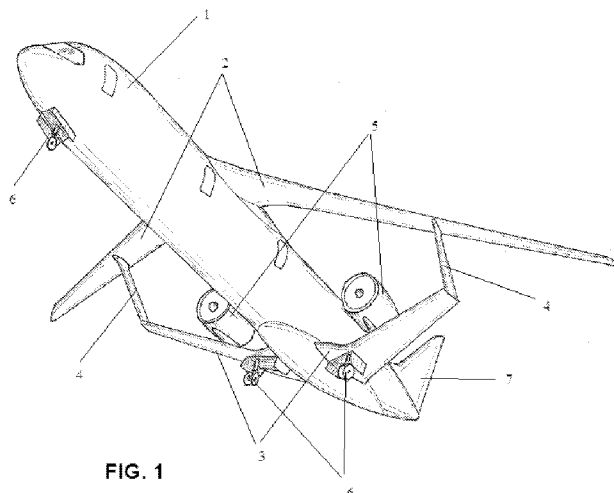


FIG. 1

(57) Abstract: Aircraft having a lambda-box wing configuration, comprising a fuselage (1), a propulsion system (5), a first pair of swept-back airfoils (2), connected to the top forward portion of the fuselage (1), a second pair of swept-forward airfoils (3), connected to the lower rear portion of the fuselage (1) at a point of the said fuselage (1) aft of the connection of the swept-back airfoils (2), and a third pair of substantially vertical airfoils (4), the tips of the swept-forward airfoils (3) being connected to the lower side of the swept-back airfoils (2) at an intermediate point of the span of the said swept-back airfoils (2), by means of the substantially vertical airfoils (4), the swept-back airfoils (2) having a higher aspect ratio than that of the swept-forward airfoils (3), which makes the swept-back airfoils (2) have a reduced induced drag without penalizing the weight thereof.

(57) Resumen:

[Continúa en la página siguiente]

WO 2010/116018 A2



Avión con configuración alar en caja lambda, que comprende un fuselaje (1), un sistema de propulsión (5), un primer par de superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2), conectado a la porción delantera superior del fuselaje (1), un segundo par de superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3), conectado a la porción posterior inferior del fuselaje (1) en un punto de dicho fuselaje (1) detrás de la conexión de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2), y un tercer par de superficies de sustentación sustancialmente verticales (4), estando las extremidades de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3) conectadas al lado inferior de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) en un punto intermedio de la envergadura de dichas superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2), por medio de unas superficies de sustentación sustancialmente verticales (4), teniendo las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) un alargamiento más alto que el de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3), lo cual hace que las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) tengan una resistencia inducida reducida sin penalizar su peso.

AVIÓN CON CONFIGURACIÓN ALAR EN CAJA LAMBDA

CAMPO DE LA INVENCION

La presente invención se refiere a un avión que tiene una disposición alar que define una caja o un marco cerrado que reduce la resistencia inducida de sustentación y que proporciona una eficiencia estructural mejorada del avión así como una reducción del ruido del motor percibido en tierra.

ANTECEDENTES

La eficiencia económica es una consideración importante en la técnica del diseño del avión. Recientemente el impacto ambiental del avión también se ha convertido en un factor importante incluido en el proceso de diseño. En general, se puede afirmar que la eficiencia tanto económica como ambiental mejoran cuando el avión tiene un consumo bajo de combustible. Los factores principales que contribuyen a reducir el consumo de combustible de un avión son: una baja resistencia aerodinámica, un peso estructural inferior y una eficiencia propulsora más alta.

La resistencia aerodinámica de un avión se puede interpretar como la energía por unidad de longitud que el avión transfiere al aire en el cual se mueve y es, de hecho, la fuerza que se opone al movimiento del avión que el empuje proporcionado por el sistema propulsor debe igualar en vuelo uniforme y horizontal.

Diversos fenómenos físicos contribuyen a la generación de la resistencia aerodinámica que da lugar a las diversas formas de resistencia analizadas en el proceso de diseño del avión, principalmente:

- *Resistencia por rozamiento*, producida por la transferencia de la energía cinética a la capa límite o al aire que rodea la envolvente del avión y que se convierte en la estela de aire turbulento que el vehículo deja detrás. La resistencia por rozamiento aumenta con el cuadrado de la velocidad y es proporcional al área mojada, que es la superficie de la envolvente del avión expuesta a la circulación externa de aire. Para reducir la resistencia por rozamiento es deseable reducir el área mojada del avión.

- *Resistencia inducida o resistencia inducida de sustentación* es una fuerza de resistencia que se produce siempre que un objeto móvil de tamaño finito vuelve a dirigir la circulación de aire que viene hacia el mismo. Esta fuerza de resistencia se produce típicamente en el avión debido a que las alas vuelven a dirigir el aire entrante hacia abajo para producir la sustentación. Con los otros parámetros permaneciendo constantes, conforme aumenta el ángulo de ataque del avión, también aumenta la resistencia inducida.

La sustentación del avión se produce por la aceleración de la circulación de aire sobre la superficie superior de un ala, que crea de este modo una diferencia de presión

entre el aire que fluye sobre las superficies superior e inferior del ala. En un ala de envergadura finita, parte del aire fluye alrededor del extremo del ala desde la superficie inferior a la superficie superior produciendo los torbellinos de extremo de ala que se arrastran detrás de las alas de avión. La energía cinética absorbida por los torbellinos de extremo de ala se extrae en última instancia del sistema propulsor del avión y es por tanto una forma de resistencia. Estos torbellinos de extremo de ala modifican también la circulación de aire alrededor de un ala, en comparación con un ala de envergadura infinita, reduciendo la eficiencia del ala para generar la sustentación, requiriendo de este modo un ángulo de ataque superior para compensar, e inclinando la fuerza aerodinámica total hacia atrás. La resistencia inducida en las superficies de sustentación es inversamente proporcional al cuadrado de la velocidad del aire, es decir, si la velocidad del avión aumenta, la resistencia inducida se reduce en las superficies de sustentación mientras que aumenta la masa total de aire desviada por el ala por unidad de tiempo.

La resistencia inducida depende, por una parte, de la forma en proyección horizontal del ala y, por otra parte, de la velocidad del avión. Un ala de elevado alargamiento, es decir, un ala que es larga y delgada, produce menos resistencia inducida. Sin embargo, en estas alas largas y delgadas las fuerzas sustentadoras crean cargas grandes en voladizo y por tanto momentos de flexión grandes, especialmente en las raíces del ala, que llevan a un peso estructural aumentado del ala y del avión.

El peso aumentado de las alas esbeltas condujo en los comienzos de la aviación a aviones que comprenden superficies de sustentación múltiples estructuradas por tirantes y cables, siendo habitual un diseño de biplano. Conforme se hicieron disponibles nuevos materiales, el diseño de avión dio lugar a la configuración de monoplano, con alargamientos de ala del orden de 10, como un compromiso entre una resistencia inducida baja y un peso estructural aceptable.

