

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 585 245**

21 Número de solicitud: 201630351

51 Int. Cl.:

B64C 39/10 (2006.01)

B64C 3/10 (2006.01)

B64C 5/08 (2006.01)

12

SOLICITUD DE PATENTE

A1

22 Fecha de presentación:

23.03.2016

43 Fecha de publicación de la solicitud:

04.10.2016

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 BAJA CARGA ALAR**

57 Resumen:

Aeronave de baja carga alar, que comprende una superficie sustentadora (1) con una configuración en forma de ala, unos estabilizadores de la superficie sustentadora (1), y unos medios de propulsión (5) de la aeronave, en donde la superficie sustentadora (1) comprende una cubierta superior (11), una cubierta inferior (12), y dos largueros longitudinales (6) dispuestos entre las cubiertas superior (11) e inferior (12), y porque la superficie sustentadora (1) tiene una longitud mayor que su anchura, obteniéndose una aeronave con una baja relación entre el peso de la aeronave y la superficie sustentadora, menor resistencia aerodinámica y menor consumo energético, posibilitando menores distancias de despegue y aterrizaje, con una adecuada estabilidad.

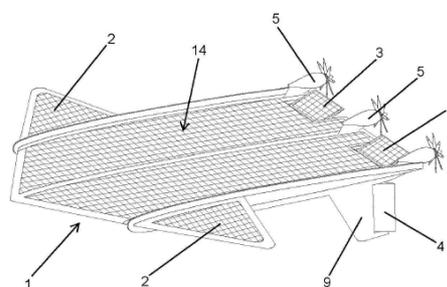


FIG. 1

DESCRIPCIÓN

AERONAVE DE BAJA CARGA ALAR

5 Sector de la técnica

La presente invención está relacionada con el sector aeronáutico, proponiendo una aeronave con una realización estructural mejorada que permite minimizar el peso de la aeronave, y una geometría sustentadora de ala de bajo alargamiento y bajo espesor que en conjunto permiten reducir en uno o dos órdenes la carga alar estructural y de forma muy significativa el coste de fabricación de la aeronave garantizando una correcta estabilidad durante el vuelo y las maniobras de aterrizaje y despegue.

Estado de la técnica

15 El sector de las aeronaves de transporte está dominado por un concepto de aeronave tradicional, en el que principalmente dos superficies sustentadoras laterales esbeltas soportan el peso de un fuselaje que está orientado al transporte de personas o mercancías. 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 la superficie sustentadora, también conocida como carga alar, muy elevada.

En el campo aerodinámico, existen dos tipos de resistencia al desplazamiento: por un lado, la resistencia por fricción, originada por la propia viscosidad del aire, y por otra parte, la resistencia inducida, generada por el comportamiento del flujo de aire sobre el sistema. En sistemas tridimensionales, la resistencia inducida cobra una importancia aún mayor al aparecer vórtices marginales que pueden perjudicar notablemente la eficiencia de una aeronave.

30 La aeronáutica tradicional ha favorecido este tipo de configuración de dos superficies sustentadoras esbeltas especialmente para la reducción de esta resistencia inducida, permitiendo un comportamiento sin efectos tridimensionales en la mayor parte del ala, por medio de un aumento de la envergadura de las alas y una reducción de la anchura o cuerda de las mismas, alejando el problema de la resistencia inducida en lugar de plantear alternativas para su resolución local.

En consecuencia, en la aeronáutica tradicional, la transmisión de la fuerza de sustentación generada por las superficies sustentadoras hacia el fuselaje en el que se incorpora la carga (personas o mercancía), implica un sistema de conexiones mecánicas y elementos estructurales muy complejos que elevan el peso de la estructura global de la aeronave y su
5 coste notoriamente.

Por ello, en las aeronaves de transporte tradicionales, la relación entre la carga máxima que puede transportar la aeronave (carga máxima de pago) y la carga estructural de la propia aeronave puede ser de entre 0,25 a 0,3. En comparativa, sistemas mucho más eficientes
10 logran ratios más elevados, como pueden ser las aves, que llegan a alcanzar valores de dicha relación de entre 3 a 4.

Las características de las aeronaves de transporte tradicionales llevan a necesidades de potencias de empuje para aterrizaje y despegue muy elevadas, y del mismo modo distancias de aterrizaje y despegue muy prolongadas, lo cual complica su maniobrabilidad en tierra y
15 limita las zonas a las que pueden acceder.

A pesar de ello, existen referencias de aeronaves que sí buscan aumentar la superficie sustentadora con respecto a la superficie total de la aeronave. De especial relevancia para
20 este caso son las conocidas como alas volantes, cuya superficie exterior es prácticamente en su totalidad una superficie sustentadora. Este tipo de sistemas, sin embargo, cuentan con una aplicación muy reducida, bien a nivel demostrativo, o bien en aplicaciones muy específicas como aeronaves militares, sin haber logrado la aceptación en sectores más generales.

