(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 660 910**

(21) Número de solicitud: 201631249

(51) Int. Cl.:

B64C 39/08 (2006.01)
B64D 27/12 (2006.01)
B64C 3/58 (2006.01)
B64C 1/26 (2006.01)

(12) SOLICITUD DE PATENTE A1

(22) Fecha de presentación:

26.09.2016

(43) Fecha de publicación de la solicitud:

26.03.2018

(71) Solicitantes:

TORRES MARTINEZ, Manuel (100.0%)
Alhóndiga nº4-4º Izda.
31002 PAMPLONA (Navarra) ES

(72) Inventor/es:

TORRES MARTINEZ, Manuel

(74) Agente/Representante:

VEIGA SERRANO, Mikel

(54) Título: **AERONAVE DE CARGA ALAR DISTRIBUIDA Y ALTA ESTABILIDAD**

(57) Resumen:

Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad que comprende un cuerpo principal (1), unos medios de propulsión (2) de la aeronave, unos medios de estabilización y control (5) de la aeronave, una superficie sustentadora delantera (3) con una configuración en forma de ala, una superficie sustentadora trasera (4) con una configuración en forma de ala, y unos largueros longitudinales laterales (6) que se extienden en una dirección paralela al eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1) y que unen las superficies sustentadoras entre sí, en donde la superficie sustentadora delantera (3) está dispuesta en un extremo de los largueros longitudinales laterales (6) y la superficie sustentadora trasera (4) está dispuesta en el extremo opuesto de los largueros longitudinales laterales (6), tal que las superficies sustentadoras (3, 4) quedan separadas una distancia horizontal entre sí.

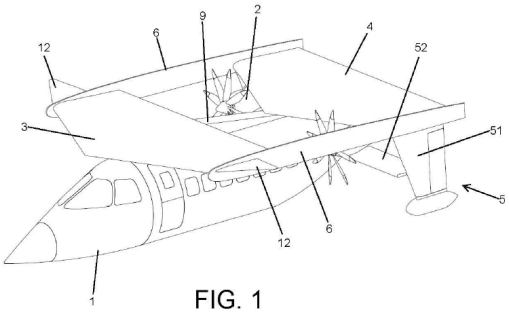

FIG. 1

ES 2 660 910 A1

DESCRIPCIÓN

AERONAVE DE CARGA ALAR DISTRIBUIDA Y ALTA ESTABILIDAD

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 reducción de peso de la estructura de la aeronave junto con una mejora en la estabilidad.

Estado de la técnica

El sector de las aeronaves de transporte está dominado por un concepto de aeronave tradicional que comprende un fuselaje orientado al transporte de personas o mercancías y dos superficies sustentadoras laterales esbeltas que proyectan horizontalmente de los costados laterales del fuselaje y que soportan el peso de la aeronave.

Dicho concepto de aeronave implica que la superficie sustentadora efectiva es limitada con respecto a la planta total de la aeronave, lo que lleva a una relación entre peso de la aeronave y las superficies sustentadoras, también conocida como carga alar, muy elevada.

Por otra parte, las cargas generadas sobre esas superficies sustentadoras tradicionales no son homogéneas en la longitud o cuerda de dichas superficies sustentadoras, sino que generan unas zonas de mayor carga aerodinámica en las zonas próximas al borde de ataque de la superficie sustentadora y menores en el borde de salida de la misma.

La aeronáutica tradicional ha favorecido este tipo de configuración de dos superficies sustentadoras esbeltas proyectadas horizontalmente desde los costados del fuselaje, llevando a un sistema con un punto de aplicación de cargas aerodinámicas que tiende a estar próximo al centro de gravedad de la aeronave. Para equilibrar el sistema de dos fuerzas generadas (fuerza de la gravedad y fuerza aerodinámica sustentadora) y el momento asociado a ellas, las aeronaves tradicionales tienen un estabilizador, situado en la parte trasera del fuselaje del avión, comúnmente denominado empenaje trasero.

Dicho estabilizador trasero incorpora unas superficies estabilizadoras verticales y horizontales que generan una carga aerodinámica capaz de compensar el momento generado por la fuerza de la gravedad y la fuerza aerodinámica sustentadora. La carga aerodinámica generada por el estabilizador trasero tiene un aporte significativo a la estabilidad, pero no a la sustentación. Además, la unión de los estabilizadores vertical y horizontal traseros con el fuselaje conlleva un diseño estructural muy complejo y pesado para poder transmitir las cargas y torsiones generadas en vuelo. Todo esto supone un peso y un coste adicional muy relevante para una funcionalidad muy limitada.

Existen configuraciones de aeronave que no tienden a emplear este tipo de estabilizador trasero, como es el caso de las conocidas como alas volantes, en donde la práctica totalidad de la aeronave es superficie sustentadora. En general estos sistemas han demostrado cierta inestabilidad inherente a su configuración, lo cual finalmente debe resolverse empleando estabilizadores.

Existen otras configuraciones de aeronaves que buscan equilibrar el sistema de fuerzas generadas empleando más de dos superficies sustentadoras que proyectan horizontalmente desde los costados del fuselaje, como por ejemplo se observa en los documentos DE4140139, US6626398, WO97/07020 o FR2313263, sin embargo todas estas soluciones se basan en complejos sistemas que aumentan considerablemente el peso estructural de la aeronave.

El documento DE4140139 presenta una configuración de avión con alas laterales monoplano que poseen la capacidad de modificar su geometría y transformarse en un sistema biplano, desplazándose la parte superior del perfil en altura con respecto al perfil inferior, pudiendo plantear diferentes configuraciones entre decalajes y ángulos relativos, si bien el posicionamiento final es de un perfil sobre otro.

El documento US6626398 presenta un sistema de vuelo no tripulado con alas en una configuración tradicional, si bien empleando alas biplano, unidas por una placa lateral en sus extremos, a cada uno de los lados del fuselaje principal, disponiendo de una notable separación en altura entre perfiles.

El documento WO97/07020 presenta también un concepto de avión comercial con configuración de ala biplano, si bien las alas biplano se encajan en una configuración

también tradicional y los perfiles mantienen también una notable separación en altura.

El documento FR2313263 presenta un concepto de avión con superficies de sustentación múltiples con el objetivo de alcanzar velocidades de vuelo reducidas a través de una gran superficie alar, con planos a diferentes posiciones y alturas con respecto a la aeronave, si bien mantiene el concepto de alas tradicionales incorporadas a los costados de un fuselaje central.

Objeto de la invención

De acuerdo con la invención se propone una aeronave con una configuración mejorada respecto del concepto tradicional de aeronave mediante la cual se optimiza la distribución de las cargas de sustentación generadas, de manera que se obtiene una aeronave que tiene unos menores requisitos estructurales y una mayor capacidad de estabilización a partir de la configuración mejorada de sus superficies sustentadoras, sin necesidad de recurrir a complejos estabilizadores traseros ajenos a dichas superficies sustentadoras.

La aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad de la invención comprende:

- un cuerpo principal,
- unos medios de propulsión de la aeronave,
- unos medios de estabilización y control de la aeronave,
- una superficie sustentadora delantera con una configuración en forma de ala,
- una superficie sustentadora trasera con una configuración en forma de ala, y
- unos largueros longitudinales laterales que se extienden en una dirección paralela al eje longitudinal del cuerpo principal y que unen las superficies sustentadoras entre sí, en donde la superficie sustentadora delantera está dispuesta en un extremo de los largueros longitudinales laterales y la superficie sustentadora trasera está dispuesta en el extremo opuesto de los largueros longitudinales laterales, tal que las superficies sustentadoras quedan separadas una distancia horizontal entre sí.

De esta manera, el empleo de dos superficies sustentadoras unidas longitudinalmente entre sí mediante los largueros longitudinales laterales permite obtener una superficie de sustentación que se comporta como una estructura rígida única, la cual es capaz de distribuir las dos cargas de sustentación generadas 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. Además, la configuración de las dos superficies sustentadoras longitudinalmente unidas entre sí evita la necesidad de emplear complejos estabilizadores traseros dispuestos en la parte trasera del fuselaje de la aeronave.

Según otro ejemplo de realización de la invención, la aeronave adicionalmente comprende al menos una superficie sustentadora intermedia con una configuración en forma de ala que está unida a los dos largueros longitudinales laterales y dispuesta entre la superficie sustentadora delantera y la superficie sustentadora trasera.

Para conseguir una reducción del efecto de la estela generada por una superficie sustentadora sobre la otra, pero manteniendo las ventajas estructurales que ofrece la invención, se ha previsto que la distancia horizontal en la que están separadas las superficies sustentadoras sea inferior a la cuerda media de la superficie sustentadora que tiene una menor cuerda media, entendiéndose por cuerda media la distancia media desde el borde de ataque al borde de salida de una superficie sustentadora.

Las superficies sustentadoras se disponen aproximadamente en un mismo plano horizontal con un desfase vertical máximo que es inferior al 20% de la cuerda media global de las superficies sustentadoras, definida entre el borde de ataque de la superficie sustentadora delantera y el borde de salida de la superficie sustentadora trasera.