- *Resistencia de onda o compresible*. El avión moderno de alta velocidad navega a velocidades cercanas a la velocidad del sonido, aproximadamente Mach 0,8, es decir, ocho décimas partes de la velocidad del sonido. A estas velocidades, la circulación de aire es acelerada por la forma de la superficie de sustentación, lo cual puede llevar a velocidades de flujo locales muy próximas o superiores a la velocidad del sonido, lo cual a su vez produce una pérdida de energía cinética debido a los efectos irreversibles en la compresión y en la expansión del aire. Ésta es otra forma de resistencia aerodinámica, propia del vuelo a velocidades cercanas o superiores a la velocidad del sonido, conocida como resistencia de onda o compresible debido a los efectos de compresión. Ha sido bien conocido desde mediados del siglo XX que la resistencia de

onda puede ser disminuida significativamente diseñando las alas con flecha positiva de modo que la circulación de aire local vaya alrededor de una superficie de sustentación de un espesor aparente reducido por el coseno del ángulo de la flecha positiva, mientras que el ala se comporta estructuralmente como si tuviera su espesor verdadero.

Puesto que el avión debe proporcionar suficiente sustentación aerodinámica para sostener su peso en vuelo uniforme, está claro que, para una configuración y una carga útil dadas del avión, aviones más pesados tendrán más resistencia y por tanto mayor consumo de combustible, siendo la eficiencia o ligereza estructural una característica de diseño deseable para mejorar la eficiencia económica del avión.

Una medida de la eficiencia de propulsión total del sistema de motor propulsor del avión es la masa de combustible requerida para proporcionar una fuerza de empuje dada por unidad de tiempo. Para los motores térmicos usados en aeronáutica, por ejemplo turborreactores, turbohélices, propulsores de hélice, turbopropulsores, motores de pistón etc...., la eficiencia de propulsión total depende del diseño de la maquinaria interna y de las temperaturas de funcionamiento del ciclo termodinámico del motor, pero también inversamente de la relación de la velocidad de los gases de escape a la velocidad del avión. Por lo tanto, a fin de aumentar la eficiencia de propulsión de un motor de avión es deseable aumentar el diámetro de los elementos que imparten el momento lineal al aire, por ejemplo, la hélice, el turboventilador, el turboventilador no entubado, de forma que para una fuerza de empuje dada, es decir transferencia de momento por unidad de tiempo, aumente el flujo de masa total y baje la velocidad de escape. Esto ha conducido a un aumento continuo en el diámetro de los motores de avión durante las décadas pasadas, hasta un punto en el que está llegando a ser difícil colocar los motores en el emplazamiento clásico debajo de las alas.

Una consideración adicional con respecto a la eficiencia ambiental de un avión es la firma de ruido que produce a lo largo de su trayectoria de vuelo, particularmente en las fases de despegue y de aterrizaje, en las que el avión está más cercano del suelo. El aumento del diámetro de los elementos propulsores también ayuda a reducir el ruido emitido por el motor. Se puede obtener reducciones adicionales del nivel de ruido percibido si el ruido emitido por los motores se puede apantallar por la estructura del avión.

Un típico avión de transporte grande moderno de alta velocidad tiende a ser de configuración monoplano, con una sola ala o superficie de sustentación con un alargamiento alrededor de 10 y ángulos de flecha positiva del ala de aproximadamente 30 a 40 grados, con motores de gran diámetro que cuelgan debajo las alas o unidos a

la porción posterior del fuselaje. Esta configuración ha evolucionado durante varias décadas pasadas y se ha optimizado altamente. Sin embargo, basado en nuestra exposición anterior, es evidente que otras mejoras en términos de consumo de combustible podrían ser posibles si el alargamiento del ala se pudiera aumentar sin una penalización excesiva en peso, o si se pudiera reducir el área mojada total del avión, por ejemplo quitando los elementos estabilizadores en el empenaje que no contribuyen directamente a la generación de sustentación. También se podría aumentar la eficiencia de propulsión total si la configuración del avión permitiera alojar motores de un diámetro mayor.

Asimismo, se podría asociar una mejora del diseño a una reducción del ruido percibido en tierra, obtenida bien por motores de un diámetro mayor o por una configuración del avión que ayudara a apantallar el ruido del motor respecto a tierra.

Diversos inventores han contribuido al desarrollo de conceptos de avión que aspiran a lograr algunas de las mejoras de diseño del avión enumeradas arriba.

Por ejemplo, el documento WO 2004/074093 describe un avión de tipo caja de ala en flecha que comprende unas alas de ángulo de flecha negativo conectadas a la parte superior trasera del fuselaje, estando conectadas las alas de ángulo de flecha positivo a la parte inferior delantera del fuselaje, de tal modo que esta configuración de ala define un canal aerodinámico destinado a proporcionar estabilidad estática de vuelo del avión. El mérito de esta configuración es que ambas alas contribuyen a la generación de sustentación, eliminando de este modo las superficies estabilizadoras horizontales de la configuración clásica, ya que dichas superficies, aunque proporcionan estabilidad, contribuyen a aumentar la resistencia de rozamiento. Por otra parte, como las alas se ensamblan en las extremidades, los torbellinos de extremidad de cada ala tienden a eliminarse, lo cual reduce la resistencia inducida del sistema de ascenso de las superficies de sustentación. Desde el punto de vista estructural, ensamblar las alas en la extremidad proporciona un soporte torsional mutuo entre las alas, lo cual tendería a reducir el peso. Sin embargo, esta configuración del avión, en la que el ala posterior está más alta que el ala delantera, es propensa al problema bien conocido de superpérdida, en el cual la circulación de aire separada del ala delantera en ángulos altos de ataque puede esconder el ala de popa, dando lugar a una tendencia a un cabeceo hacia arriba y una pérdida de sustentación del avión estables y difíciles de recuperar. Además, los motores están situados en el fuselaje, de modo que en los casos en los que el avión esté sometido a altas aceleraciones, las cargas de inercia introducidas por los motores tendrán que ser transmitidas por el fuselaje a las alas, dando lugar a un aumento de peso. Por otra parte, el tren de aterrizaje también

está situado en la porción inferior del fuselaje, entre las alas, de modo que en casos de aterrizaje con altas aceleraciones verticales, el fuselaje tendrá que resistir los momentos de flexión introducidos por las alas y las cargas locales en la estructura de soporte del tren de aterrizaje, que también requerirá una estructura pesada. Debe observarse también que, en esta configuración, no se logra ningún apantallamiento del ruido de motor, puesto que hay una trayectoria directa de ruido entre los motores y tierra.

El documento US 4365773 describe un avión que tiene un fuselaje y un par de primeras alas que se extienden hacia fuera desde la cola vertical, y un par de segundas alas que se extienden hacia fuera desde la porción delantera del fuselaje, a una altura inferior a la del primer par de alas, presentando los pares de alas una forma de doble triángulo o forma de diamante junto con el fuselaje del avión. Un mérito particular de esta configuración es que las alas unidas forman una forma de diamante vista desde adelante, de modo que se apoyan mutuamente en flexión así como en torsión, lo cual puede dar lugar a una estructura de ala más ligera, aunque se puede esperar una aleta y un fuselaje posterior sustancialmente más pesados que en una configuración clásica. Sin embargo, esta configuración de avión, en la que el ala posterior está más alta que el ala delantera, es también propensa al problema bien conocido de superpérdida.