Los documentos US7137592B2, US8002216B2, US20050258306A1 y DE29616989U1, muestran aeronaves de tipo ala volante, las cuales comprenden una superficie sustentadora con forma de ala, unos estabilizadores de la superficie sustentadora, y unos medios de propulsión de la aeronave. Este tipo de aeronaves de ala volante buscan aumentar su
30 eficiencia aumentando su envergadura, de manera que la anchura de la superficie sustentadora es muy superior a su longitud, lo cual resulta en una aeronave con un comportamiento inestable durante el vuelo y las maniobras de aterrizaje y despegue y que requiere de soluciones estructural complejas y de elevado coste.

35 **Objeto de la invención**

De acuerdo con la invención se propone una aeronave con un diseño mejorado y distinto a los conceptos empleados en la aeronáutica tradicional, que permite una disposición distribuida y minimizada del peso estructural, de manera que se obtiene una aeronave que tiene una baja relación entre el peso de la aeronave y la superficie sustentadora (baja carga alar), y que tiene unas superficies estabilizadoras y de mando que a su vez aseguran una adecuada estabilidad.

La aeronave de baja carga alar de la invención comprende una superficie sustentadora con una configuración en forma de ala con perfiles aerodinámicos de bajo espesor, unos estabilizadores, y unos medios de propulsión de la aeronave, en donde la superficie sustentadora comprende una cubierta superior (extradós), una cubierta inferior (intradós), y dos largueros longitudinales dispuestos entre las cubiertas superior e inferior, y donde la superficie sustentadora tiene una longitud mayor que su anchura.

En contra al concepto tradicional de alas de gran envergadura y cuerda reducida, la invención favorece el caso opuesto, con una superficie sustentadora de cuerda elevada y envergadura reducida.

Los dos largueros longitudinales están dispuestos en los extremos laterales de la superficie sustentadora y están configurados para establecer una unión mecánica entre las cubiertas superior e inferior. La unión de las cubiertas a los largueros longitudinales se puede realizar mediante remaches, adhesivo, o cualquier tipo de unión comúnmente empleada en el sector aeronáutico. La superficie sustentadora está realizada con unas conexiones mecánicas y unos elementos estructurales muy sencillos, que permiten distribuir las solicitaciones mecánicas de la estructura y reducir notoriamente el peso de la estructura global de la aeronave y su coste respecto de las aeronaves de transporte tradicionales.

La relación, mayor que la unidad, entre la longitud y la anchura de la superficie sustentadora, resulta en que la aeronave de la invención tiene un comportamiento más estable durante el vuelo y las maniobras de aterrizaje y despegue respecto de las aeronaves de tipo alas volantes. Preferentemente el solicitante ha observado experimentalmente que la aeronave presenta una adecuada estabilidad cuando la longitud de la superficie sustentadora es al menos 1,6 veces mayor que su anchura.

Según un primer ejemplo de realización de la invención, la superficie sustentadora tiene dos

largueros longitudinales dispuestos en los extremos laterales de la superficie sustentadora, de manera que las cubiertas superior e inferior quedan unidas por los largueros longitudinales. Al estar los largueros longitudinales dispuestos en los extremos de la superficie sustentadora, se consigue un mejor reparto de cargas de la superficie sustentadora, mejorando su estabilidad. Según un segundo ejemplo de realización de la invención, los dos largueros longitudinales están unidos entre sí por largueros transversales que rigidizan la superficie sustentadora. Según un tercer ejemplo de realización de la invención, la superficie sustentadora tiene la cubierta superior dividida en al menos dos semicubiertas, y la cubierta inferior dividida también en al menos dos semicubiertas, y tiene al menos un larguero longitudinal intermedio dispuesto entre los dos largueros longitudinales, de manera que las semicubiertas quedan unidas entre sí por los largueros longitudinales y el larguero intermedio, o largueros intermedios. Según un cuarto ejemplo de realización de la invención, los largueros longitudinales e intermedio están unidos entre sí por largueros transversales.

La superficie sustentadora adicionalmente comprende unas prolongaciones que proyectan verticalmente hacia abajo desde la parte trasera de la superficie sustentadora, sobresaliendo inferiormente respecto de la cubierta inferior de la superficie sustentadora. Se ha previsto que cada prolongación esté conectada con un extremo de un larguero longitudinal de la superficie sustentadora.

Dichas prolongaciones con proyección vertical hacia abajo permiten a su vez la integración directa de sistemas de tren de aterrizaje en su interior de una forma estructuralmente más sencilla, reportando mejoras en reducción de pesos y costes.

