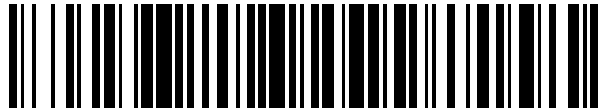


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 690 130**

21 Número de solicitud: 201730700

51 Int. Cl.:

B64C 39/08 (2006.01)
B64C 5/08 (2006.01)
B64C 3/38 (2006.01)
B64C 3/58 (2006.01)

12

SOLICITUD DE PATENTE

A1

22 Fecha de presentación:

16.05.2017

43 Fecha de publicación de la solicitud:

19.11.2018

71 Solicitantes:

TORRES MARTINEZ, Manuel (100.0%)
Alhóndiga, 4-4º izqda.
31002 PAMPLONA (Navarra) ES

72 Inventor/es:

TORRES MARTINEZ, Manuel

74 Agente/Representante:

VEIGA SERRANO, Mikel

54 Título: **AERONAVE DE CARGA DE SUSTENTACIÓN DISTRIBUIDA**

57 Resumen:

Aeronave de carga de sustentación distribuida que comprende un cuerpo principal (1), unos medios de propulsión (2), una superficie sustentadora delantera (3) y una superficie sustentadora trasera (4) que tienen un borde de ataque (3.1, 4.1), una parte de intradós (3.2, 4.2), una parte de extradós (3.3, 4.3), y un borde de salida (3.4, 4.4); la superficie sustentadora delantera (3) está dispuesta en una porción superior delantera (1.1) del cuerpo principal (1) y la superficie sustentadora trasera (4) está dispuesta en una porción superior trasera (1.2) del cuerpo principal (1), unos estabilizadores horizontales (5, 6) situados en los extremos de las superficies sustentadoras (3, 4), y al menos dos estabilizadores verticales traseros (7) que están dispuestos en la parte de intradós (4.2) de la superficie sustentadora trasera (4), uno a cada lado del cuerpo principal (1).

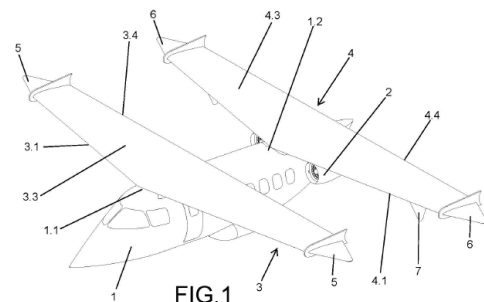


FIG. 1

DESCRIPCIÓN

AERONAVE DE CARGA DE SUSTENTACIÓN DISTRIBUIDA

5 Sector de la técnica

La presente invención está relacionada con el sector aeronáutico, proponiendo una aeronave con un diseño mejorado que permite homogeneizar y distribuir la aerodinámica soportada a lo largo de sus superficies sustentadoras, permitiendo una simplificación y una
10 reducción de peso de la estructura de la aeronave junto con una mejora en la estabilidad, y que además permite mejorar el comportamiento de la aeronave en las diferentes actuaciones en las que la presencia de vientos laterales pueda suponer problemas sobre el correcto funcionamiento de la misma.

15 Estado de la técnica

El sector de la aeronáutica está dominado por un concepto de aeronave tradicional que consta principalmente de dos superficies sustentadoras laterales esbeltas que soportan el peso de un fuselaje orientado al transporte de personas o mercancías. Tradicionalmente,
20 dichas superficies sustentadoras se proyectan horizontalmente desde los laterales del fuselaje.

En dicho concepto de aeronave, la superficie sustentadora efectiva es limitada con respecto a la planta total de la aeronave, generando una relación entre el peso de la aeronave y el de
25 las superficies sustentadoras muy elevada. Esta relación es conocida como carga alar.

Las aeronaves tradicionales también se caracterizan porque la relación entre la carga máxima que pueden transportar (carga máxima de pago) y su propia carga estructural es muy baja, entre 0.25 y 0.3. La naturaleza muestra que hay sistemas mucho más eficientes
30 como las hormigas, que consiguen ratios de 30, o algunas aves que alcanzan ratios de 3 o 4.

En cualquier vehículo aéreo se generan dos fuerzas principales y opuestas, la fuerza aerodinámica sustentadora y la fuerza de la gravedad. Para equilibrar el sistema y el momento asociado a ellas, las aeronaves llevan incorporado un empenaje, situado
35 generalmente en la parte trasera del fuselaje del avión. Comúnmente, el empenaje trasero

está formado por una superficie estabilizadora vertical que incorpora el timón de dirección de la aeronave y dos superficies estabilizadoras horizontales cada una de las cuales incorpora un timón de profundidad. Este empenaje genera una carga aerodinámica capaz de compensar el momento generado por la fuerza de la gravedad y la fuerza aerodinámica sustentadora. El sistema permite alcanzar la estabilidad, pero no tiene un aporte a la sustentación; es más, el empenaje trasero suele implicar cargas opuestas a dicha sustentación, aumentando las cargas a soportar por las superficies sustentadoras.

Además es reseñable la complejidad que conlleva la fabricación del empenaje. La unión de los estabilizadores vertical y horizontales con el fuselaje implica un diseño estructural muy complejo y pesado para poder transmitir las cargas y torsiones generadas en vuelo. De esta forma, el empenaje es un componente de funcionalidad limitada, que aumenta el peso de la aeronave considerablemente y cuyo coste es elevado. Además, al contar con un componente vertical, completamente expuesto a los vientos laterales, favorece el efecto negativo que éstos tienen sobre la aeronave.

Dentro del sector aeronáutico existe un elevado número de precedentes de fallos y accidentes en presencia de vientos laterales. Los vientos laterales inciden sobre las superficies de control verticales y especialmente sobre el empenaje trasero de la aeronave, modificando la aerodinámica ideal de vuelo y llevando a situaciones de riesgo.