El documento US 4053125 proporciona una configuración similar del tipo de ala ensamblada tal como se ha descrito.

El documento US 6340134, en el cual se basa el preámbulo de la reivindicación 1, describe una configuración de ala de avión que tiene un ala de elevado alargamiento que genera una resistencia inducida reducida. El documento describe una configuración que comprende un ala principal y un ala suplementaria de elevado alargamiento, estando conectadas estas alas principales y suplementarias por al menos dos tirantes. Esta configuración comprende también un estabilizador horizontal y unos timones de profundidad, necesarios controlar el avión en cabeceo. El avión del documento US 6340134 funciona realmente como un avión biplano del tipo sesquiplano, en el que el ala inferior es sustancialmente menor que el ala superior y actúa principalmente como un soporte para los tirantes. Aunque se puede esperar de esta configuración una reducción significativa de la resistencia inducida, la resistencia de rozamiento producida por el estabilizador horizontal permanece como en la configuración convencional. El uso de un ala inferior estructuralmente eficiente para proporcionar soporte al ala superior es un factor que permite tener al menos un ala de alargamiento muy alto sin incurrir en una penalización seria de peso. En términos de ruido de motor percibido, esta configuración es también equivalente a la configuración clásica del avión, puesto que los motores

están situados debajo de las alas, proporcionándose entonces por tanto una trayectoria directa de ruido entre dichos motores y tierra. Además, el hecho de que las dos alas sean sustancialmente paralelas puede dar lugar a una resistencia de compresión creciente en el vuelo a altas velocidades debido a la interacción aerodinámica de las alas, que forma un canal de flujo entre las mismas.

La presente invención pretende solucionar las desventajas antes mencionadas.

SUMARIO DE LA INVENCION

Según la invención, se describe un avión que comprende un fuselaje 1, un sistema de propulsión 5, un primer par de superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2, conectado a la porción delantera superior del fuselaje 1, un segundo par de superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3, conectado a la porción posterior inferior del fuselaje 1 en un punto de dicho fuselaje 1 detrás de la conexión de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2, y un tercer par de superficies de sustentación sustancialmente verticales 4, estando conectadas las extremidades de las superficies de sustentación 3 en flecha hacia adelante con el lado inferior de las superficies de sustentación 2 en flecha hacia atrás en un punto intermedio de la envergadura de dichas superficies de sustentación 2 en flecha hacia atrás, por medio de las superficies de sustentación 4 sustancialmente verticales, teniendo las superficies de sustentación 2 en flecha hacia atrás un alargamiento más alto que el de las superficies de sustentación 3 en flecha hacia adelante, lo cual hace que las superficies de sustentación 2 en flecha hacia atrás tengan una resistencia inducida reducida sin penalizar su peso, puesto que su momento de flexión máximo se reduce debido al soporte estructural que las superficies de sustentación 3 en flecha hacia adelante proporcionan a las superficies de sustentación 2 en flecha hacia atrás a través de las superficies de sustentación verticales 4.

Según la invención, las superficies de sustentación 2 en flecha hacia atrás y las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 tienen ángulos de flecha tales que proporcionan una separación horizontal entre dichas superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 y las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3, reduciendo esta separación la resistencia compresible en el vuelo del avión a altas velocidades debido a la interacción aerodinámica de las superficies de sustentación 2 y 3, que es también ventajosa para la estabilidad y el control en vuelo.

También, el decalaje horizontal de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 y las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 de la configuración del avión según la invención proporciona suficiente estabilidad

longitudinal y control al avión sin la necesidad de un estabilizador horizontal, dando como resultado una reducción del área mojada total y, por tanto, una resistencia de rozamiento inferior.

Por otra parte, según el avión de configuración alar en caja lambda de la invención, el centro de la sustentación de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 está situado por delante del centro de gravedad del avión, estando situado el centro de la sustentación de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 detrás del centro de gravedad del avión, ayudando esta configuración a proporcionar estabilidad estática al avión mencionado.

Además, el avión que tiene la configuración alar de tipo de caja lambda de la invención comprende el sistema de propulsión 5 situado en el lado superior de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3, de manera tal que el ruido emitido hacia abajo por los gases de escape del sistema de propulsión 5 intercepta dichas superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3, que actúan como pantallas de ruido reduciendo el ruido percibido en tierra durante el vuelo del avión.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LAS FIGURAS

Los objetos precedentes y muchas de las ventajas que acompañan a esta invención se apreciarán más fácilmente cuando se entienda mejor haciendo referencia a la descripción detallada siguiente tomada conjuntamente con las figuras anexas, en las cuales:

La Figura 1 muestra una vista en perspectiva de un avión que tiene una disposición de ala que define una caja o un marco cerrado según una realización preferida de la invención.

La Figura 2 muestra una vista desde arriba de un avión que tiene una disposición de ala que define una caja o un marco cerrado según una realización preferida de la invención.

La Figura 3 muestra una vista lateral de un avión que tiene una disposición de ala que define una caja o un marco cerrado según una realización preferida de la invención.

La Figura 4 muestra una vista delantera de un avión que tiene una disposición de ala que define una caja o un marco cerrado según una realización preferida de la invención.

La Figura 5 representa una vista lateral parcial de un avión según la realización preferida de la invención mostrando uno de los motores del sistema de propulsión, el tren de aterrizaje principal y la estructura interna del ala en flecha hacia adelante.

La Figura 6 muestra una vista superior de un avión que tiene una disposición de ala que define una caja o un marco cerrado según otra realización de la invención que comprende unas superficies estabilizadoras horizontales adicionales conectadas con el fuselaje de dicho avión.

5 **DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCION**

Según un primer aspecto, la invención se refiere a un avión que comprende: un fuselaje 1; un primer par de superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2, conectado a la porción delantera superior del fuselaje 1; un segundo par de superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3, conectado a la porción posterior inferior del fuselaje 1; un tercer par de superficies de sustentación sustancialmente verticales 4, que conectan la extremidad exterior de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 con un punto intermedio de la envergadura de los pares de superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2; un sistema de propulsión 5 conectado a los pares de superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3; un sistema de tren de aterrizaje 6; al menos una superficie de sustentación sustancialmente vertical 7 conectada a la porción de popa del fuselaje 1, que proporciona estabilidad direccional y control al avión.

Las extremidades de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 están conectadas al lado inferior de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 en un punto intermedio de la envergadura de dichas superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2, por medio de unas superficies de sustentación sustancialmente verticales 4, actuando como un empalme estructural de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 y las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3, diseñadas para transmitir cargas/fuerzas entre las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 y las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3, estando diseñadas dichas superficies de sustentación 4 para actuar como unas barreras o aletas aerodinámicas de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 con la finalidad de reducir la fuerza de los torbellinos aerodinámicos que se producen normalmente en la extremidad de las superficies de sustentación, de modo que la resistencia aerodinámica inducida de dichas superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 se reduce.