Los estabilizadores de la superficie sustentadora comprenden unos estabilizadores laterales que están conectados en giro con los extremos laterales de la superficie sustentadora, unos estabilizadores horizontales que están conectados en giro con la parte trasera de la superficie sustentadora, y unos estabilizadores verticales que están conectados en giro con las prolongaciones de la superficie sustentadora. Los estabilizadores comprenden unos ejes de giro que pasan por el centro del respectivo estabilizador, el cual puede coincidir con el centro de presiones del estabilizador, o que están ligeramente desplazados respecto del centro del respectivo estabilizador. Resulta adecuado para la estabilidad de la aeronave que cada eje de giro coincida con el centro de presiones de su respectivo estabilizador.

Se ha previsto la posibilidad de que la aeronave adicionalmente comprenda al menos una cabina que proyecta verticalmente hacia debajo de la superficie sustentadora. La cabina proyecta verticalmente hacia abajo por medio de unos largueros inferiores que están unidos a los largueros transversales de la superficie sustentadora. De esta manera, al quedar la cabina por debajo de la superficie sustentadora se consigue bajar el centro de gravedad de la aeronave, mejorando así su estabilidad por el efecto péndulo creado por la cabina.

El peso estructural de la superficie sustentadora de la aeronave es inferior a 15kg por metro cuadrado de superficie sustentadora, incluso inferior a 10kg/m², de manera que la relación entre la carga máxima que puede transportar la aeronave (carga máxima de pago) y la carga estructural de la aeronave es superior a 3, pudiendo llegar a ser incluso 5. Estas condiciones facilitan velocidades y distancias de aterrizaje y despegue reducidas, aumentándose así las zonas a las que puede acceder la aeronave.

La superficie sustentadora es la práctica totalidad de la superficie en planta de la aeronave, de manera que se dispone de una gran superficie en donde se pueden disponer módulos fotovoltaicos de captación de energía solar, favoreciendo a esta disposición la falta de componentes sobre la superficie sustentadora capaces de generar sombras y reducir la eficiencia de dichos módulos fotovoltaicos. Así, la cubierta superior de la superficie sustentadora de la aeronave tiene módulos fotovoltaicos que se emplean para obtener energía eléctrica para alimentar el equipamiento de la aeronave, incluso se puede aumentar la superficie ocupada por los módulos fotovoltaicos disponiéndolos sobre los estabilizadores de la aeronave. La aeronave de la invención, al tener una baja carga alar debido a la sencillez de la estructura de su superficie sustentadora, junto con su adecuada estabilidad en vuelo y la disposición de módulos fotovoltaicos, permite que la aeronave pueda mantenerse en vuelo estable durante largos periodos de tiempo, siendo especialmente útil la aeronave de la invención para emplearse en tareas de vigilancia, telecomunicaciones u otras tareas que requieran de un vuelo en continuo.

Descripción de las figuras

La figura 1 muestra una vista en perspectiva de la aeronave de la invención.

La figura 1A es una vista lateral de la figura anterior.

La figura 2 muestra una vista esquemática en planta de la aeronave.

La figura 2A muestra la sección transversal II-II referenciada en la figura 2.

5 La figura 2B muestra un detalle ampliado de la zona X referenciada en la figura 2A.

La figura 3 muestra una vista en perspectiva explosionada de un primer ejemplo de realización de la superficie sustentadora de la aeronave de la invención con dos largueros longitudinales.

10

La figura 4 muestra una vista en perspectiva explosionada de un segundo ejemplo de realización de la superficie sustentadora de la aeronave de la invención con dos largueros longitudinales unidos mediante largueros transversales.

15 La figura 5 muestra una vista en perspectiva explosionada de un tercer ejemplo de realización de la aeronave de la invención con dos largueros longitudinales y un larguero intermedio.

20 La figura 6 muestra una vista en perspectiva explosionada de un cuarto ejemplo de realización de la aeronave de la invención con dos largueros longitudinales y un larguero intermedio unidos mediante largueros trasversales.

La figura 7 muestra una vista en perspectiva de la aeronave de la invención con los medios propulsores dispuestos en la parte delantera de la superficie sustentadora.

25

La figura 8 muestra una vista en perspectiva de la aeronave de la invención con una cabina que proyecta verticalmente hacia debajo de la superficie sustentadora.

30 La figura 8A muestra una vista en perspectiva explosionada de la superficie sustentadora de la aeronave de la figura anterior.

La figura 9 muestra una vista en sección lateral de la figura 8, en la que aparece la sección de la estructura de cuadernas de la cabina y de los largueros transversales de la superficie sustentadora.

35

La figura 9A muestra una vista en sección frontal de la zona IX referenciada en la figura 9.