La incidencia de un viento lateral sobre una superficie amplia de la aeronave implica una fuerza que tiende a girar la aeronave hasta posicionarla en la dirección del viento, de forma equivalente a una veleta. Esta tendencia, magnificada por la presencia del empenaje trasero de grandes dimensiones, implica la necesidad de tener mandos en la dirección vertical que permitan compensar ese efecto. No obstante, la compensación de dicho efecto es difícil incluso integrando dichos mandos, generando situaciones de riesgo especialmente en actuaciones de despegue y aterrizaje, actuaciones en las que aparecen el mayor número de accidentes originados por este efecto.

Los documentos US20110192663A1 y DE202004014384U1 muestran aeronaves de concepto tradicional con dos superficies sustentadoras laterales esbeltas que proyectan horizontalmente desde los laterales del fuselaje. Dichas aeronaves carecen de empenaje trasero e incorporan unas superficies de control verticales dispuestas en la punta de las superficies sustentadoras, lo cual permite una simplificación estructural de la aeronave. Sin

embargo, al tratarse de un concepto tradicional de aeronave en donde las superficies sustentadoras proyectan de los laterales del fuselaje, la superficie sustentadora efectiva es limitada con respecto a la planta total de la aeronave, generando una relación (carga alar) entre el peso de la aeronave y el de las superficies sustentadoras muy elevada. Además, estas soluciones no resuelven el problema relacionado con los vientos laterales, ya que las superficies de control verticales están directamente expuestas a dichos vientos laterales por estar emplazadas en la punta de las superficies sustentadoras.

Se hace por tanto necesaria una aeronave que permita una óptima distribución de las cargas de sustentación generadas a la vez que mejore su comportamiento ante la presencia de vientos laterales.

Objeto de la invención

La presente invención tiene por objeto una aeronave con un diseño mejorado que presenta una carga de sustentación distribuida y que permite mejorar el comportamiento de la aeronave en las diferentes actuaciones en las que la presencia de vientos laterales pueda suponer problemas sobre el correcto funcionamiento de la misma.

La aeronave de la invención comprende:

- un cuerpo principal;
- unos medios de propulsión;
- una superficie sustentadora delantera y una superficie sustentadora trasera que tienen un borde de ataque, una parte de intradós, una parte de extradós, y un borde de salida; la superficie sustentadora delantera está dispuesta en una porción superior delantera del cuerpo principal y la superficie sustentadora trasera está dispuesta en una porción superior trasera del cuerpo principal;
- unos estabilizadores horizontales situados en los extremos de las superficies sustentadoras; y
- al menos dos estabilizadores verticales traseros que están dispuestos en la parte de intradós de la superficie sustentadora trasera, uno a cada lado del cuerpo principal.

Con esta configuración la aeronave tiene un comportamiento mejorado ante vientos laterales a la dirección de avance de la aeronave. Concretamente, la disposición de los

estabilizadores verticales traseros en la parte de intradós de la superficie sustentadora trasera hace que éstos estén menos sometidos ante vientos laterales, lo cual mejora el comportamiento respecto de las aeronaves tradicionales que disponen de un empenaje que proyecta verticalmente hacia arriba desde la parte trasera del cuerpo principal, el cual está
5 totalmente expuesto a dichos vientos, así como ante aeronaves que disponen superficies de control verticales en los extremos de las superficies sustentadoras.

Además, la disposición de las dos superficies sustentadoras en una porción superior del cuerpo principal permite distribuir las dos cargas de sustentación generadas por ambas
10 superficies sustentadoras de una forma controlada y sustancialmente homogénea, lo cual permite disminuir los requisitos estructurales de las propias superficies sustentadoras respecto de las aeronaves tradicionales de dos superficies sustentadoras laterales esbeltas que proyectan horizontalmente de los costados laterales del fuselaje.

Adicionalmente, la superficie sustentadora delantera puede disponer de dos estabilizadores verticales delanteros dispuestos en la parte de intradós de la superficie sustentadora delantera, uno a cada lado del cuerpo principal, de manera que se disponen estabilizadores verticales en la parte de intradós de ambas superficies sustentadoras, mejorando el comportamiento de la aeronave.
15

Los estabilizadores verticales delanteros y traseros tienen una sección vertical que es menor que la sección vertical del cuerpo principal de la aeronave, tal que los estabilizadores verticales no sobresalen inferiormente del área lateral proyectada por el cuerpo principal. Así se reduce aún más el efecto negativo de los vientos laterales sobre los estabilizadores
20 verticales.

Preferentemente los estabilizadores verticales se sitúan de forma simétrica en la parte de intradós de la superficie sustentadora, uno a cada lado del eje longitudinal del cuerpo principal, de manera que se optimiza la distribución de cargas en la superficie sustentadora y se mejora la maniobrabilidad.
30

Preferentemente los estabilizadores verticales están desplazados de los extremos de la superficie sustentadora como mínimo una distancia correspondiente a una octava parte de la envergadura de la superficie sustentadora, siendo esta la distancia mínima en la que
35 deben estar alejados dichos estabilizadores verticales del extremo de la respectiva

superficie sustentadora para para que los vientos laterales no les afecten.

Los estabilizadores verticales delanteros pueden estar desalineados con respecto a los estabilizadores verticales traseros. Así, si bien preferentemente todos los estabilizadores verticales son simétricos entre sí con respecto al eje longitudinal del cuerpo principal, los estabilizadores verticales que se encuentran en distintas superficies sustentadoras no tienen por qué mantener la misma distancia con respecto eje longitudinal del cuerpo principal. Así, los estabilizadores verticales se dispondrán en la configuración más efectiva que asegure un comportamiento más estable de la aeronave.

La aeronave puede incorporar una o más superficies sustentadoras intermedias entre las superficies sustentadoras delantera y trasera, pudiendo incorporar dichas superficies sustentadoras intermedias estabilizadores verticales en su parte de intradós.

Los estabilizadores verticales están configurados para girar respecto de las superficies sustentadoras. Por otro lado, los estabilizadores horizontales también están configurados para girar respecto de las superficies sustentadoras. Así, se obtiene una estructura más sencilla para la maniobrabilidad de la aeronave que en el caso de las aeronaves con empenaje trasero, en donde mediante el giro de los estabilizadores verticales se puede controlar el ángulo de guiñada y mediante el giro de los estabilizadores horizontales se puede controlar el ángulo de cabeceo de la aeronave.