Las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 proporcionan unas fuerzas aerodinámicas en dirección ascendente durante la parte de crucero del vuelo del avión.

Según la invención, y como se puede ver más claramente en la Figura 2, las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 tienen un alargamiento

perceptiblemente más alto, definido para ser el cuadrado del envergadura dividido por el área del ala (representando el alargamiento lo largas y esbeltas que son las alas) que el de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3. Esto hace que las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 sean muy eficientes aerodinámicamente puesto que su resistencia inducida es muy inferior a la de una superficie de sustentación clásica que tiene un alargamiento del orden de diez, sin penalizar su peso mientras puesto que su máximo momento flector en la raíz se reduce muy significativamente debido al soporte estructural que las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 proporcionan a las superficies de sustentación esbeltas en flecha hacia atrás 2 a través de las superficies de sustentación verticales 4. Las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 se diseñan para ser estructuralmente eficientes a fin de proporcionar un soporte de flexión a las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 y también para resistir las cargas introducidas por el sistema de propulsión 5 y por la parte principal del sistema 6 de tren de aterrizaje situado en el lado inferior de dichas superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3. La eficiencia estructural de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 se logra teniendo unas superficies de sustentación relativamente gruesas, para reducir las cargas internas en las envolventes portadoras, lo cual lleva a unas cuerdas largas o a unas grandes longitudes de la superficie de sustentación y, por lo tanto, a un alargamiento reducido. El alargamiento reducido de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 llevaría normalmente a una alta resistencia aerodinámica inducida si las extremidades de las superficies de sustentación estuvieran libres, pero en la presente invención, las superficies de sustentación verticales 4 actúan como barrera aerodinámica, separando las superficies superiores e inferiores de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 y reduciendo así la fuerza del torbellino en la extremidad y la resistencia inducida asociada.

El elevado alargamiento de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 y el uso de las superficies de sustentación 4 como barreras aerodinámicas para las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 da lugar a una resistencia inducida general reducida del avión que tiene la configuración de ala de la presente invención. Además, el hecho de que en una realización preferida de la presente invención no exista ninguna superficie estabilizadora horizontal adicional como el decalaje horizontal de los pares de superficies de sustentación 2 y 3 proporciona estabilidad longitudinal y control suficientes, da lugar a una reducción del área mojada total en comparación con la configuración clásica y, por tanto, a una resistencia de rozamiento inferior. Los ángulos de flecha de los pares de superficies de sustentación 2

y 3, así como proporcionar la separación entre las superficies de sustentación requeridas para la estabilidad y el control son también beneficiosos para el vuelo a alta velocidad, cerca de la velocidad del sonido. Por tanto, se puede decir que el avión que tiene la configuración alar de la presente invención, llamada configuración de caja lambda debido a la forma de las alas en proyección horizontal de dicha configuración alar, similar a la de un símbolo lambda, logra una reducción total de la resistencia aerodinámica.

En la presente invención, si el avión, volando en una condición equilibrada y constante, es sometido a una perturbación de cabeceo hacia arriba en ángulo de ataque como puede ser causada al encontrar una ráfaga en vuelo, el aumento de la sustentación en las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 será mayor que en las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2, de modo que el momento de cabeceo resultante tienda a hacer bajar el morro del avión, siendo ésta la condición principal para la estabilidad estática. La exposición anterior requiere que el centro de la sustentación de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 esté situado por delante del centro de gravedad del avión y que el centro de la sustentación de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 esté situado por detrás del centro de gravedad del avión y esto se logra en la presente invención por la disposición geométrica de las superficies de sustentación en términos de sus ángulos de flecha y por el emplazamiento de sus uniones al fuselaje 1. Se puede ver entonces que al proporcionar ambos pares de superficies de sustentación 2, 3 una sustentación positiva y estando dispuestos de tal manera que proporcionen una estabilidad estática natural, no existe ninguna necesidad de tener un estabilizador horizontal adicional.

El control de cabeceo hacia arriba y el ajuste de equilibrio del avión se obtienen por la deflexión en la dirección adecuada de las superficies de control 10 en las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 situadas en la porción interior de dichas superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2 y adyacentes al fuselaje 1, pudiendo desviar estas superficies de control 10 hacia abajo para producir un momento de cabeceo hacia arriba durante la marcha en el despegue a fin de ayudar a la rotación del avión para el ascenso de despegue. De este modo, a fin de producir la rotación del avión durante la marcha de despegue las superficies de control 10 tienen que ser flexionadas hacia abajo y las superficies de control 9 tienen que ser flexionadas hacia arriba. De la discusión antedicha, está claro que en una realización preferida de la presente invención no hay necesidad de tener un estabilizador horizontal adicional que no contribuye a la sustentación pero que se requiere en la configuración clásica para proporcionar estabilidad. Por tanto, se puede reducir el área mojada total del avión que

tiene la configuración alar en caja lambda de la presente invención, con una reducción asociada de la resistencia de rozamiento y por tanto una mejora de la eficiencia del combustible.

En otra realización de la presente invención, el avión pueden comprender además un par de superficies de sustentación 14 sustancialmente horizontales situadas en la porción de popa del fuselaje 1, siendo capaces estas superficies de sustentación 14 de experimentar deflexión alrededor de un eje perpendicular al plano de simetría del avión para proporcionar el control de cabeceo hacia arriba de dicho avión, siendo conveniente esta configuración para el caso en el cual, con la realización preferida de la invención, se requiera una estabilidad o control adicionales.

En otra realización más de la presente invención, el avión pueden comprender además un par de superficies de sustentación 15 sustancialmente horizontales situadas en la porción delantera del fuselaje 1, siendo capaces estas superficies de sustentación 15 de experimentar deflexión alrededor de un eje perpendicular al plano de simetría del avión para proporcionar un control de cabeceo hacia arriba a dicho avión, siendo esta configuración adecuada para el caso en el cual, con la realización preferida de la invención, se requiere una estabilidad o control adicional.

El balanceo o control lateral del avión a velocidades bajas es proporcionado por unas superficies de control 8 de borde de salida que se instalan en la porción externa de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás 2.

El sistema de propulsión 5 del avión comprende típicamente al menos dos motores 5 de turborreactor, turbohélice, turbopropulsor o del tipo de ventilador sin conducto, estando conectados estructuralmente dichos motores 5 al lado superior de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3, y estando situados de manera que dichas superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 actúen como protectores del ruido para reducir el ruido percibido producido por los gases de escape de dichos motores 5 en tierra durante el vuelo del avión. Se logra esta reducción del nivel de ruido percibido o apantallamiento del ruido cuando la porción hacia abajo de la emisión de ruido de los gases de escape generados por los motores 5 emitida con un ángulo 20 entre 30 y 75 grados, midiéndose este ángulo 20 desde el eje de simetría del chorro de escape, es interceptada por el lado superior de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3, que actúan como pantallas de ruido en este caso.