La figura 10 muestra una vista en perspectiva de la aeronave de la invención con tres cabinas que proyectan verticalmente hacia debajo de la superficie sustentadora.

5

La figura 11 muestra una vista frontal de la figura anterior.

Descripción detallada de la invención

10 En la figura 1 se muestra la aeronave de baja carga alar de la invención que comprende una superficie sustentadora (1), unos estabilizadores (2,3,4) de la superficie sustentadora (1) y unos medios de propulsión (5) de la aeronave, en donde la superficie sustentadora (1) es prácticamente la totalidad de la superficie en planta de la aeronave.

15 La superficie sustentadora (1) tiene una configuración en forma de ala, entendiéndose por ello una forma definida por un perfil de extradós y un perfil de intradós, los cuales están unidos entre sí, definiendo la unión de los dos perfiles por su parte delantera un borde de ataque y por su parte trasera un borde de salida.

20 La superficie sustentadora (1) comprende una cubierta superior (11), correspondiente con el perfil de extradós, una cubierta inferior (12), correspondiente con el perfil de intradós, y una estructura interna que rigidiza la superficie sustentadora (1) y que está formada por dos largueros longitudinales (6) dispuestos entre las cubiertas superior (11) e inferior (12), y que se extienden preferentemente paralelos entre sí y longitudinalmente a lo largo de los
25 extremos laterales de la superficie sustentadora (1).

Es esencial para la invención que la superficie sustentadora (1) tenga una longitud (L) mayor que su anchura (W), y preferentemente que la longitud (L) de la superficie sustentadora (1) sea al menos 1,6 veces mayor que su anchura (W), de manera que se garantiza una
30 adecuada estabilidad de la aeronave tanto en vuelo como en las operaciones de aterrizaje y despegue.

Los medios de propulsión (5) pueden emplear sistemas de propulsión en base eléctrica, combustibles fósiles, o cualquier otro tipo de combustible, y pueden ser hélices,
35 turbohélices, reactores o cualquier otro tipo de sistema de propulsión, sin que esta

configuración sea limitativa y sin que altere el concepto de la invención.

Como se observa en la vista en planta de la figura 2, la superficie sustentadora (1) tiene una sección rectangular con una sección triangular superior, en donde la anchura (W) de la superficie sustentadora (1) se corresponde con la anchura de la sección rectangular y la longitud (L) de la superficie sustentadora (1) se corresponde con la longitud medida desde el vértice superior de la sección triangular hasta el extremo opuesto de la sección rectangular.

En términos del sector aeronáutico por longitud (L) se entiende la cuerda máxima de la superficie sustentadora (1), y por anchura (W) se entiende la envergadura de la superficie sustentadora (1).

En las figuras 3 a 6 se muestran cuatro ejemplos de realización no limitativos de la superficie sustentadora (1) de la invención, y concretamente de la estructura interna de largueros que rigidiza dicha superficie sustentadora (1).

En la figura 3 se muestra un primer ejemplo de realización de la superficie sustentadora (1) de la invención, la cual tiene una cubierta superior (11) y una cubierta inferior (12) que están unidas entre sí por dos largueros longitudinales (6) que se disponen preferentemente paralelos entre si y que se extienden longitudinalmente a lo largo de los extremos laterales de la superficie sustentadora (1).

En la figura 4 se muestra un segundo ejemplo de realización de la superficie sustentadora (1) de la invención, la cual tiene una cubierta superior (11) y una cubierta inferior (12) que están unidas entre sí por dos largueros longitudinales (6) que se disponen igualmente preferentemente paralelos entre si y se extienden longitudinalmente a lo largo de los extremos laterales de la superficie sustentadora (1), y en donde los largueros longitudinales (6) están unidos entre sí por medio de unos largueros transversales (7).

En la figura 5 se muestra un tercer ejemplo de realización de la superficie sustentadora (1) de la invención, la cual tiene una cubierta superior (11) dividida en dos semicubiertas (111,112) y una cubierta inferior (12) dividida en dos semicubiertas (121,122), en donde las semicubiertas (111,112,121,122) están unidas entre sí por dos largueros longitudinales (6) y un larguero intermedio (8), en donde los tres largueros (6,8) se disponen paralelos entre sí, extendiéndose los largueros longitudinales (6) a lo largo de los extremos laterales de la

superficie sustentadora (1), y el larguero intermedio (8) a lo largo del centro de la superficie sustentadora (1). Cabe la posibilidad de que la cubierta superior (11) y la cubierta inferior (12) estén divididas en más de dos semicubiertas, de manera que entre los dos largueros longitudinales (6) se dispone más de un larguero intermedio (8). Por ejemplo, en caso de
5 disponer tres semicubiertas superiores y tres semicubiertas inferiores se emplean dos largueros longitudinales (6) entre los que se disponen dos largueros intermedios (8).