Preferentemente los estabilizadores verticales y horizontales son de tipo canard y pivotan en su totalidad respecto de la superficie sustentadora en la que se disponen. Los estabilizadores tipo canard tienen la ventaja de ser componentes simples en términos de fabricación y robustos.

Preferentemente los estabilizadores tanto verticales como horizontales tienen una configuración idéntica, lo cual permite reducir tanto la complejidad del proceso de fabricación de los mismos como los costes.

De esta forma, las superficies sustentadoras están formadas por geometrías fijas, sin necesidad de introducir complejos mecanismos para la modificación de las mismas, dado que los estabilizadores actúan también como superficies de control y se encuentran fuera de la geometría de las superficies sustentadoras. Esta configuración permite por tanto que las

superficies sustentadoras y los estabilizadores verticales y horizontales sean componentes monocasco, es decir, cada una de ellas se conforma como un único componente. La fabricación de componentes monocasco reduce o elimina la necesidad de componentes de unión entre piezas, disminuyendo así la complejidad del proceso y el coste asociado al reducir el número de elementos necesarios. Adicionalmente, la fabricación monocasco facilita el ya de por sí complejo proceso de certificación de una aeronave, ya que simplifica la estructura y reduce la cantidad de elementos a certificar.

Con todo ello así, se obtiene una aeronave con un comportamiento mejorado ante la posible presencia de vientos laterales a partir de la configuración mejorada de sus superficies sustentadoras y estabilizadores.

Descripción de las figuras

La figura 1 muestra una vista en perspectiva de una aeronave según un primer ejemplo no limitativo de la invención con estabilizadores verticales en la superficie sustentadora trasera.

La figura 2 muestra una vista frontal de la aeronave de la figura 1.

La figura 3 muestra una vista superior de la aeronave de la figura 1.

La figura 4 muestra una vista lateral de la aeronave de la figura 1.

La figura 5 muestra una vista en perspectiva de una aeronave según un segundo ejemplo no limitativo de la invención con estabilizadores verticales en ambas superficies sustentadoras.

La figura 6 muestra una vista frontal de la aeronave de la figura 5.

La figura 7 muestra una vista superior de la aeronave de la figura 5.

La figura 8 muestra una vista lateral de la aeronave de la figura 5.

Descripción detallada de la invención

35

En las figuras 1 a 4 se muestra un primer ejemplo de realización no limitativo de la aeronave de la invención. La aeronave comprende un cuerpo principal (1) o fuselaje destinado para alojar mercancías o pasajeros, unos medios de propulsión (2) de la aeronave, una superficie sustentadora delantera (3), una superficie sustentadora trasera (4), unos estabilizadores horizontales (5,6), y dos estabilizadores verticales traseros (7).

Las superficies sustentadoras delantera (3) y trasera (4) tienen una configuración en forma de ala, cada una de ellas con un borde de ataque (3.1, 4.1), una parte de intradós (3.2, 4.2), una parte de extradós (3.3, 4.3), y un borde de salida (3.4, 4.4).

La superficie sustentadora delantera (3) está situada en una porción superior delantera (1.1) del cuerpo principal (1), mientras que la superficie sustentadora trasera (4) está situada en una porción superior trasera (1.2) del cuerpo principal (1), de manera que ambas superficies sustentadoras (3,4) quedan situadas por encima del cuerpo principal (1), y la superficie sustentadora delantera (3) queda por delante de la superficie sustentadora trasera (4) según la dirección de avance de la aeronave, con una distancia de separación horizontal entre ambas.

Los estabilizadores horizontales (5,6) están situados en los extremos de las superficies sustentadoras (3,4), mientras que los estabilizadores verticales traseros (7) están situados en la parte de intradós (4.2) de la superficie sustentadora trasera (4), uno a cada lado del cuerpo principal (1).

Como se observa en la figura 3, los estabilizadores horizontales (5,6) pueden girar en su totalidad con respecto a las superficies sustentadoras (3,4), de manera que mediante el giro de los estabilizadores horizontales (5,6) se puede controlar el ángulo de cabeceo de la aeronave, además de controlar el ángulo de alabeo.

Por otro lado, como se observa en la figura 4, los estabilizadores verticales traseros (7) pueden girar en su totalidad con respecto a la superficie sustentadora trasera (4), de manera que mediante el giro de los estabilizadores verticales traseros (7) se puede controlar el ángulo de guiñada de la aeronave.

Así, empleando dos estabilizadores horizontales (5,6) con posibilidad de giro en una de las superficies sustentadoras (3,4) y dos estabilizadores verticales traseros (7) en la superficie

sustentadora trasera (4) se puede maniobrar la aeronave controlando los ángulos de cabeceo y guiñada, además del alabeo, evitando así la necesidad de emplear un complicado empenaje trasero como el de las aeronaves tradicionales. Adicionalmente, un giro sincronizado y simétrico de los estabilizadores verticales (7) y un giro sincronizado de los estabilizadores horizontales (5,6) permiten usar los estabilizadores (5,6,7) como sistemas de aerofreno en actuaciones de aterrizaje.

Los estabilizadores verticales traseros (7) están dispuestos de forma simétrica con respecto al eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1), de manera que los dos estabilizadores verticales traseros (7) se disponen en la parte de intradós (4.2) de la superficie sustentadora trasera (4), uno a cada lado del eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1).

Como se observa en detalle en la figura 2, los dos estabilizadores verticales traseros (7) están desplazados de los extremos de la superficie sustentadora trasera (4) como mínimo una distancia correspondiente a una octava parte de la envergadura (E) de la superficie sustentadora trasera (4). Por envergadura (E) de una superficie sustentadora (3,4) se entiende la distancia entre los extremos de la superficie sustentadora (3,4) sin tener en cuenta los estabilizadores horizontales (5,6).