La superficie de sustentación sustancialmente vertical 7, situada en la parte posterior del fuselaje 1, actúa como una aleta para proporcionar estabilidad direccional y control al avión.

El sistema 6 del tren de aterrizaje comprende al menos una pata conectada a la porción inferior del fuselaje 1, y dos patas conectadas al lado inferior de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 (Figura 1). Las al menos dos patas del lado inferior de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3 del sistema 6 del tren de aterrizaje y los motores 5 están conectados al mismo larguero estructural 11 de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3, de manera que las cargas de inercia introducidas por los motores 5 en caso de aterrizaje con altas aceleraciones verticales se transmiten al menos a las dos patas del sistema 6 del tren de aterrizaje y del mismo a tierra a través de la trayectoria de carga más corta posible dentro de la armadura del avión que permitan los requisitos de separación de las patas del tren de aterrizaje y de instalación del motor.

Debido a la ubicación del sistema de propulsión 5 por encima de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante 3, se puede lograr una baja separación del suelo, o distancia desde la parte inferior del fuselaje 1 a tierra, permitiendo por tanto, la instalación de motores de gran diámetro, sin necesidad de largas y pesadas patas en el sistema de tren de aterrizaje 6. Esta baja separación del suelo y la falta de superficies de estabilización horizontales en la parte trasera del fuselaje hacen la configuración alar en caja lambda de la presente invención especialmente adecuada para la instalación de una escalera retráctil 16 en la parte trasera interior del fuselaje 1 (Figura 3) para permitir el acceso directo de los pasajeros al interior de la aeronave sin necesidad de equipo de tierra adicional.

Aunque se haya descrito la presente invención completamente con respecto a realizaciones preferidas, es evidente que se pueden introducir modificaciones dentro del alcance de la misma, no considerando ésta limitada por estas realizaciones, sino por el contenido de las reivindicaciones siguientes.

REIVINDICACIONES

1. Un avión que comprende un fuselaje (1), un sistema de propulsión (5), un primer par de superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2), conectado a la porción delantera superior del fuselaje (1), un segundo par de superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3), conectado a la porción posterior inferior del fuselaje (1) en un punto de dicho fuselaje (1) detrás de la conexión de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2), y un tercer par de superficies de sustentación sustancialmente verticales (4),
caracterizado porque
- 10 las extremidades de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3) están conectadas al lado inferior de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) en un punto intermedio de la envergadura de dichas superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2), por medio de unas superficies de sustentación sustancialmente verticales (4), teniendo las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) un
- 15 alargamiento más alto que el de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3), lo cual hace que las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) tengan una resistencia inducida reducida sin penalizar su peso, puesto que su momento flector máximo en la raíz se reduce debido al soporte estructural que las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3) proporcionan a las superficies de sustentación
- 20 en flecha hacia atrás (2) a través de las superficies de sustentación verticales (4).
2. Avión según la reivindicación 1, caracterizado porque las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) y las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3) tienen unos ángulos de flecha tales que proporcionan una separación horizontal entre dichas superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) y las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3), reduciendo esta separación la resistencia
- 25 compresible en vuelo del avión a altas velocidades debido a la interacción aerodinámica de las superficies de sustentación (2, 3).
3. Avión según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, caracterizado porque el decalaje horizontal de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) y de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3) proporciona suficiente
- 30 estabilidad longitudinal y control al avión sin necesidad de un estabilizador horizontal.
4. Avión según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado porque el centro de la sustentación de las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) está situado por delante del centro de gravedad del avión, estando situado el
- 35 centro de la sustentación de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3)

por detrás del centro de gravedad del avión, ayudando esta configuración a proporcionar estabilidad estática al avión.

5. Avión según cualquiera de las reivindicaciones precedentes caracterizado porque el sistema de propulsión (5) está situado en el lado superior de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3), de manera tal que el ruido emitido hacia
5 abajo por los gases de escape de del sistema de propulsión (5) intercepte dichas superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3), las cuales actúan como pantallas de ruido reduciendo el ruido percibido en tierra durante el vuelo del avión.

6. Avión según la reivindicación 5, caracterizado porque el ruido emitido por los
10 gases de escape del sistema de propulsión (5) y dirigido hacia abajo en un ángulo (20) comprendido entre 30° y 70°, midiéndose este ángulo (20) desde el eje de simetría del chorro del extractor (12), interseca el lado superior de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3) que actúan de tal modo como pantallas de ruido.

7. Avión según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado
15 porque el sistema de propulsión (5) comprende al menos dos motores (5) de los tipos turboreactor, turbohélice, turbopropulsor o ventilador sin conducto.

8. Avión según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado porque las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) comprenden superficies de control (10) situadas en la porción interior de dichas superficies de sustentación en
20 flecha hacia atrás (2) y adyacente al fuselaje (1), de tal modo que estas superficies de control (10) son capaces de realizar deflexión hacia abajo para producir un momento de cabeceo hacia arriba durante la marcha de despegue para ayudar a la rotación del avión para su despegue ascensional.

9. Avión según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado
25 porque las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3) comprenden unas superficies de control (9) situadas en la porción interior de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3) adyacente al fuselaje (1), siendo capaces estas superficies de control (9) para realizar deflexión hacia arriba a fin de producir un momento de cabeceo hacia arriba durante la marcha de despegue para ayudar a la
30 rotación del avión para su despegue ascensional.

10. Avión según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado porque las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3) proporcionan unas fuerzas aerodinámicas en la dirección ascendente durante la porción de crucero del vuelo del avión.

35 11. Avión según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado porque las superficies de sustentación en flecha hacia atrás (2) comprenden unas