En la figura 6 se muestra un cuarto ejemplo de realización de la superficie sustentadora (1) de la invención, la cual tiene una cubierta superior (11) dividida en dos semicubiertas
10 (111,112) y una cubierta inferior (12) dividida en dos semicubiertas (121,122), en donde las semicubiertas (111,112,121,122) están unidas entre sí por dos largueros longitudinales (6) y un larguero intermedio (8) de forma idéntica a la superficie sustentadora (1) del tercer ejemplo de realización de la figura 5, pero disponiéndose en este caso unos largueros transversales (7) entre los dos largueros longitudinales (6) y el larguero intermedio (8). Al
15 igual que en el tercer ejemplo de realización, cabe la posibilidad de que la cubierta superior (11) y la cubierta inferior (12) estén divididas en más de dos semicubiertas, de manera que entre los dos largueros longitudinales (6) se dispone más de un larguero intermedio (8), unidos entre ellos por largueros transversales (7).

20 De acuerdo con estos cuatro ejemplos de realización, se obtiene una estructura interna para rigidizar la superficie sustentadora (1) más ligera y con una realización más sencilla que las estructuras de las aeronaves de transporte tradicionales. Teniendo en cuenta por un lado la reducción de peso estructural y por otro la gran superficie sustentadora generada, la carga alar que implica la aeronave objeto de la invención puede quedar uno o dos órdenes de
25 magnitud por debajo del estado de la técnica actual. La superficie sustentadora (1), dada la reducida carga alar que deberá soportar, se beneficiará a su vez de cargas mucho más ligeras y mucho mejor distribuidas y por tanto, los elementos que la conforman podrán reducir su espesor y por tanto su peso, favoreciendo al conjunto de la aeronave, tanto en la cubierta superior (11), o extradós, como en la cubierta inferior (12), o intradós.

30 Los medios de propulsión (5) pueden estar dispuestos en la parte trasera de la superficie sustentadora (1), como se muestra en la figura 1, o en la parte delantera, como se muestra en la figura 7, sin que esta disposición sea limitativa y sin que altere el concepto de la invención.

La superficie sustentadora (1) de la aeronave adicionalmente comprende unas prolongaciones (9) que proyectan verticalmente hacia debajo de la parte trasera de la superficie sustentadora (1), concretamente sobresaliendo inferiormente respecto de la cubierta inferior (12) de la superficie sustentadora (1). Estas prolongaciones (9), o “winglets”,
5 reducen la aparición de ineficiencias aerodinámicas debido a los efectos de los vórtices marginales. Estas prolongaciones (9) están conectadas con los largueros longitudinales (6), pudiendo ser una prolongación de los propios largueros longitudinales (6), de manera que un larguero longitudinal (6) y una prolongación (9) forman una única pieza, o pueden estar realizadas en dos piezas independientes que se conectan entre sí por medio de adhesivo,
10 remaches u otro tipo de unión.

La incorporación de dichas prolongaciones (9) a su vez permite la integración de sistemas de trenes de aterrizaje en el interior de las mismas, consiguiendo un sistema de aterrizaje estructuralmente sencillo, obteniendo ventajas en pesos y costes. Las ruedas de dicho tren
15 de aterrizaje se albergan en el interior de la prolongación (9) y en los momentos correspondientes se extraen bien parcialmente o bien completamente del interior de la prolongación (9) para proceder a las maniobras de aterrizaje de la aeronave.

Los estabilizadores (2,3,4) comprenden unos estabilizadores laterales (2), unos
20 estabilizadores horizontales (3) y unos estabilizadores verticales (4). Los estabilizadores laterales (2) están conectados en giro respecto a los extremos laterales de la superficie sustentadora (1), los estabilizadores horizontales (3) están conectados en giro respecto de la parte trasera de la superficie sustentadora (1) y los estabilizadores verticales (3) están conectados en giro respecto de las prolongaciones (9) de la superficie sustentadora (1).

25 Los estabilizadores laterales (2) de la aeronave están basados en sistemas de estabilización tipo canard, que pueden modificar su ángulo de ataque con respecto a la superficie sustentadora (1). Se ha previsto que el ángulo de ataque de los estabilizadores laterales (2) sea tal que produzca sustentación nula en los extremos de los estabilizadores laterales (2), y
30 que tengan una mayor cuerda en la zona próxima a la de la superficie sustentadora (1) que en el extremo opuesto, lo cual de forma combinada reduce la aparición de ineficiencias aerodinámicas debido a los efectos de los vórtices marginales.