Las superficies sustentadoras comprenden unos perfiles aerodinámicos que tienen preferentemente un espesor relativo inferior al 6%, en donde dichos perfiles aerodinámicos están formados por una cubierta superior, o extradós, y una cubierta inferior, intradós, unidas entre sí por el borde de ataque y el borde de salida de la superficie sustentadora. El reducido espesor de los perfiles aerodinámicos permite minimizar la resistencia aerodinámica de la aeronave. La invención permite poder emplear perfiles aerodinámicos de reducido espesor gracias a que la rigidez de las superficies sustentadoras se consigue mediante la unión longitudinal entre ellas con los largueros longitudinales laterales.

Las superficies sustentadoras pueden estar ligeramente inclinadas, tal que la línea imaginaria que une el borde de ataque con el borde de salida de una superficie sustentadora

está inclinada un ángulo de hasta 15º en relación con el eje longitudinal del cuerpo principal de la aeronave.

Preferentemente, los medios de propulsión de la aeronave se disponen entre el borde de salida de la superficie sustentadora delantera y el borde de ataque de la superficie sustentadora trasera, de manera que se consigue un mejor equilibrio del peso de la aeronave al disponerse los medios de propulsión en una zona intermedia de la aeronave, además de que el flujo de aire generado por los medios de propulsión es dirigido a la superficie sustentadora trasera mejorando su comportamiento aerodinámico. No obstante, los medios de propulsión podrían disponerse en otras ubicaciones de la aeronave.

Se ha previsto que los medios de propulsión tengan un sistema de motorización por turbohélices, en donde cada turbohélice tiene preferentemente dos rotores con sentidos de giro opuestos.

Para mejorar el direccionamiento del aire a la salida de una superficie sustentadora se ha previsto que al menos la superficie sustentadora delantera tenga unos medios de canalización del aire que comprenden unos salientes que proyectan verticalmente del extradós de la superficie sustentadora delantera y que se extienden de forma paralela al eje longitudinal del cuerpo principal de la aeronave. Según otra realización los salientes tienen una cubierta superior para crear una canalización del aire cerrada.

Para mejorar la maniobrabilidad y estabilidad en vuelo se ha previsto que la aeronave adicionalmente pueda comprender unas superficies de estabilización horizontales delanteras que están unidas en el extremo de los largueros longitudinales laterales en donde se dispone la superficie sustentadora delantera, a modo de estabilizador tipo canard.

Los medios de estabilización y control comprenden unas superficies de estabilización horizontales traseras y unas superficies de estabilización verticales traseras que proyectan verticalmente hacia abajo desde el extremo de los largueros longitudinales laterales en donde se dispone la superficie sustentadora trasera. Las superficies de estabilización horizontales traseras pueden estar dispuestas en el borde de salida de la superficie sustentadora trasera, o en la parte trasera del cuerpo principal de la aeronave en una posición inferior a la superficie sustentadora trasera.

Con todo ello así, se obtiene una aeronave con unos menores requisitos estructurales y una mayor capacidad de estabilización a partir de la configuración mejorada de sus superficies sustentadoras.

Descripción de las figuras

La figura 1 muestra una vista en perspectiva de un ejemplo de realización preferente de la aeronave de la invención.

La figura 2 muestra una vista en perspectiva de la estructura interior de las superficies sustentadoras y del cuerpo principal de la aeronave de la figura anterior.

La figura 2A muestra la estructura interior de la figura anterior con el suelo del cuerpo principal de la aeronave dispuesto en las cuadernas.

La figura 3 muestra una vista esquemática lateral de la aeronave de la figura 1.

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

La figura 5 muestra una vista trasera de la aeronave de la figura 1.

La figura 6 muestra una vista en perspectiva de otro ejemplo de realización de la aeronave de la invención con tres superficies sustentadoras.

La figura 7 muestra una vista en perspectiva de otro ejemplo de realización de la aeronave de la invención con unas superficies de estabilización horizontales traseras dispuestas en el borde de salida de la superficie sustentadora trasera.

Las figuras 8 y 9 muestran unas vistas en perspectiva de la aeronave de la figura 1 con unos medios de canalización del aire dispuestos en la superficie sustentadora delantera.

Descripción detallada de la invención

En la figura 1 se muestra una vista en perspectiva de un ejemplo de realización de la aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad de la invención, la cual comprende un

cuerpo principal (1) destinado a transportar a la tripulación, pasajeros y carga, unos medios de propulsión (2) de la aeronave, una superficie sustentadora delantera (3), una superficie sustentadora trasera (4) y unos medios de estabilización y control de la aeronave (5).

Las superficies sustentadoras (3, 4) están unidas entre sí por medio de unos largueros longitudinales laterales (6) que se extienden en una dirección paralela al eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1) de la aeronave. La superficie sustentadora delantera (3) está dispuesta en uno de los extremos de los largueros longitudinales laterales (6) mientras que la superficie sustentadora trasera (4) está dispuesta en el extremo opuesto de los largueros longitudinales laterales (6), de manera que según la dirección longitudinal de la aeronave la superficie sustentadora delantera (3) queda por delante de la superficie sustentadora trasera (4) con una distancia de separación horizontal entre ambas.

Las superficies sustentadoras (3, 4) tienen una configuración en forma de ala comprendiendo unos perfiles aerodinámicos que se componen de una cubierta superior y una cubierta inferior unidas entre sí por el borde de ataque y el borde salida de las superficies sustentadoras (3, 4).

En la figura 2 se muestra la estructura interior de las superficies sustentadoras (3, 4) y del cuerpo principal (1) de la aeronave, por motivos de claridad en la figura 2 no se representan las cubiertas superior e inferior de las superficies sustentadoras (3, 4). El cuerpo principal (1) de la aeronave tiene en su interior unas cuadernas (7) que están dispuestas transversalmente al eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1) para aportar rigidez. Las superficies sustentadoras (3, 4) tienen en su interior unos largueros transversales (8) sobre los que se disponen las cubiertas superior e inferior que forman las superficies sustentadoras (3, 4). Los largueros transversales (8) se extienden en una dirección perpendicular al cuerpo principal (1) de la aeronave y están configurados para a unir los extremos de las superficies sustentadoras (3, 4) a los largueros longitudinales laterales (6). Las superficies sustentadoras (3, 4) se unen al cuerpo principal (1) de la aeronave por medio de un larguero conector (9) que se extiende a lo largo cuerpo principal (1) de la aeronave en una dirección paralela a su eje longitudinal (a). Los largueros transversales (8) de las superficies sustentadoras (3, 4) están unidos a las cuadernas (7) del cuerpo principal (1) de la aeronave por medio de unos nervios (10) que se disponen en el larguero conector (9).

De esta manera, la unión de las superficies sustentadoras (3, 4) entre sí por sus extremos

permite conseguir que las superficies sustentadoras (3, 4) se comporten como una estructura rígida única y simplificada, evitando la necesidad de emplear refuerzos estructurales adicionales que incrementan el peso y coste de la aeronave. Por otro lado, la unión de las superficies sustentadoras (3, 4) al cuerpo principal (1) mediante el larguero conector (9) y sus nervios (10) permite obtener una aeronave con una estructura rígida y de bajo peso, pudiendo llegar a evitar la introducción de larguerillos en el interior del cuerpo principal (1) de la aeronave para obtener dicha rigidez.

Como se observa en la figura 2A, las cuadernas (7) establecen una base de apoyo para disponer un suelo (15) de la aeronave, de manera que el propio suelo (15) resulta un elemento rigidizante adicional del cuerpo principal (1) de la aeronave, ayudando igualmente a evitar tener que emplear larguerillos para aportar rigidez, lo cual disminuye el peso de la aeronave.

Como se observa en la figura 3, el peso del conjunto de la aeronave genera una fuerza gravitacional (Fg) aproximadamente en el centro de masas de la aeronave, mientras que cada superficie sustentadora (3, 4) genera una respectiva fuerza aerodinámica sustentadora (Fs) 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) rígidamente unidas entre sí mediante los largueros longitudinales laterales (6).

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. Se ha previsto que la distancia horizontal en la que están separadas las superficies sustentadoras (3, 4), concretamente la distancia en la que está separada el borde de salida de la superficie sustentadora delantera (3) y el borde de ataque de la superficie sustentadora trasera (4), sea inferior a la cuerda media de la superficie sustentadora (3, 4) que tiene una menor cuerda media, entendiéndose por cuerda media la distancia media entre el borde de ataque y el borde de salida de una superficie sustentadora, para que la rigidez y la simplicidad estructural no se resienta.

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, en donde el desfase vertical máximo al que se pueden disponer es inferior al 20% de la cuerda media global de las superficies sustentadoras (3, 4), esto es el 20% de la distancia media entre el borde de ataque de la superficie sustentadora delantera (3) y el borde de salida de la superficie sustentadora trasera (4). El desfase vertical viene determinado por las condiciones de vuelo, y principalmente por la velocidad de crucero a la que vaya a navegar la aeronave.