Por otro lado, como se observa en detalle en la figura 4, los estabilizadores verticales traseros (7) tienen una sección vertical que es menor que la sección vertical del cuerpo principal (1) sobre la que proyectan perpendicularmente, es decir que un estabilizador vertical trasero (7) no sobresale inferiormente del área lateral proyectada por el cuerpo principal (1), con lo que el estabilizador vertical trasero (7) de un lado del cuerpo principal (1) no está afectado por los vientos laterales que inciden desde el otro lado del cuerpo principal (1).

En las figuras 5 a 8 se muestra un segundo ejemplo de realización no limitativo de la aeronave de la invención, el cual tiene todas las características del primer ejemplo de realización y adicionalmente tiene al menos dos estabilizadores verticales delanteros (8) que están dispuestos en la parte de intradós (3.2) de la superficie sustentadora delantera (3), uno a cada lado del cuerpo principal (1).

Los estabilizadores verticales delanteros (8) son idénticos a los estabilizadores verticales traseros (7). Así, los estabilizadores verticales delanteros (8) están dispuestos de forma

simétrica con respecto al eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1), pueden girar en su totalidad con respecto a la superficie sustentadora delantera (4) y tienen una sección vertical que es menor que la sección vertical del cuerpo principal (1) sobre la que proyectan perpendicularmente.

5

Como se observa en la figura 6, cuando se emplean estabilizadores verticales delanteros y traseros (7,8), los estabilizadores verticales delanteros (8) están desalineados con respecto a los estabilizadores verticales traseros (7), quedando los estabilizadores verticales delanteros (8) más próximos al cuerpo principal (1) que los estabilizadores verticales traseros (7).

10

En los ejemplos de realización se muestran aeronaves con una pareja de estabilizadores verticales (7,8) bajo cada superficie sustentadora (3,4), no obstante se podría disponer un mayor número de estabilizadores verticales bajo las superficies sustentadoras lo que permitiría a su vez obtener una mejor maniobrabilidad de la aeronave en vuelo. Esto permitiría reducir el tamaño de los estabilizadores verticales con lo que tendrían un impacto menor en el comportamiento aerodinámico global de la aeronave y se conseguiría un control más preciso al ejecutar maniobras.

15

En ambos ejemplos de realización la aeronave genera una fuerza gravitacional aproximadamente en el centro de masas de la aeronave, mientras que cada superficie sustentadora (3, 4) genera una respectiva fuerza aerodinámica sustentadora que equilibra el sistema de fuerzas generado en vuelo y el momento asociado a ellas, de manera que las necesidades de estabilidad de la aeronave están prácticamente cubiertas únicamente con las dos superficies sustentadoras (3,4).

20

25

La superficie sustentadora trasera (4) está separada de la superficie sustentadora delantera (3) una distancia suficiente como para que la superficie sustentadora trasera (4) no se vea afectada en exceso por la superficie sustentadora delantera (3), y que el aire llegue adecuadamente a su borde de ataque con las menores turbulencias posibles.

30

Las superficies sustentadoras (3, 4) están dispuestas una por delante de la otra aproximadamente en un mismo plano horizontal, no obstante pueden estar ligeramente desfasadas entre sí en verticalidad, es decir desfasadas en una dirección perpendicular al eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1) de la aeronave. El desfase vertical viene

35

determinado por las condiciones de vuelo, y principalmente por la velocidad de crucero a la que vaya a navegar la aeronave.

5 Se ha previsto que las superficies sustentadoras (3, 4) tengan una geometría sustancialmente idéntica, de manera que generan unas fuerzas aerodinámicas sustentadoras similares, al tiempo que permite simplificar el proceso de fabricación. No obstante, podrían disponer de geometrías ligeramente diferentes tanto a nivel de cuerda como a nivel de espesores relativos y curvaturas de los perfiles aerodinámicos que las conforman. Dichas geometrías diferenciadas permitirán que la generación de cargas aerodinámicas en las diferentes superficies sustentadoras sea acorde a las necesidades del diseño de la aeronave; así, las fuerzas aerodinámicas sustentadoras generadas por las diferentes superficies sustentadoras (3, 4) podrán ser regulables y ajustables de acuerdo al reparto de masas de la propia aeronave y su carga.

15 Dado el empleo de estabilizadores horizontales (5,6) y estabilizadores verticales (7,8) emplazados fuera de la geometría sustentadora de las superficies sustentadoras (3,4), y siendo esos estabilizadores (5,6,7,8) los encargados de ofrecer maniobrabilidad a la aeronave, las superficies sustentadoras (3,4) no poseen partes móviles o sistemas de modificación de su geometría, lo que permite un diseño más robusto y de menor complejidad a la hora de la certificación, junto con una fabricación más sencilla y automatizada.

25

30

35

REIVINDICACIONES

1.- Aeronave de carga de sustentación distribuida, caracterizada por que comprende:

- un cuerpo principal (1);
- 5 • unos medios de propulsión (2);
- una superficie sustentadora delantera (3) y una superficie sustentadora trasera (4) que tienen un borde de ataque (3.1, 4.1), una parte de intradós (3.2, 4.2), una parte de extradós (3.3, 4.3), y un borde de salida (3.4, 4.4); la superficie sustentadora delantera (3) está dispuesta en una porción superior delantera (1.1) del cuerpo principal (1) y la
- 10 superficie sustentadora trasera (4) está dispuesta en una porción superior trasera (1.2) del cuerpo principal (1);
- unos estabilizadores horizontales (5,6) situados en los extremos de las superficies sustentadoras (3,4); y
- al menos dos estabilizadores verticales traseros (7) que están dispuestos en la parte
- 15 de intradós (4.2) de la superficie sustentadora trasera (4), uno a cada lado del cuerpo principal (1).

2.- Aeronave de carga de sustentación distribuida, según la reivindicación anterior, caracterizada por que adicionalmente la superficie sustentadora delantera (3) tiene al menos

20 dos estabilizadores verticales delanteros (8) que están dispuestos en la parte de intradós (3.2) de la superficie sustentadora delantera (3), uno a cada lado del cuerpo principal (1).