Los estabilizadores (2,3,4) comprenden unos respectivos ejes de giro (2',3',4') que permiten
35 modificar el ángulo de ataque de los estabilizadores laterales (2) y el ángulo de posición de

los estabilizadores horizontales (3) con respecto a la superficie sustentadora (1) y de los estabilizadores verticales (4) con respecto a la prolongación (9) de la superficie sustentadora (1). Se ha previsto que los ejes de giro (2',3',4') pasen por el centro del respectivo estabilizador (2,3,4), tal y como se muestra en las figuras 2 y 9, que puede coincidir con el centro de presiones aerodinámicas del respectivo estabilizador (2,3,4), si bien los ejes de giro (2',3',4') pueden estar ligeramente desplazados con respecto al centro respectivo estabilizador (2,3,4).

Así, como se muestra en la figura 2, un eje de giro (2') de un estabilizador lateral (2) se dispone en el punto medio de la zona de contacto definida entre el estabilizador lateral (2) y la superficie sustentadora (1), de manera que el eje de giro (2') se encuentra en una zona entre el 25% y el 75% de la longitud de la zona de contacto definida entre el estabilizador lateral (2) y la superficie sustentadora (1).

En la figura 2 se muestra igualmente la disposición de los ejes de giro (3') de los estabilizadores horizontales (3). Los estabilizadores horizontales (3) tienen una sección preferentemente rectangular, y se conectan en giro con la superficie sustentadora (1) por sus lados menores, de manera que los ejes de giro (3') se disponen en el punto medio de los lados menores del estabilizador horizontal (3), o se disponen desplazados respecto de dicho punto medio en una zona entre el 0% y el 75% de la longitud medida desde el borde de ataque del lado menor del estabilizador horizontal (3).

En la figura 9 se muestra la disposición de un eje de giro (4') de un estabilizador vertical (4). Los estabilizadores verticales (4) tienen una sección preferentemente rectangular, y se conectan en giro con la prolongación (9) de la superficie sustentadora (1) por sus lados menores, de manera que los ejes de giro (4') se disponen en el punto medio de los lados menores del estabilizador vertical (4), o se disponen desplazados respecto de dicho punto medio en una zona entre el 0% y el 75% de la longitud medida desde el borde de ataque del lado menor del estabilizador vertical (4).

Con esta realización de los ejes de giro (2',3',4') se obtiene una superficie sustentadora (1) ligera, ya que los ejes de giro se encuentran en la zona central de los estabilizadores o próximos a la zona central, siendo adecuado que coincida con el centro de presiones aerodinámicas de los estabilizadores (2,3,4), reduciendo al máximo los pares generados por los estabilizadores (2,3,4) y por tanto el dimensionado de los ejes de (2',3',4') para su

accionamiento. La configuración de los estabilizadores laterales (2), con mayor cuerda en la zona próxima a la de la superficie sustentadora (1) que en el extremo opuesto, favorece también la reducción de los pares generados por los estabilizadores laterales (2) en el punto de unión con la superficie sustentadora (1).

5

Como se muestra en las figuras 8, 9, 10 y 11, la aeronave adicionalmente puede comprender al menos una cabina (10) que proyecta verticalmente hacia debajo de la superficie sustentadora (1). Esta cabina (10) puede ser empleada como cabina de carga cuando la aeronave es no tripulada, o como cabina de mando cuando se trate de una

10

Se ha previsto que la cabina (10) proyecte verticalmente hacia abajo desde unos largueros inferiores (13) que están unidos a los largueros transversales (7) de la superficie sustentadora (1). Al estar dispuesta la cabina (10) en la parte inferior de la superficie sustentadora (1) el impacto aerodinámico sobre la superficie sustentadora (1) es mínimo, ya que la cubierta superior (11) de la superficie sustentadora (1) está libre de obstáculos. Además, la disposición de la cabina (10) en la parte inferior baja el centro de gravedad de la aeronave y genera un efecto de tipo péndulo, de manera que se mejora la estabilidad de la aeronave.

20

En las figuras 10 y 11 se muestran tres cabinas (10) proyectando verticalmente hacia debajo de la superficie sustentadora (1). De esta manera, al quedar las cabinas (10) por debajo de la superficie sustentadora (1) se consigue bajar el centro de gravedad de la aeronave, mejorando así su estabilidad por el efecto péndulo creado por las cabinas (10), pero al mismo tiempo se consigue distribuir la carga de la carga útil en la estructura de la superficie sustentadora (1), y disminuir los efectos adversos de la superficie lateral ante el flujo aerodinámico lateral.