Se ha previsto que las superficies sustentadoras (3, 4) tengan una geometría sustancialmente idéntica, de manera que generan unas fuerzas aerodinámicas sustentadoras (Fs) 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 (Fs) 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.

Las superficies sustentadoras pueden disponerse sustancialmente paralelas al eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1) de la aeronave y por tanto a los largueros longitudinales laterales (6), o pueden disponerse con una ligera inclinación para lograr una distribución de fuerzas aerodinámicas sustentadoras (Fs) acorde a las necesidades de diseño de la aeronave, de manera que la línea imaginaria que une el borde de ataque con el borde de salida de una superficie sustentadora (3,4) pueden estar inclinada un ángulo de hasta 15º en relación con el eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1) de la aeronave.

Como se observa en la figura 6, la aeronave adicionalmente puede comprender al menos una superficie sustentadora intermedia (11) con una configuración en forma de ala con las mismas características que las superficies sustentadoras delantera (3) y trasera (4). La superficie sustentadora intermedia (11) se dispone entre la superficie sustentadora delantera (3) y la superficie sustentadora trasera (4) y está unida por sus extremos a los largueros longitudinales laterales (6) y al cuerpo principal (1) de la aeronave de la misma manera que las superficies sustentadoras delantera (3) y trasera (4). La superficie sustentadora

intermedia (11) está separada de las superficies sustentadoras delantera (3) y trasera (4) una distancia horizontal inferior a la cuerda media de la superficie sustentadora (3, 4, 11) que tiene una menor cuerda media.

Los perfiles aerodinámicos que conforman las superficies sustentadoras (3, 4, 11) tienen un espesor relativo preferentemente inferior al 6%, es decir que la relación entre el espesor de un perfil aerodinámico y su cuerda media es menor que 0.06, de manera que se minimiza la resistencia aerodinámica de las superficies sustentadoras (3, 4, 11), ya que cuanto menor espesor tengan los perfiles aerodinámicos mejor será el efecto cortante que realizan sobre el aire incidente.

Preferentemente los medios de propulsión (2) de la aeronave se disponen entre el borde de salida de la superficie sustentadora delantera (3) y el borde de ataque de la superficie sustentadora trasera (4). De esta manera los medios de propulsión (2) quedan ubicados en una zona intermedia entre las fuerzas aerodinámicas sustentadoras (Fs) generadas por las superficies sustentadoras (3, 4) y aproximadamente en el centro de gravedad de la aeronave, lo cual favorece la distribución de cargas y la estabilidad de la aeronave. Por otro lado, la disposición de los medios de propulsión en esta zona intermedia permite reducir el efecto de la estela de la superficie sustentadora delantera (3) reimpulsando el flujo de aire sobre la superficie sustentadora trasera (4), pudiendo modificar de forma favorable la distribución del flujo para conseguir un reparto más homogéneo de las fuerzas aerodinámicas sustentadoras (Fs) generadas.

Preferentemente los medios de propulsión (2) comprenden un sistema de motorización por turbohélices, en donde cada turbohélice tiene dos rotores girando cada uno de ellos en la dirección opuesta al otro, dentro de la misma turbohélice, lo cual elimina la componente rotacional del flujo impulsado por la turbohélice, de manera que la superficie sustentadora (11,4) que se encuentra por detrás de un medio de propulsión (2) recibe un flujo de aire más direccionado en la dirección del perfil aerodinámico de la superficie sustentadora (4, 11), mejorando por tanto su comportamiento y eficiencia.

Adicionalmente, la disposición intermedia de los motores de propulsión (2) permite un mejor control del desprendimiento de las capas límites tanto de la superficie sustentadora delantera (3) que se encuentra por delante de los medios de propulsión (2), ya que la succión del rotor va a absorber el flujo de aire que pueda intentar desprenderse en la

cubierta superior de la superficie sustentadora delantera (3), volviendo a pegarlo a la cubierta superior, mientras que también en la superficie sustentadora trasera (4), ya que el direccionamiento del flujo de aire puede reducir el ángulo de ataque equivalente observado por la superficie sustentadora trasera (4).

En cualquier caso, y sin que ello altere el concepto de la invención, los medios de propulsión (2) pueden disponerse en otras ubicaciones de la aeronave y en función de diferentes parámetros tal como la velocidad de crucero, así pueden disponerse en la zona del borde de ataque de la superficie sustentadora delantera (3), o en la zona del borde de salida de la superficie sustentadora trasera (4).

Como se observa en la figura 6, cuando la aeronave comprende una superficie sustentadora delantera (3), una superficie sustentadora intermedia (11) y una superficie sustentadora trasera (4), preferentemente se disponen unos medios de propulsión (2) en la zona del borde de ataque de la superficie sustentadora delantera (3) y otros medios de propulsión (2) entre el borde de salida de la superficie sustentadora intermedia (11) y el borde de ataque de la superficie sustentadora trasera (4).

La disposición de los medios de propulsión (2) con respecto a las superficies sustentadoras (3, 4, 11) puede variar en ángulo, incorporando a la estructura del soporte de los medios de propulsión unos medios mecánicos, hidráulicos o neumáticos que permitan su giro, de manera que se puede distribuir de forma homogénea la impulsión de aire generada por los medios de propulsión (2) sobre las superficies sustentadoras (3, 4, 11) según diferentes configuraciones de vuelo.

La aeronave puede comprender un apoyo adicional para la estabilidad transversal o de alabeo en forma de unas superficies de estabilización horizontales delanteras (12) que están unidas en el extremo de los largueros longitudinales laterales (6) en donde se dispone la superficie sustentadora delantera (3), a modo de prolongación lateral de la superficie sustentadora delantera (3). Las superficies de estabilización horizontales delanteras (12) son un estabilizador tipo canard, preferentemente con capacidad de giro con respecto a los largueros longitudinales laterales (6) sobre las que se disponen. Las superficies de estabilización horizontales delanteras (12) pueden estar fijas a los largueros longitudinales laterales (6) y disponer de mandos en su borde de salida. Estas superficies (12) permiten facilitar el control de la aeronave en condiciones de mayor complejidad e incluso favorecer

maniobras en vuelo, además el posicionamiento relativo de los mismos podrá suplir posibles carencias de sustentación en procesos como el despegue de la aeronave, reduciendo las distancias de despegue a valores por debajo de los 100m.

Los medios de estabilización y control (5) comprenden unas superficies de estabilización verticales traseras (51) y unas superficies de estabilización horizontales traseras (52) que son capaces de modificar su ángulo relativo entre ellas, ofreciendo así las capacidades necesarias de controlabilidad de la aeronave. Estas superficies (51, 52) permiten distribuir y reducir más si cabe la carga alar observada por cada una de las superficies sustentadoras (3,4,11) y por tanto las cargas en la aeronave.

La superficies de estabilización verticales traseras (51) no están directamente unidas al cuerpo principal (1) de la aeronave como los estabilizadores traseros de las aeronaves tradicionales del estado de la técnica, sino que proyectan verticalmente hacia abajo desde el extremo de los largueros longitudinales laterales (6) en donde se dispone la superficie sustentadora trasera (4), de manera que dichas superficies (51) permiten mejorar la transmisión de cargas entre estas superficies de estabilización verticales (51) al estar directamente conectadas a los largueros longitudinales laterales (6).

Como se observa en la figura 7, las superficies de estabilización horizontales traseras (52) pueden estar en el borde de salida de la superficie sustentadora trasera (4), a modo de “flaps”, lo cual permite modificar la sustentación generada, bien aumentándola o bien reduciéndola, consiguiendo de esta forma un sistema más homogéneo y con mayor capacidad de estabilización que en el caso de un avión tradicional.

No obstante, como se observa en las otras figuras, preferentemente las superficies de estabilización horizontales traseras (52) están dispuestas en la parte trasera del cuerpo principal (1) de la aeronave en una posición inferior a la superficie sustentadora trasera (4), de manera que no es necesario realizar complejos diseños mecánicos para poder integrarlos en la superficie sustentadora trasera (4). Cada superficie de estabilización horizontal trasera (52) está fijada entre la parte trasera del cuerpo principal (1) de la aeronave y una superficie de estabilización vertical trasera (51), de manera que se consigue una estructura mucho más rígida que permite simplificar y aligerar los componentes estructurales empleados en la zona trasera de la aeronave.

Como se observa en la figura 8, en una de las configuraciones preferidas de la invención la superficie sustentadora delantera (3) tiene unos medios de canalización del aire que comprenden unos salientes (13) que proyectan verticalmente de la cubierta superior, o extradós, de la superficie sustentadora delantera (3) y que se extienden de forma paralela al eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1) de la aeronave. Los medios de canalización del aire permiten reducir las turbulencias de aire generadas sobre la superficie sustentadora delantera (3), de manera que se obtiene un flujo de salida de aire más suave y favorable que recibirá la superficie sustentadora inmediatamente posterior (4,11), consiguiendo un mejor comportamiento aerodinámico de la misma. Como se observa en la figura 9, los salientes (13) pueden tener una cubierta (14) que los cierra superiormente, de manera que se genera una canalización de aire cerrada que mejora el direccionamiento del flujo de aire. Cuando la aeronave dispone de alguna superficie sustentadora intermedia (11), los medios de canalización del aire se pueden disponer tanto en la superficie sustentadora delantera (3) como en la superficie sustentadora intermedia (11).