3.- Aeronave de carga de sustentación distribuida, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que los estabilizadores verticales delanteros y

25 traseros (7,8) tienen una sección vertical que es menor que la sección vertical del cuerpo principal (1), tal que los estabilizadores verticales (7,8) no sobresalen inferiormente del área lateral proyectada por el cuerpo principal (1).

4.- Aeronave de carga de sustentación distribuida, según una cualquiera de las

30 reivindicaciones anteriores, caracterizada por que los estabilizadores verticales (7,8) se sitúan de forma simétrica en la parte de intradós (3.2, 4.2) de la superficie sustentadora (3,4), uno a cada lado del eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1).

5.- Aeronave de carga de sustentación distribuida, según una cualquiera de las

35 reivindicaciones anteriores, caracterizada por que los estabilizadores verticales (7,8) están

desplazados de los extremos de la superficie sustentadora (3,4) como mínimo una distancia correspondiente a una octava parte de la envergadura (E) de la superficie sustentadora (3,4).

5 6.- Aeronave de carga de sustentación distribuida, según una cualquiera de las reivindicaciones 2 a 5, caracterizada por que los estabilizadores verticales delanteros (8) están desalineados con respecto a los estabilizadores verticales traseros (7).

10 7.- Aeronave de carga de sustentación distribuida, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que los estabilizadores verticales (7,8) están configurados para girar respecto de las superficies sustentadoras (3,4).

15 8.- Aeronave de carga de sustentación distribuida, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que los estabilizadores horizontales (5,6) están configurados para girar respecto de las superficies sustentadoras (3,4).

20 9.- Aeronave de carga de sustentación distribuida, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que los estabilizadores (5, 6, 7, 8,) tienen una configuración idéntica.

10.- Aeronave de carga de sustentación distribuida, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que las superficies sustentadoras (2,3) y los estabilizadores verticales (7,8) y horizontales (5,6) son componentes monocasco.