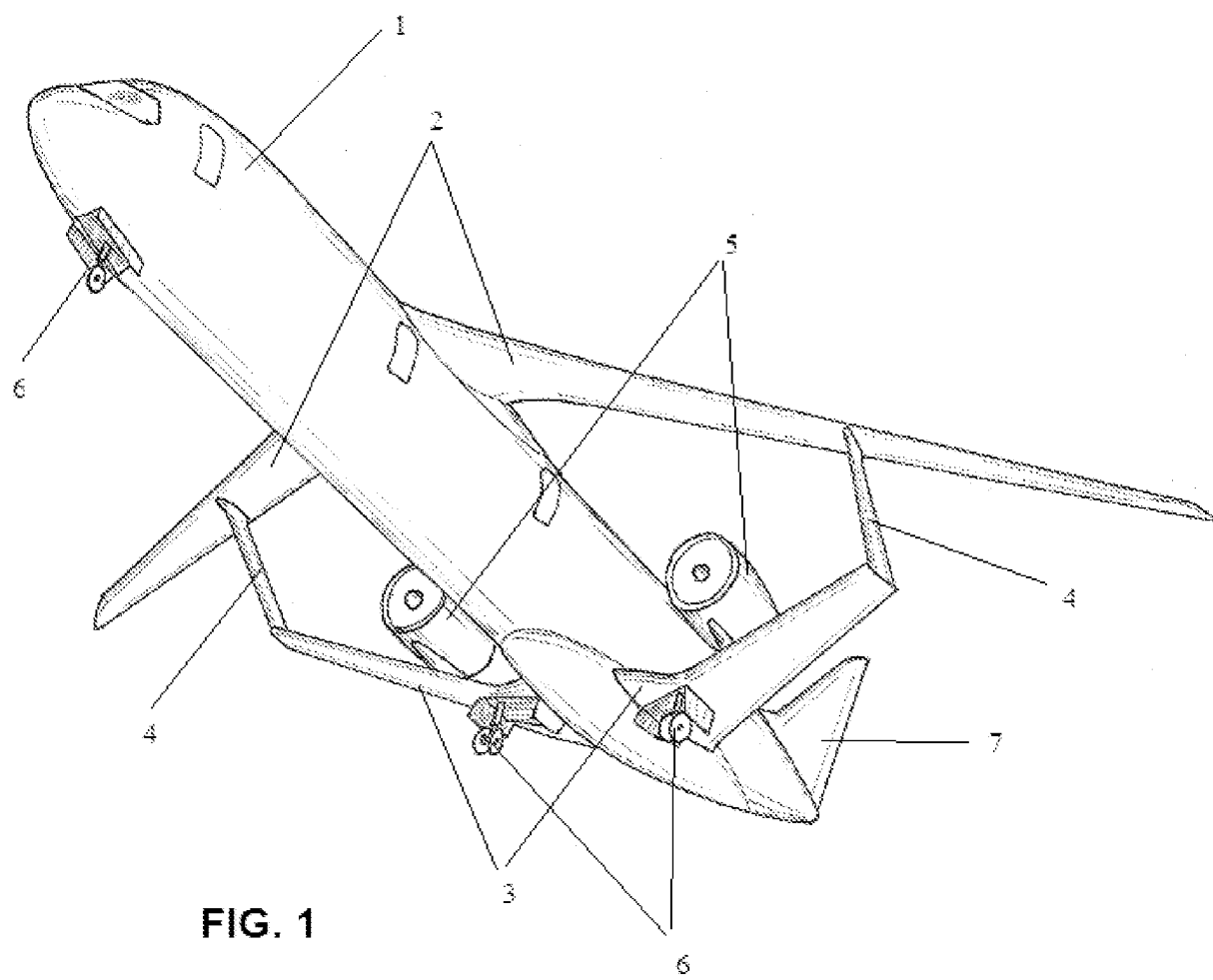
superficies de control del borde de salida (8) que proporcionan control del balanceo al avión.

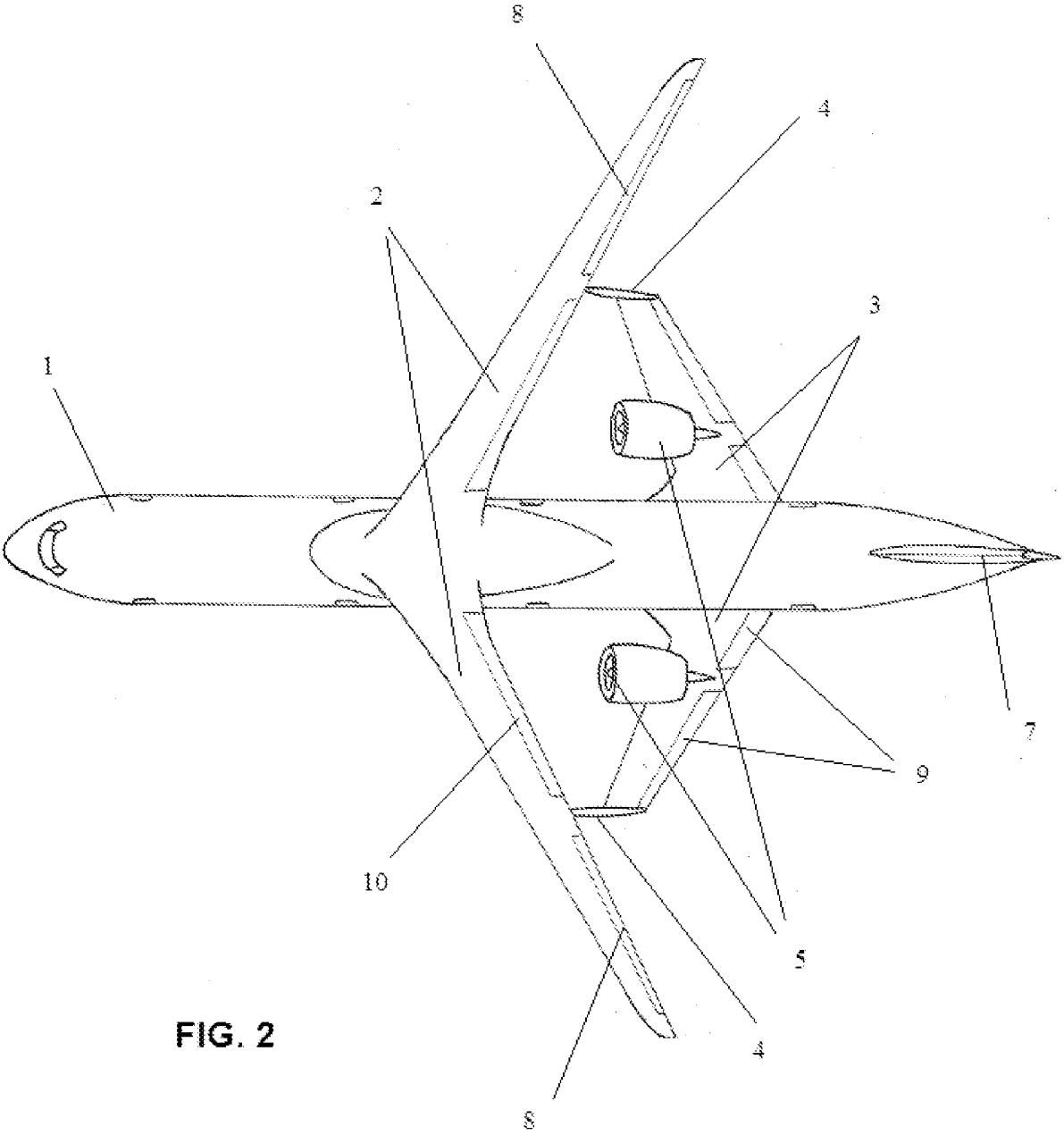
12. Avión según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado porque también comprende un sistema de tren de aterrizaje (6) que comprende al menos una pata conectada a la porción inferior del fuselaje (1), y dos patas conectadas al lado inferior de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3), estando conectados las al menos dos patas del lado inferior de las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3) y el sistema de propulsión (5) al mismo larguero estructural (11) que las superficies de sustentación en flecha hacia adelante (3), de forma que se transmitan las cargas de inercia introducidas por el sistema de propulsión (5) en los casos de aterrizaje con altas aceleraciones verticales a las patas del tren de aterrizaje a través de la trayectoria más corta posible de carga dentro de la armadura del avión y sea permitida por los requisitos de separación de las patas del tren de aterrizaje y de instalación del motor.