REIVINDICACIONES

1.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad comprendiendo:

- un cuerpo principal (1),
- unos medios de propulsión (2) de la aeronave,
- unos medios de estabilización y control (5) de la aeronave,
- una superficie sustentadora delantera (3) con una configuración en forma de ala, y
- una superficie sustentadora trasera (4) con una configuración en forma de ala, caracterizada por que la aeronave adicionalmente comprende unos largueros longitudinales laterales (6) que se extienden en una dirección paralela al eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1) y que unen las superficies sustentadoras entre sí, en donde la superficie sustentadora delantera (3) está dispuesta en un extremo de los largueros longitudinales laterales (6) y la superficie sustentadora trasera (4) está dispuesta en el extremo opuesto de los largueros longitudinales laterales (6), tal que las superficies sustentadoras (3,4) quedan separadas una distancia horizontal entre sí.

2.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según la reivindicación 1, caracterizada por que adicionalmente comprende al menos una superficie sustentadora intermedia (11) con una configuración en forma de ala que está unida a los dos largueros longitudinales laterales (6) y dispuesta entre la superficie sustentadora delantera (3) y la superficie sustentadora trasera (4).

3.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que la distancia horizontal en la que están separadas las superficies sustentadoras (3, 4, 11) es inferior a la cuerda media de la superficie sustentadora que tiene una menor cuerda media.

4.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que las superficies sustentadoras (3, 4, 11) se disponen aproximadamente en un mismo plano horizontal con un desfase vertical máximo que es inferior al 20% de la cuerda media global de las superficies sustentadoras, definida entre el borde de ataque de la superficie sustentadora delantera (3) y el borde de salida de la superficie sustentadora trasera (4).

5.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según una cualquiera de las

reivindicaciones anteriores, caracterizada por que las superficies sustentadoras (3, 4, 11) comprenden unos perfiles aerodinámicos que tiene un espesor relativo inferior al 6%.

6.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que las superficies sustentadoras (3, 4, 11) están ligeramente inclinadas, tal que la línea imaginaria que une el borde de ataque con el borde de salida de una superficie sustentadora (3, 4, 11) está inclinada un ángulo de hasta 15º en relación con el eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1) de la aeronave.

7.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que los medios de propulsión (2) de la aeronave se disponen entre el borde de salida de la superficie sustentadora delantera (3) y el borde de ataque de la superficie sustentadora trasera (4).

8.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que los medios de propulsión (2) tienen un sistema de motorización por turbohélices, en donde cada turbohélice tiene dos rotores con sentidos de giro opuestos.

9.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que al menos la superficie sustentadora delantera (3) tiene unos medios de canalización del aire que comprenden unos salientes (13) que proyectan verticalmente del extradós de la superficie sustentadora delantera (4) y que se extienden de forma paralela al eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1) de la aeronave.

10.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según la reivindicación anterior, caracterizada por que los salientes (13) tienen una cubierta superior (14) para crear una canalización del aire cerrada.

11.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que la aeronave adicionalmente comprende unas superficies de estabilización horizontales delanteras (12) que están unidas en el extremo de los largueros longitudinales laterales (6) en donde se dispone la superficie sustentadora delantera (3).

12.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que los medios de estabilización y control (5) comprenden unas superficies de estabilización horizontales traseras (52) y unas superficies de estabilización verticales traseras (51) que proyectan verticalmente hacia abajo desde el extremo de los largueros longitudinales laterales (6) en donde se dispone la superficie sustentadora trasera (4).

13.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según la reivindicación anterior, caracterizada por que las superficies de estabilización horizontales traseras (52) están dispuestas en el borde de salida de la superficie sustentadora trasera (4).

14.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según la reivindicación 12, caracterizada por que las superficies de estabilización horizontales traseras (52) están dispuestas en la parte trasera del cuerpo principal (1) de la aeronave en una posición inferior a la superficie sustentadora trasera (4).

15.- Aeronave de carga alar distribuida y alta estabilidad, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que el cuerpo principal (1) comprende unas cuadernas (7) dispuestas transversalmente al eje longitudinal (a) del cuerpo principal (1) y las superficies sustentadoras (3,4,11) comprenden unos largueros transversales (8) que se extienden en una dirección perpendicular al cuerpo principal (1) de la aeronave, estando las superficies sustentadoras (3,4,11) unidas al cuerpo principal (1) por medio de un larguero conector (9) que se extiende a lo largo del cuerpo principal (1), e incorporando el larguero conector (9) unos nervios (10) que unen los largueros transversales (8) a las cuadernas (7).