25

30

35

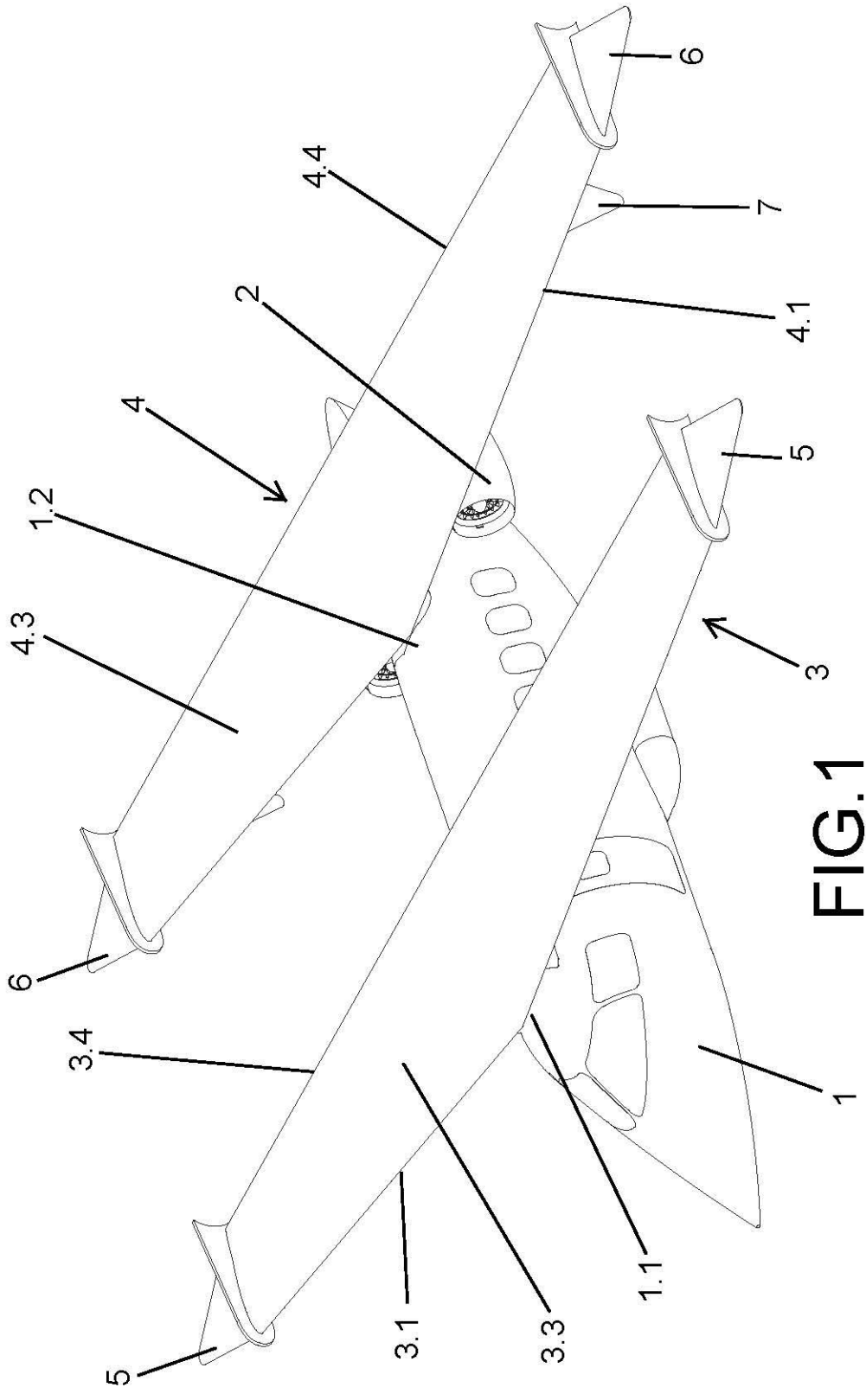


FIG.1

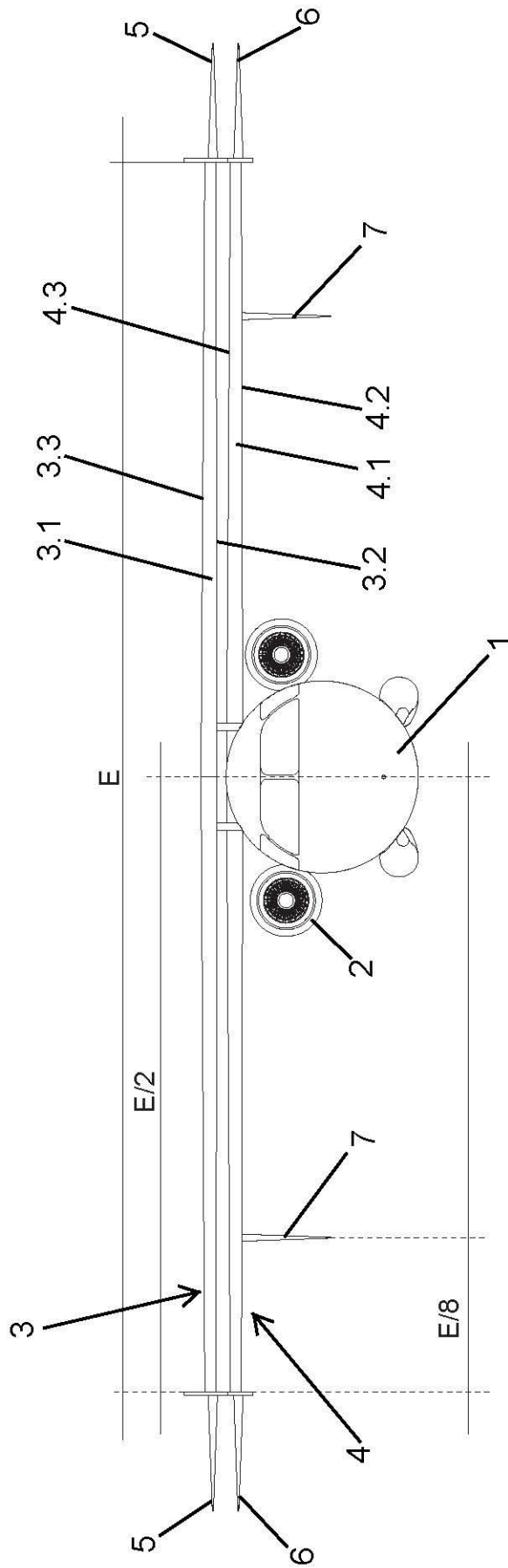


FIG.2

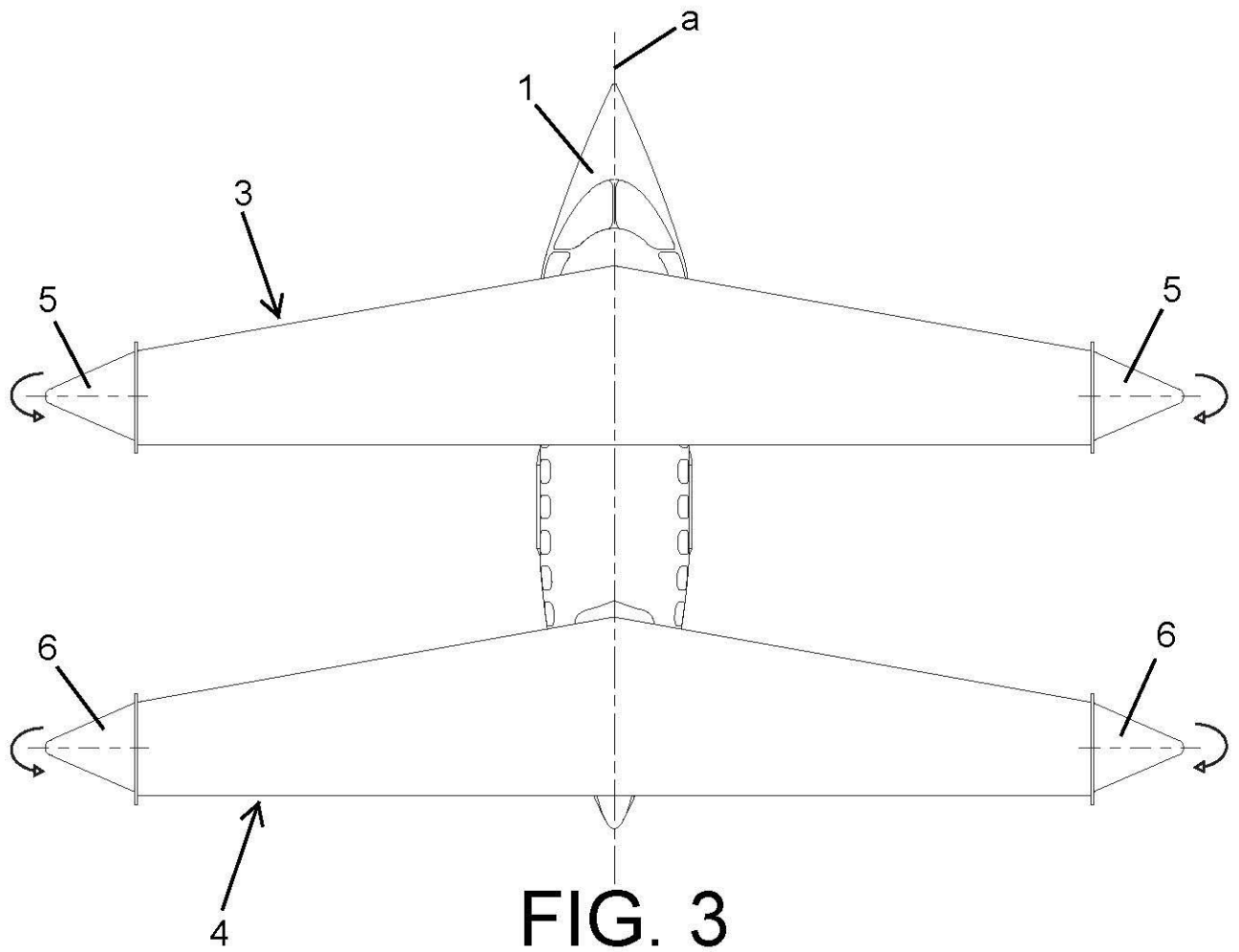


FIG. 3

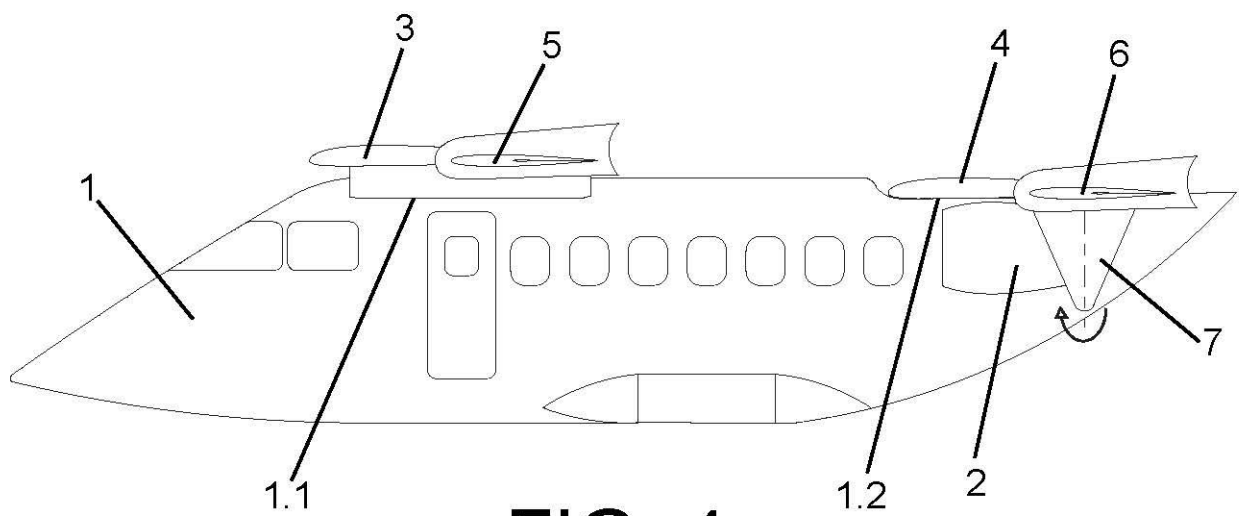


FIG. 4

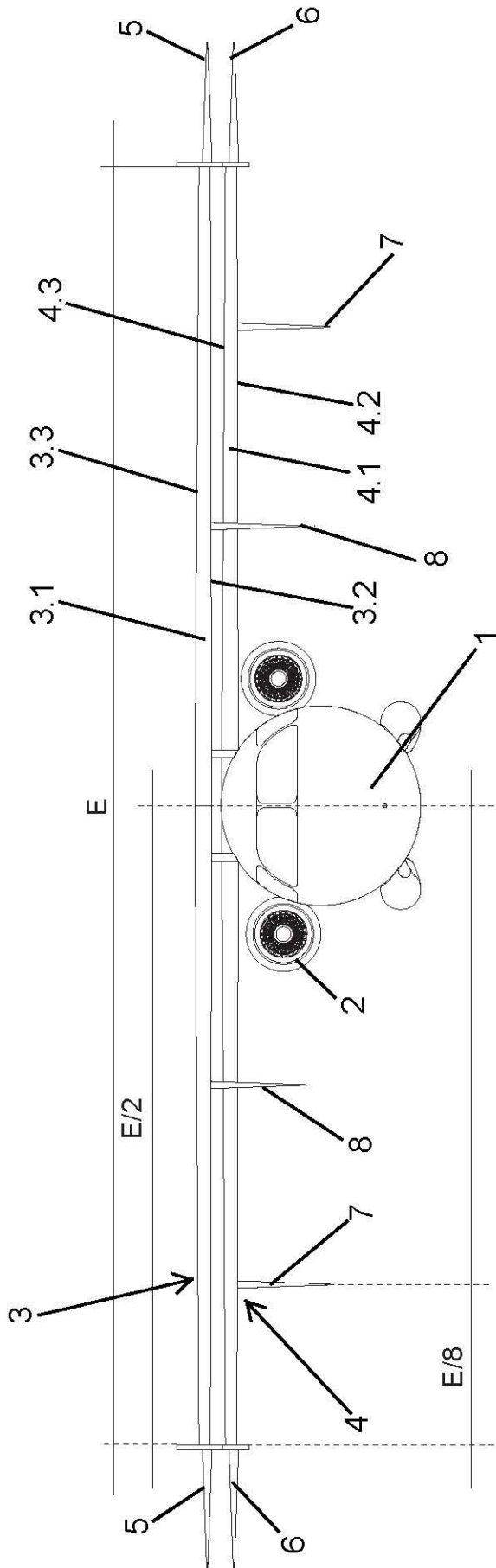


FIG.6

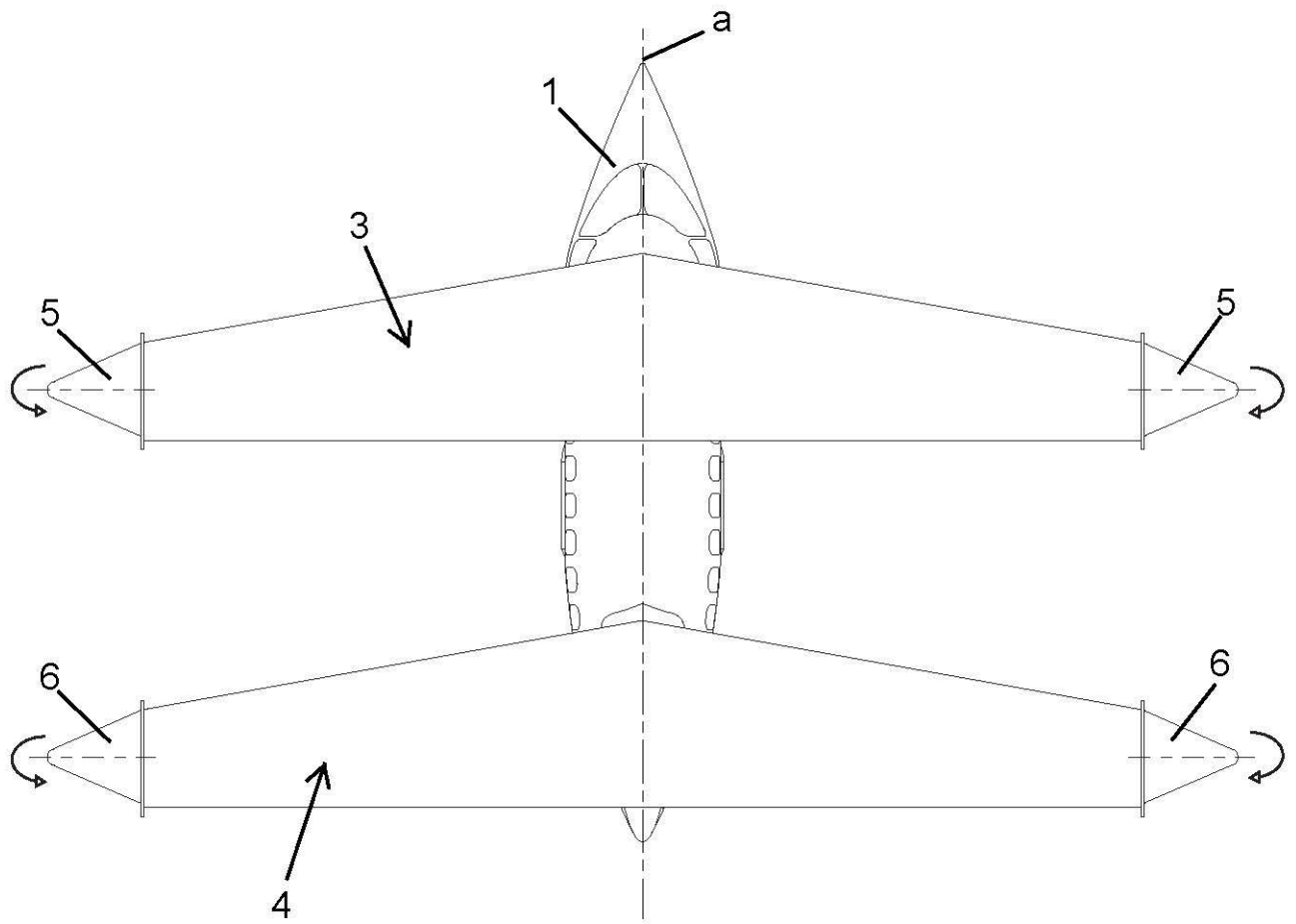


FIG. 7

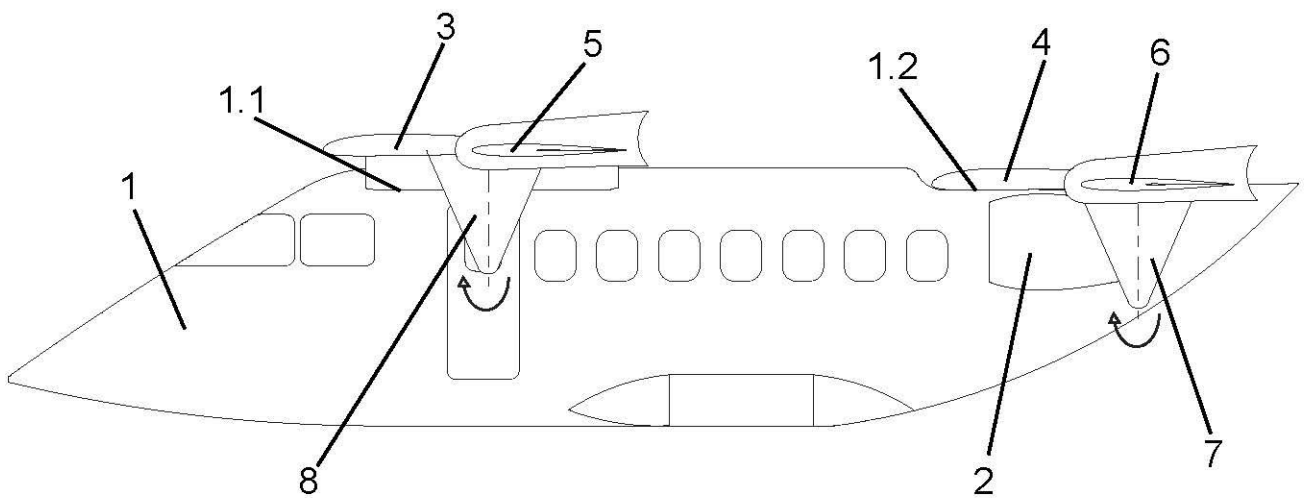


FIG. 8



②① N.º solicitud: 201730700

②② Fecha de presentación de la solicitud: 16.05.2017

③② Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤① Cl. Int: ver hoja adicional

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	⑤⑥ Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
Y	US 2005/0236520 A1 (WUKOWITZ) 27/10/2005; Todo el documento.	1, 4, 7-8
Y	US 2960285 A (LOPEZ) 15/11/1960; Columna 1, líneas 15 - 47; columna 10, línea 63 - columna 11, línea 9; figuras 15 - 16.	1, 4, 7-8
A	US 5918832 A (ZERWECKH) 06/07/1999; Columna 2, línea 52 - columna 3, línea 46; columna 5, línea 57 - columna 6, línea 34; figuras 1 - 4.	1, 4, 7-9
A	GB 249572 A (HILL) 29/03/1926; Página 2, línea 106 - página 3, línea 101; figuras 1 - 6.	1, 4-5, 7-8
A	US 2009/0200431 A1 (KONNINGS et al.) 13/08/2009.	

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
31.10.2017

Examinador
L. J. Dueñas Campo

Página
1/2

CLASIFICACIÓN OBJETO DE LA SOLICITUD

B64C39/08 (2006.01)

B64C5/08 (2006.01)

B64C3/38 (2006.01)

B64C3/58 (2006.01)

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

B64C

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

EPODOC