25

Se ha previsto emplear un doble larguero inferior (13) para la unión de la cabina (10) a la superficie sustentadora (1), reduciendo de esta forma los efectos soportados por la unión en la transmisión de pares de fuerza. La unión de dichos largueros inferiores (13) tanto a la cabina (10) como a la superficie sustentadora (1) puede realizarse por medios mecánicos, químicos o de otro tipo. A modo de ejemplo no limitativo, la figura 9A muestra un detalle de una unión por medio de anclajes mecánicos desde las cuadernas (14) de la cabina (10) y desde los largueros trasversales (7) de la superficie sustentadora (1). La figura 11 muestra

35

la disposición final de largueros transversales (7) y cuadernas (14) de la cabina (10), que en una realización preferente coincidirán en su posicionamiento para una transmisión óptima de cargas entre ellos.

5 Los largueros inferiores (13) permiten rigidizar tanto la estructura de la superficie sustentadora (1) como la propia cabina (10), las cuales pueden gracias a ello limitar sus componentes estructurales, simplificando la estructura y obteniendo reducciones de peso y especialmente de coste de fabricación. En el caso concreto de la cabina (10), el empleo de un larguero inferior (13) como medio rigidizador de su estructura permite eliminar
10 componentes rigidizadores como los habituales larguerillos o stringers entre cuadernas (14), comunes en las construcciones aeronáuticas. La introducción de una configuración de doble larguero inferior (13) para la unión de cada una de las cabinas (10) ofrece a su vez mejoras en la transmisión de cargas de una estructura a otra, simplificando y aligerando el diseño de dichos largueros longitudinales intermedios y sus uniones con las cuadernas (14) de la
15 cabina (10) y los largueros transversales (7) de la superficie sustentadora (1).

La generación de una superficie sustentadora (1) que abarque la práctica totalidad de la planta de la aeronave permite la incorporación de unos módulos fotovoltaicos (14) de captación de energía solar sobre la cubierta superior (11). El almacenamiento de la energía
20 captada por módulos fotovoltaicos (14) puede emplearse para alimentar el equipamiento de la aeronave, optimizando la captación de energía solar ya que no se producen sombras por la posibilidad de no disponer de superficies verticales por encima de la cubierta superior.

Esta configuración de aeronave de baja carga alar permite volar a bajas velocidades, además de requerir menos energía para mantenerse en vuelo, por lo que la estructuración
25 de la superficie sustentadora (1) junto con los módulos fotovoltaicos (14) permite que la aeronave pueda ser empleada en tareas de vigilancia, telecomunicaciones u otras tareas que requieran de un vuelo en continuo, ya que se puede mantener en vuelo a bajas velocidades durante largos periodos de tiempo.

30

35

REIVINDICACIONES

1.- Aeronave de baja carga alar, que comprende:

- 5
- una superficie sustentadora (1) con una configuración en forma de ala;
 - unos estabilizadores de la superficie sustentadora (1); y
 - unos medios de propulsión (5) de la aeronave;

10 caracterizada por que la superficie sustentadora (1) comprende una cubierta superior (11), una cubierta inferior (12), y dos largueros longitudinales (6) dispuestos entre las cubiertas superior (11) e inferior (12), y porque la superficie sustentadora (1) tiene una longitud (L) mayor que su anchura (W).

15 2.- Aeronave de baja carga alar, según la reivindicación 1, caracterizada por que la longitud (L) de la superficie sustentadora (1) es al menos 1,6 veces mayor que su anchura (W).

20 3.- Aeronave de baja carga alar, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que los dos largueros longitudinales (6) están dispuestos en los extremos laterales de la superficie sustentadora (1).

4.- Aeronave de baja carga alar, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que los largueros longitudinales (6) están unidos entre sí por largueros transversales (7).

25 5.- Aeronave de baja carga alar, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que la cubierta superior (11) se divide en al menos dos semicubiertas (111,112) y la cubierta inferior (12) se divide en al menos dos semicubiertas (121,122), y por que entre los largueros longitudinales (6) se dispone al menos un larguero longitudinal intermedio (8).

30 6.- Aeronave de baja carga alar, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que la superficie sustentadora (1) adicionalmente comprende unas prolongaciones (9) que proyectan verticalmente hacia abajo desde la parte trasera de la superficie sustentadora (1), sobresaliendo inferiormente respecto de la cubierta inferior (12)
35 de la superficie sustentadora (1).

7.- Aeronave de baja carga alar, según la reivindicación anterior, caracterizada por que cada prolongación (9) está conectada con un larguero longitudinal (6).

5 8.- Aeronave de baja carga alar, según una cualquiera de las reivindicaciones 6 ó 7, caracterizada por que los estabilizadores de la superficie sustentadora (1) comprenden unos estabilizadores laterales (2) que están conectados en giro con los extremos laterales de la superficie sustentadora (1), unos estabilizadores horizontales (3) que están conectados en giro con la parte trasera de la superficie sustentadora (1), y unos estabilizadores verticales (4) que están conectados en giro con las prolongaciones (9) de la superficie sustentadora (1).