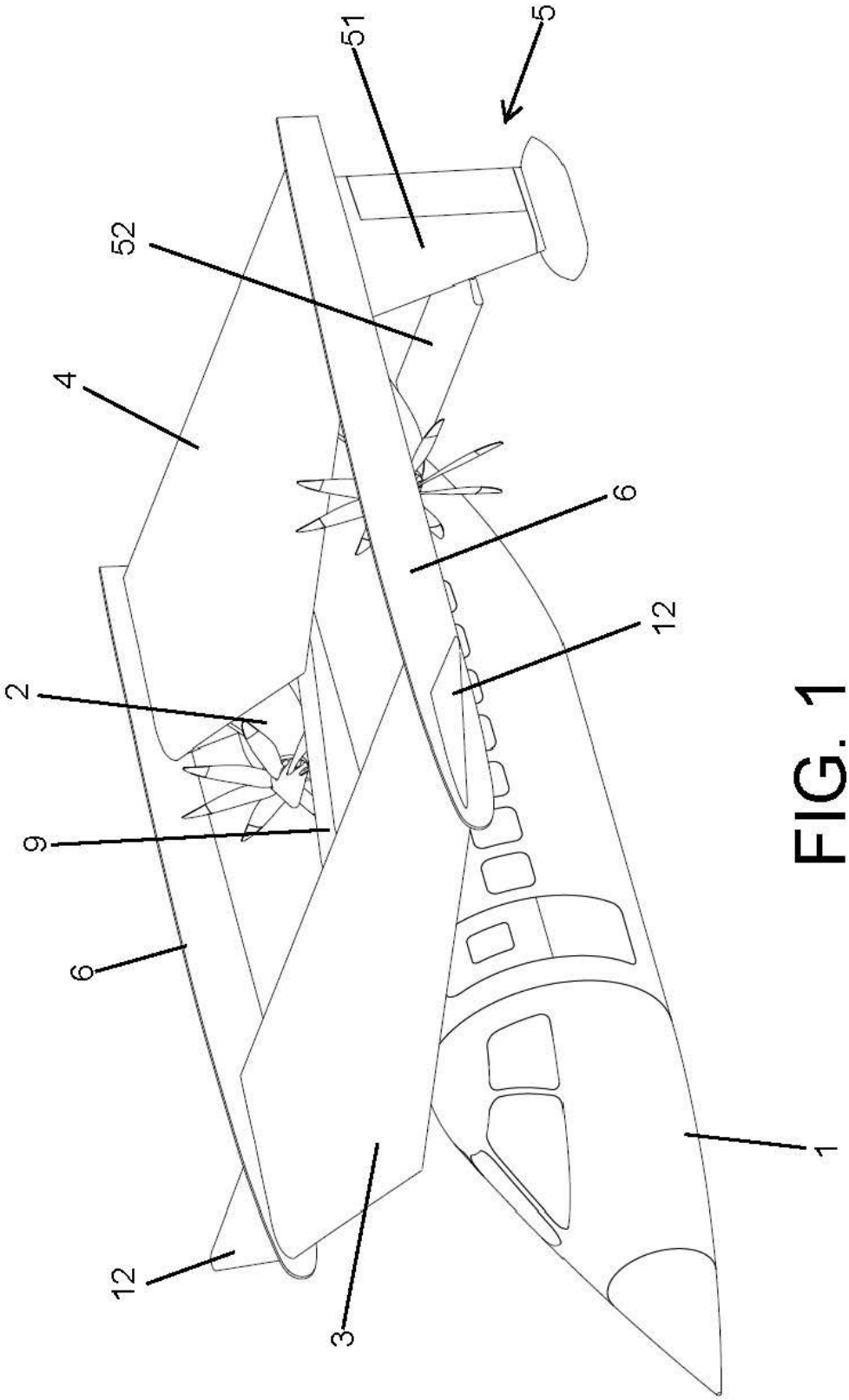

FIG. 1

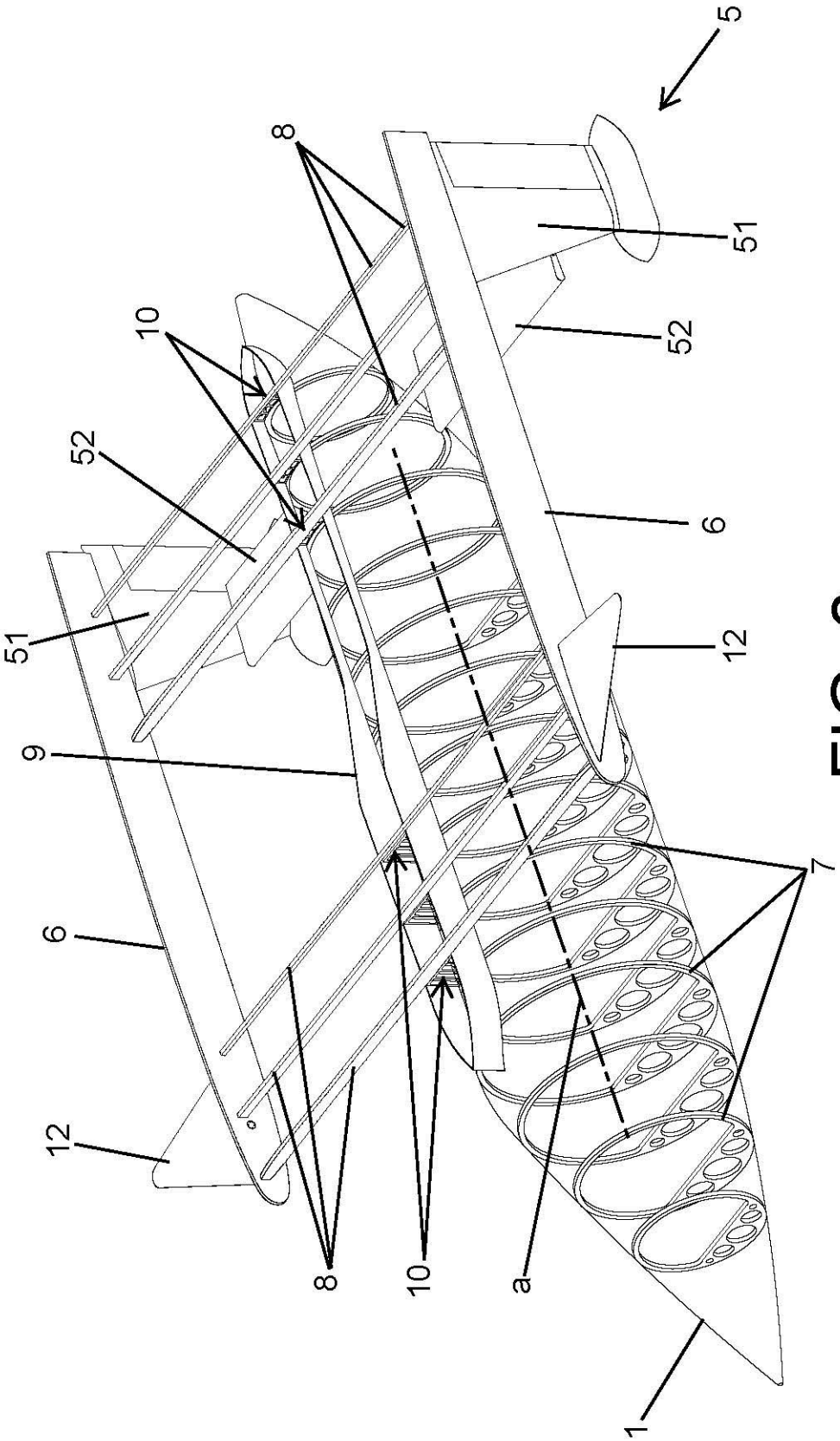

FIG. 2

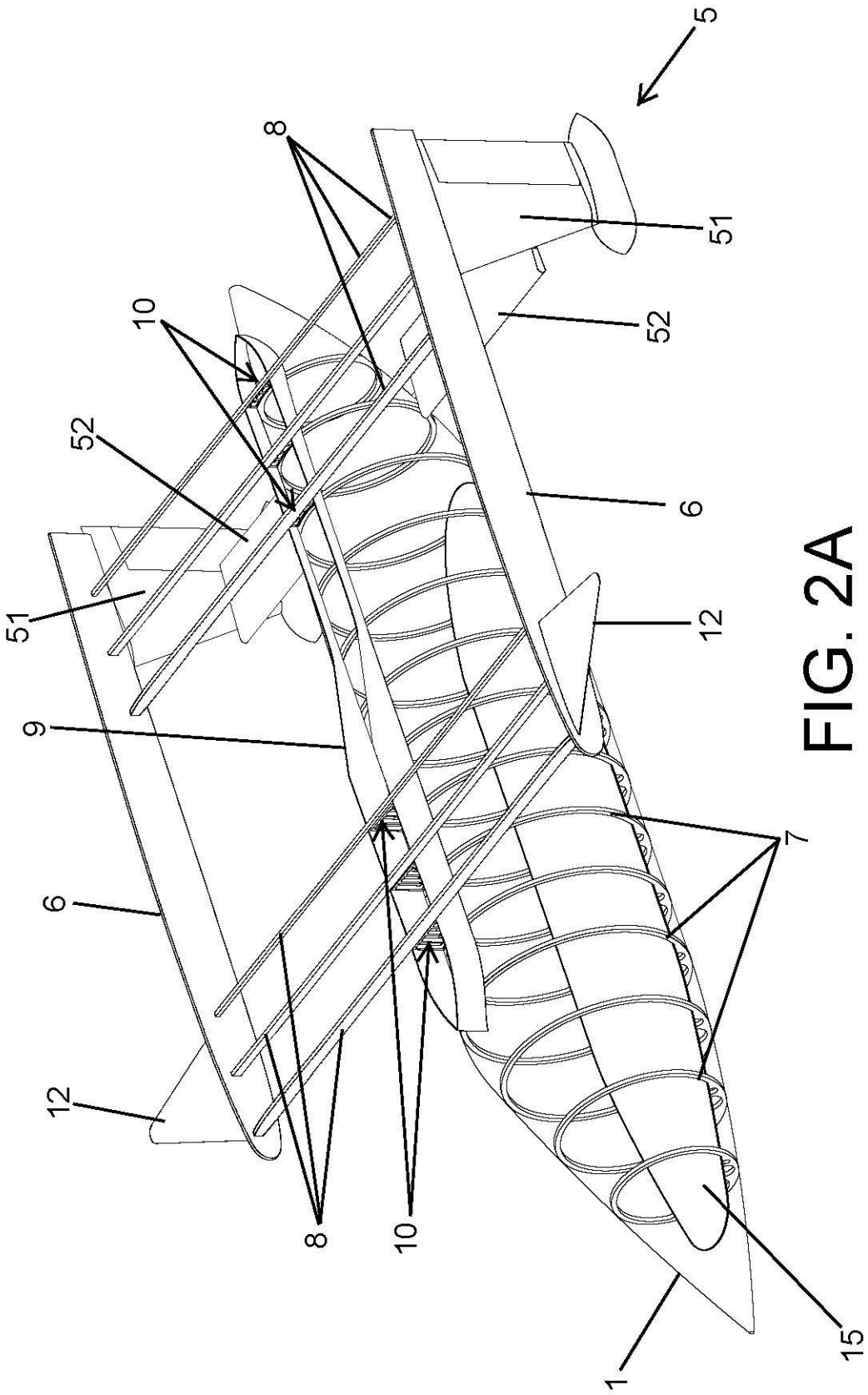

FIG. 2A

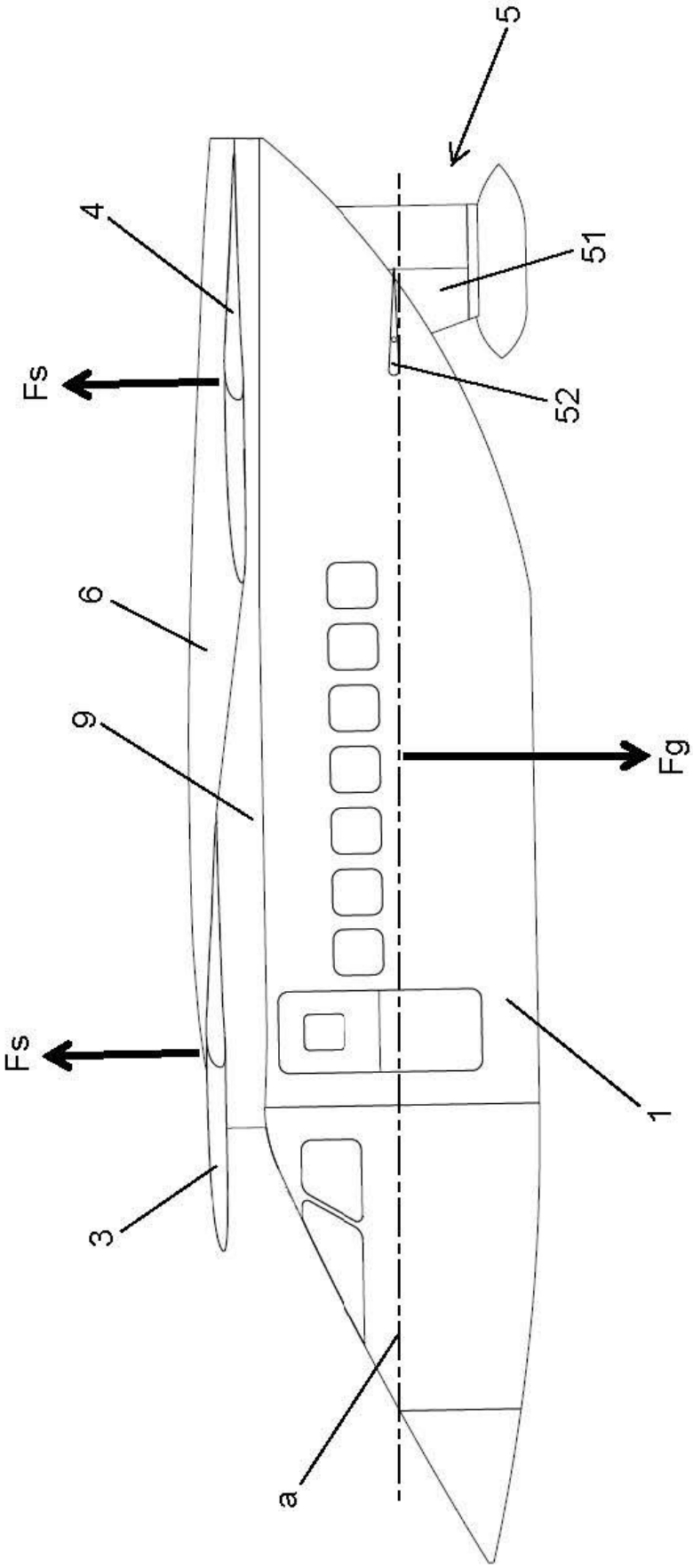

FIG. 3

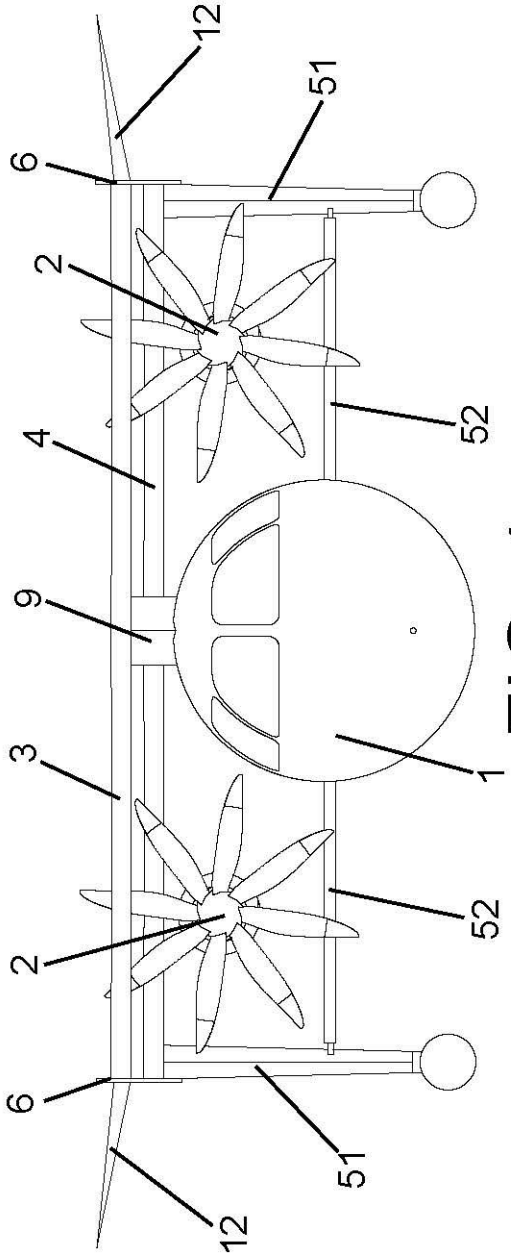

FIG. 4

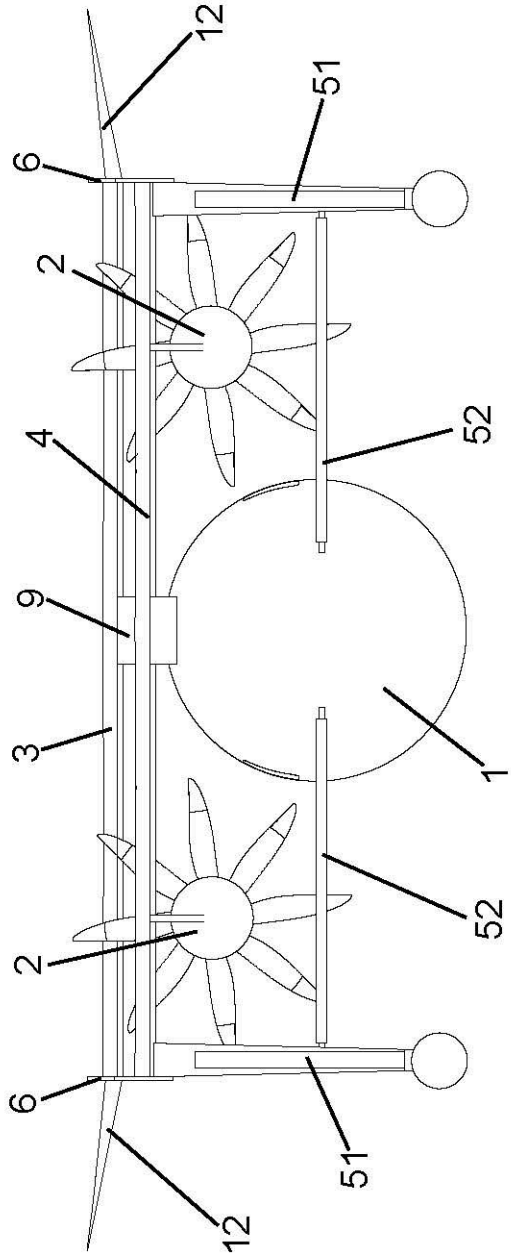

FIG. 5

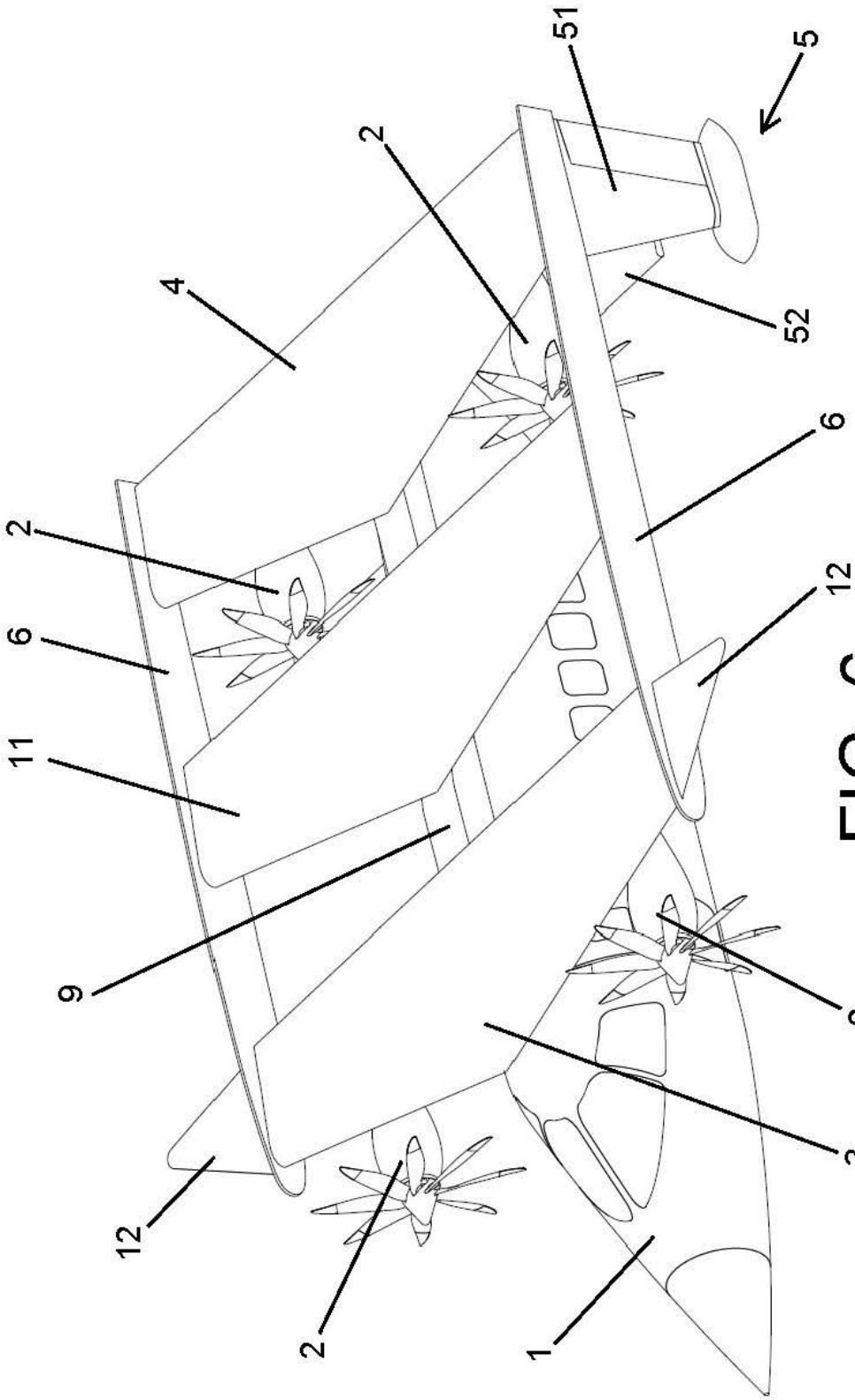

FIG. 6

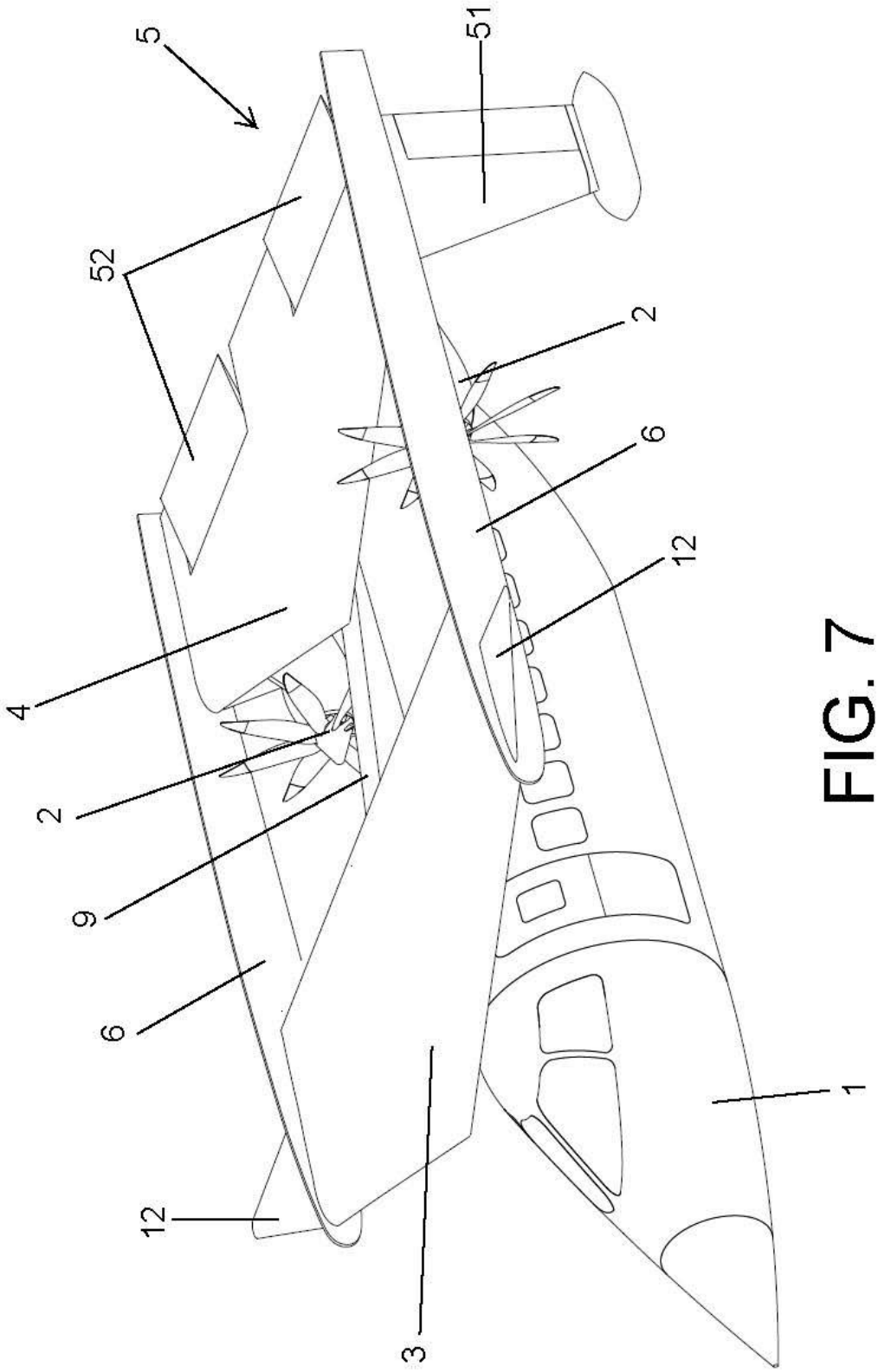

FIG. 7

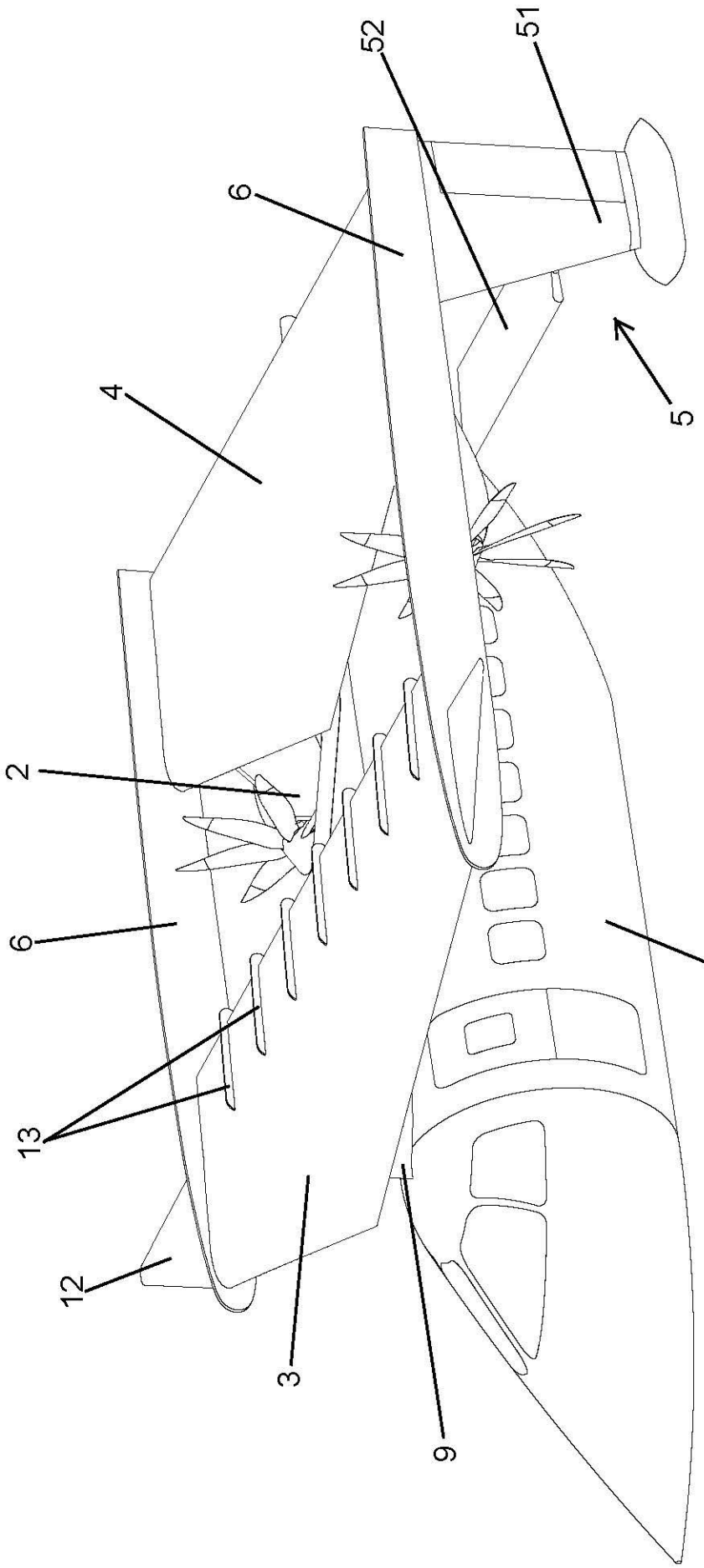

FIG. 8

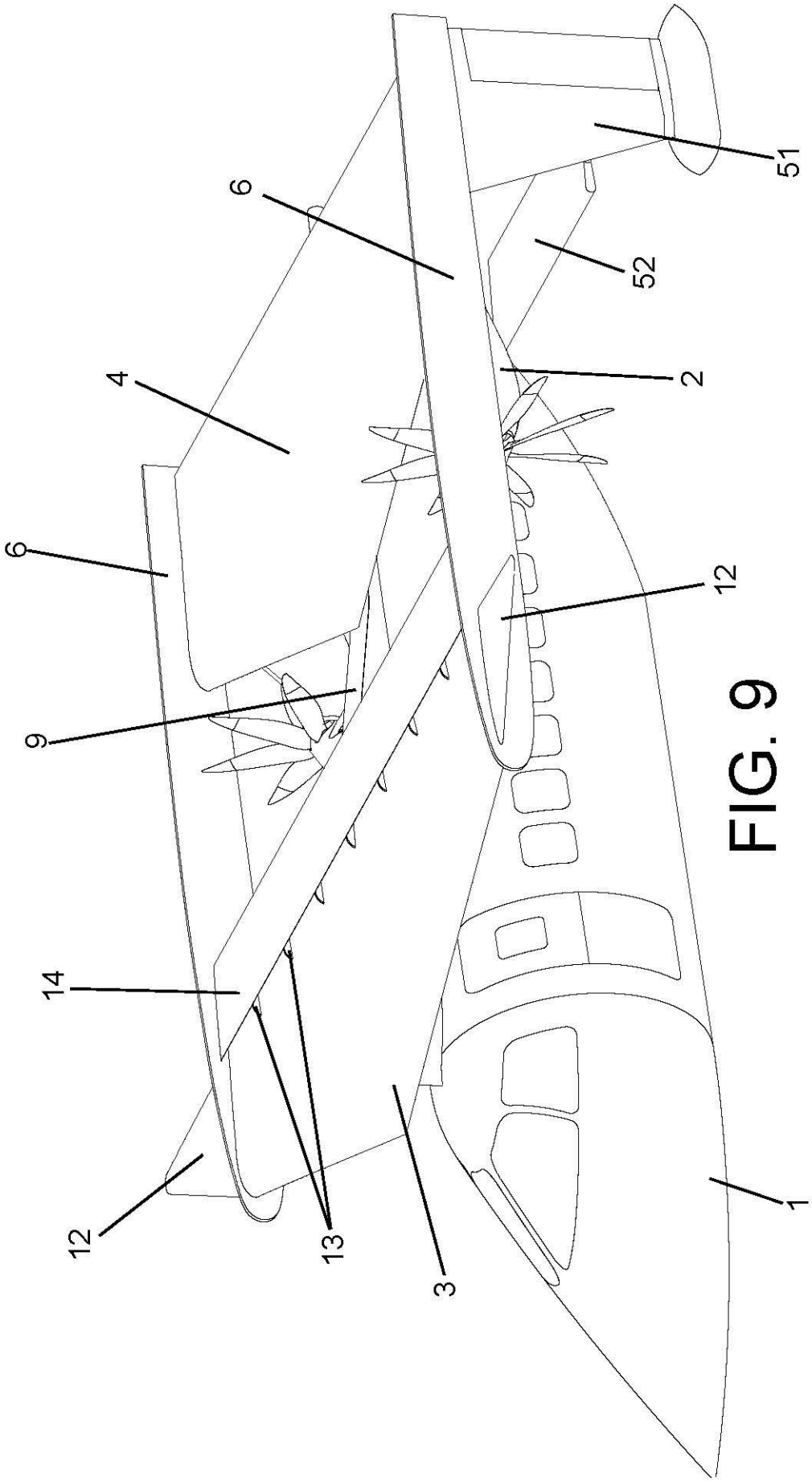

FIG. 9

OFICINA ESPAÑOLA
DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(21) N.º solicitud: 201631249

(22) Fecha de presentación de la solicitud: 26.09.2016

(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
X	US 3985317 A (GERACI et al.) 12/10/1976; Columna 3, línea 13 - columna 6, línea 26; figuras 1 - 2, 6 - 7.	1-4, 6-7, 12-13
Y		9-10
A		8
Y	US 1879338 A (LACHMANN) 27/09/1932; Todo el documento.	9-10
X	US 6626398 B1 (COX et al.) 30/09/2003; Columna 2, línea 5 - columna 4, línea 34; figuras 1 - 6.	1, 3-4
A		5, 14
X	US 2406625 A (OGLESBY) 27/08/1946; columna 4, líneas 5 - 41; columna 6, línea 44 - columna 9, línea 11; Columna 12, líneas 20 - 34; figuras 1 - 2, 4, 13-14, 17-17a, 25-27.	1-2, 4, 7-8
X	US 2006/0060696 A1 (CORDY, JR.) 23/03/2006; Todo el documento.	1

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	Examinador	Página
24.10.2017	L. J. Dueñas Campo	1/4

CLASIFICACIÓN OBJETO DE LA SOLICITUD

B64C39/08 (2006.01)
B64D27/12 (2006.01)
B64C3/58 (2006.01)