13. Avión según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado porque comprende también una escalera de pasajeros retráctil (16) situada en la porción inferior posterior del fuselaje (1) para permitir el acceso al interior del avión sin ayuda de equipo de tierra.

14. Avión según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado porque comprende también un par de superficies de sustentación (14) conectadas a la porción posterior del fuselaje (1), proporcionando dichas superficies de sustentación (14) una estabilidad estática longitudinal adicional y también un control longitudinal al avión al poder girar alrededor de un eje perpendicular al plano de simetría de dicho avión.

15. Avión según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado porque comprende también un par de superficies de sustentación (15) conectadas a la porción delantera del fuselaje (1), proporcionando dichas superficies de sustentación (15) una estabilidad estática longitudinal adicional y también un control longitudinal al avión al poder girar alrededor de un eje perpendicular al plano de simetría de dicho avión.





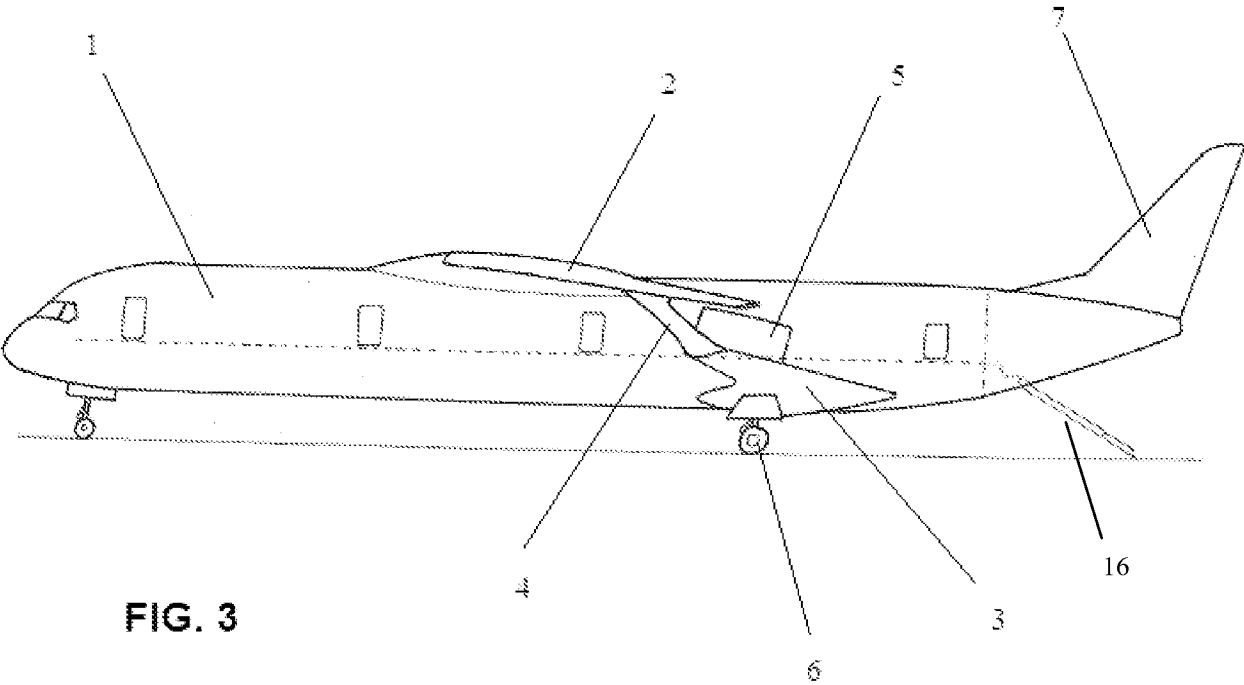


FIG. 3

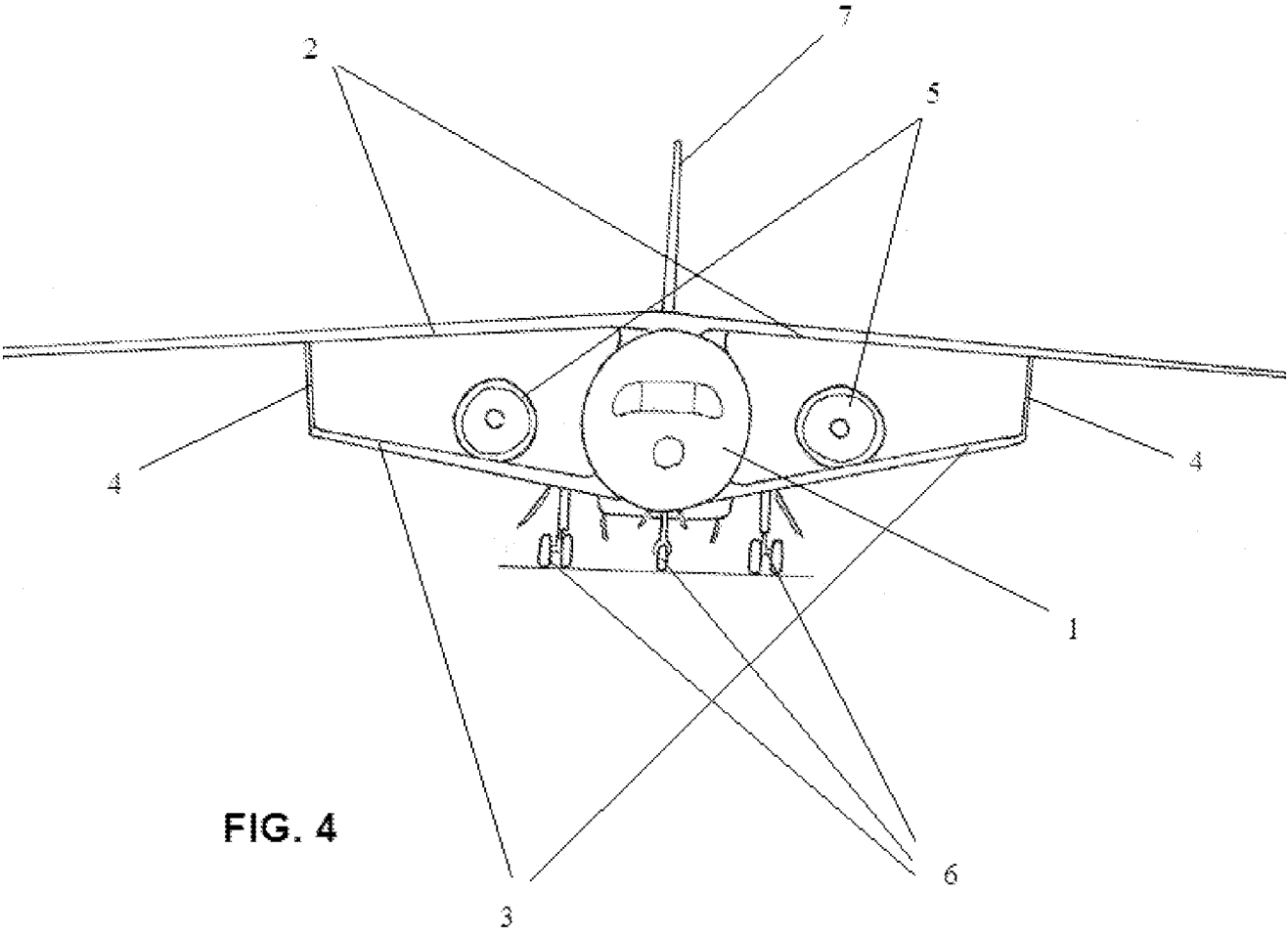


FIG. 4

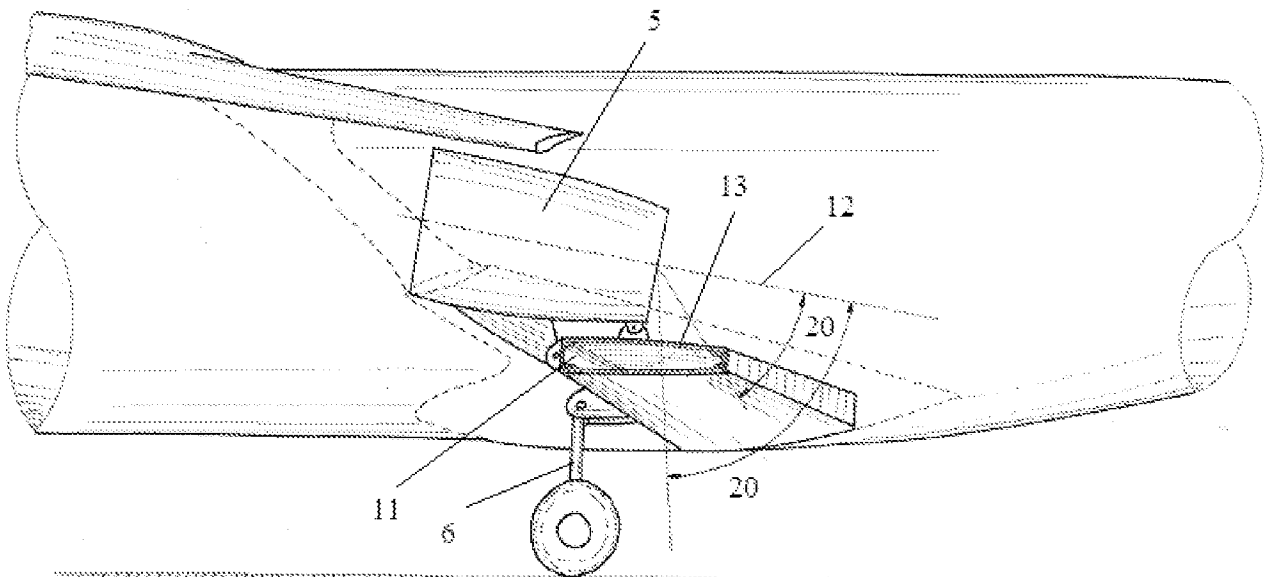


FIG. 5

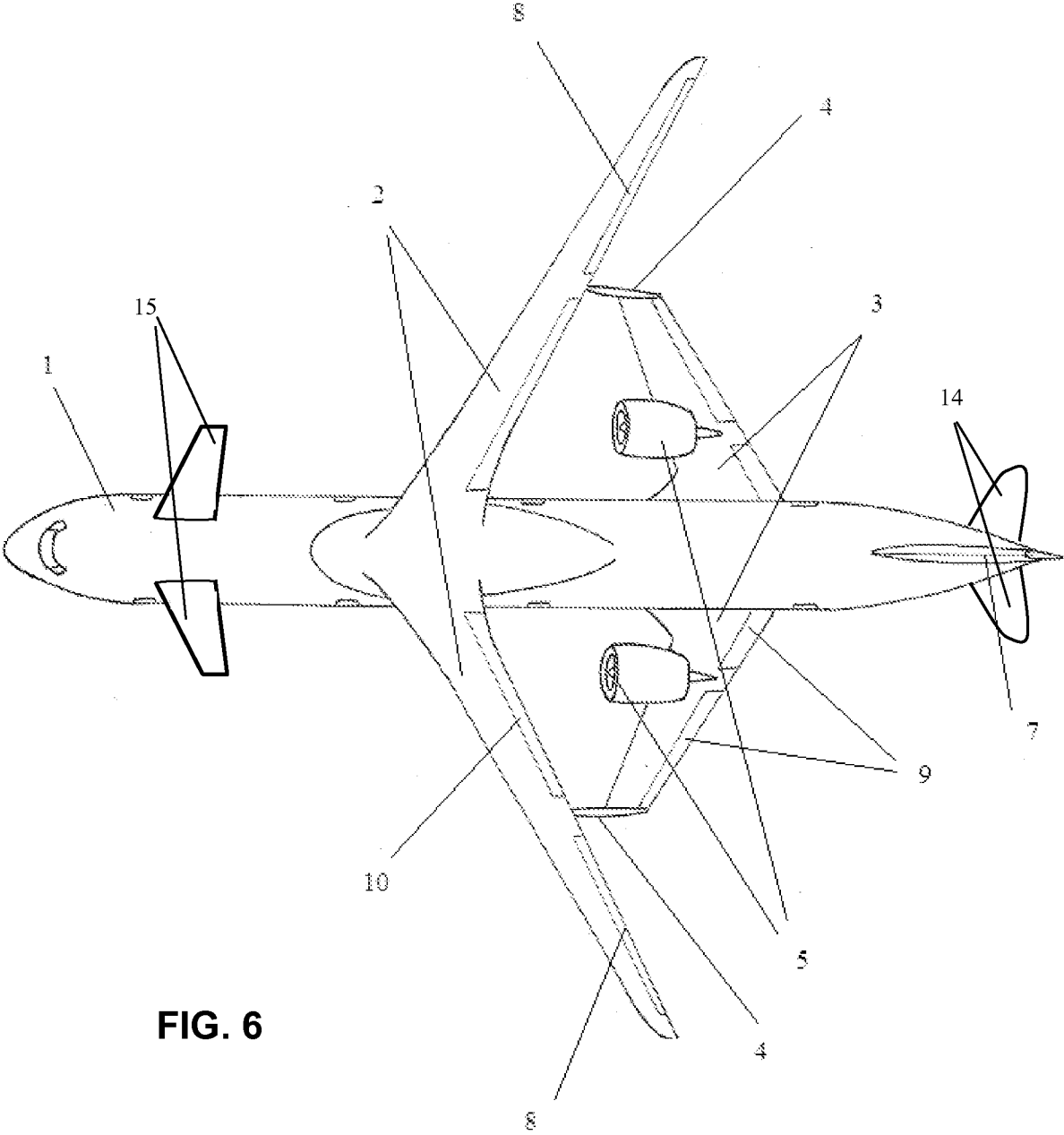


FIG. 6