B64C1/26 (2006.01)

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

B64C, B64D

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

EPODOC

Fecha de realización de la opinión escrita: 24.10.2017

Declaración

Novedad (art. 6.1, LP 11/1986)	Reivindicaciones	5, 11-15	**SÍ**
	Reivindicaciones	1-4, 6-8	**NO**
Actividad inventiva (art. 8.1, LP 11/1986)	Reivindicaciones	5, 11, 14-15	**SÍ**
	Reivindicaciones	1-4, 6-10, 12-13	**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 se publica.

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 de publicación o identificación	Fecha de publicación
D01	US 3985317 A (GERACI et al.)	12.10.1976
D02	US 1879338 A (LACHMANN)	27.09.1932
D03	US 6626398 B1 (COX et al.)	30.09.2003
D04	US 2406625 A (OGLESBY)	27.08.1946
D05	US 2006/0060696 A1 (CORDY, JR.)	23.03.2006

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 se considera el estado de la técnica más próximo. Dicho documento, que pertenece al mismo sector técnico, presenta, según se establece en la reivindicación 1, «una aeronave de carga alar distribuida (esto es consecuencia del diseño reivindicado; en cualquier caso, se puede ver en D01: columna 2, líneas 15-24) y alta estabilidad (idem per idem, D01: columna 1, líneas 56-60), que comprende: un cuerpo principal (elemento 12; figura 1); unos medios de propulsión de la aeronave (elementos 16, 18; figura 2); unos medios de estabilización y control de la aeronave (elementos 40, 42, 44, 46; figuras 1-2); una superficie sustentadora delantera con una configuración en forma de ala (elemento 24; figuras 1-2); una superficie sustentadora trasera con una configuración en forma de ala (elemento 26; figuras 1-2), y que adicionalmente comprende unos largueros longitudinales laterales (elementos 32, 38; figuras 1-2) que se extienden en una dirección paralela al eje longitudinal del cuerpo principal… …quedan separadas una distancia horizontal entre sí» (ver figuras 1-2; columna 3, líneas 26-34). Por todo ello, se considera que el documento D01 puede afectar a la novedad de la reivindicación 1. Lo mismo puede inferirse a partir de los documentos D03 (ver figuras 1-2, 4; columna 3, líneas 24-40), D04 (figuras 25-27; columna 12, líneas 20-59), D05 (figura 1; párrafo [0009]).

La reivindicación dependiente 2 define una tercera superficie sustentadora intermedia. Esto aparece en el D01 (ver figuras 6-7); también en el D04 (ver figuras 25-27).

Las reivindicaciones dependientes 3-4 definen las distancias horizontal y vertical entre las superficies sustentadoras. Esto puede inferirse a partir de los datos que se dan en D01 (columna 3, líneas 45-53); también en el D03 (columna 3, línea 53 - columna 4, línea 33).

La reivindicación dependiente 6 define que el ángulo de incidencia del perfil aerodinámico respecto a la horizontal del fuselaje (así parece, al menos) es menor de 15 grados (y se supone, también, mayor que cero). Esto se infiere de D01 a la vista de las figuras 2 y, especialmente, la 7, que muestran un perfil alar del tipo Clark-Y con el intradós plano y horizontal, por lo que la línea de la cuerda presenta un ángulo de incidencia.

La reivindicación dependiente 7 sitúa los propulsores entre las alas. Esto aparece también en D01 (ver figuras 1-2). La reivindicación 8 indica que los propulsores son parejas de turbohélices contra-rotatorios. Esto y la reivindicación anterior aparecen en D04 (ver figuras 1-2, 13-14, 17a, 25-27; columna 7, línea 7 - columna 8, línea 34).

Las reivindicaciones dependientes 9-10 definen unas aletas directrices o «wing fences» con cubierta superior (o perfiles guía, «guide profiles»). Esto se muestra en D02 (ver figuras 2, 4; página 1, línea 95 - página 2, línea 1).

Las reivindicaciones dependientes 12-13 presentan superficies de estabilización horizontal y vertical, éstas últimas proyectándose verticalmente hacia abajo desde los extremos traseros de los largueros longitudinales laterales. Esto se muestra en D01 (elementos 44, 46, 50, 54; figuras 1-2; columna 3, líneas 39-44; los timones de dirección se proyectan verticalmente hacia arriba, pero esto se considera una cuestión de diseño y, por tanto, obvia).

Por todo ello, se considera que las reivindicaciones dependientes 2-4, 6-10, 12-13 pueden verse afectadas en su novedad o en su actividad inventiva a partir de alguno de los documentos indicados, o que puedan formar parte del conocimiento común del experto en la materia.