10

9.- Aeronave de baja carga alar, según la reivindicación anterior, caracterizada por que los estabilizadores (2,3,4) comprenden unos ejes de giros (2',3',4') que pasan por el centro del respectivo estabilizador (2,3,4).

15

10.- Aeronave de baja carga alar, según la reivindicación anterior, caracterizada por que los ejes de giros (2',3',4') están desplazados respecto del centro del respectivo estabilizador (2,3,4).

20 11.- Aeronave de baja carga alar, según una cualquiera de las reivindicaciones 4 a 10, caracterizada por que la aeronave adicionalmente comprende al menos una cabina (10) que proyecta verticalmente hacia debajo de la superficie sustentadora (1).

25 12.- Aeronave de baja carga alar, según la reivindicación anterior, caracterizada por que la al menos una cabina (10) está unida a los largueros transversales (7) de la superficie sustentadora por medio de unos largueros inferiores (13).

30 13.- Aeronave de baja carga alar, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que la superficie sustentadora (1) de la aeronave tiene un peso inferior a 15kg por metro cuadrado de superficie sustentadora (1).

14.- Aeronave de baja carga alar, según la reivindicación anterior, caracterizada por que la superficie sustentadora (1) de la aeronave tiene un peso inferior a 10kg por metro cuadrado de superficie sustentadora (1).

35

15.- Aeronave de baja carga alar, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que la superficie sustentadora (1) tiene en la cubierta superior (11) unos módulos fotovoltaicos (14) de captación de energía solar.

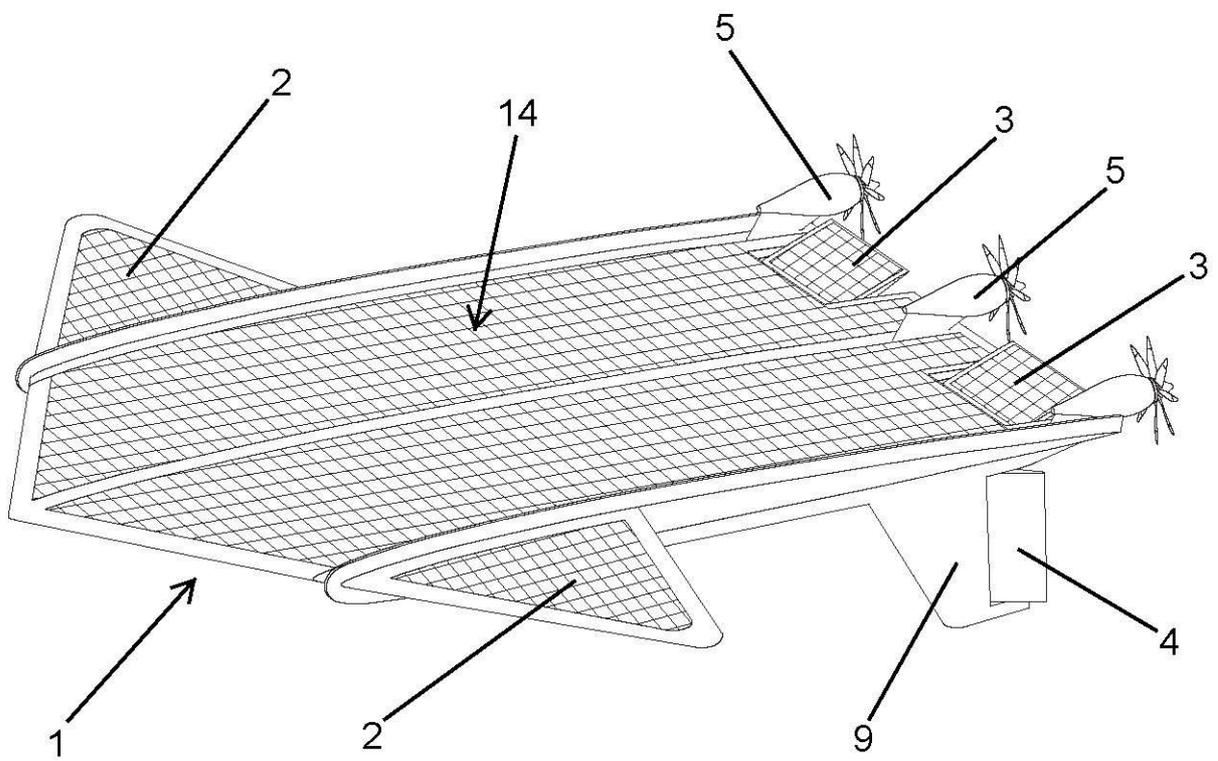


FIG. 1

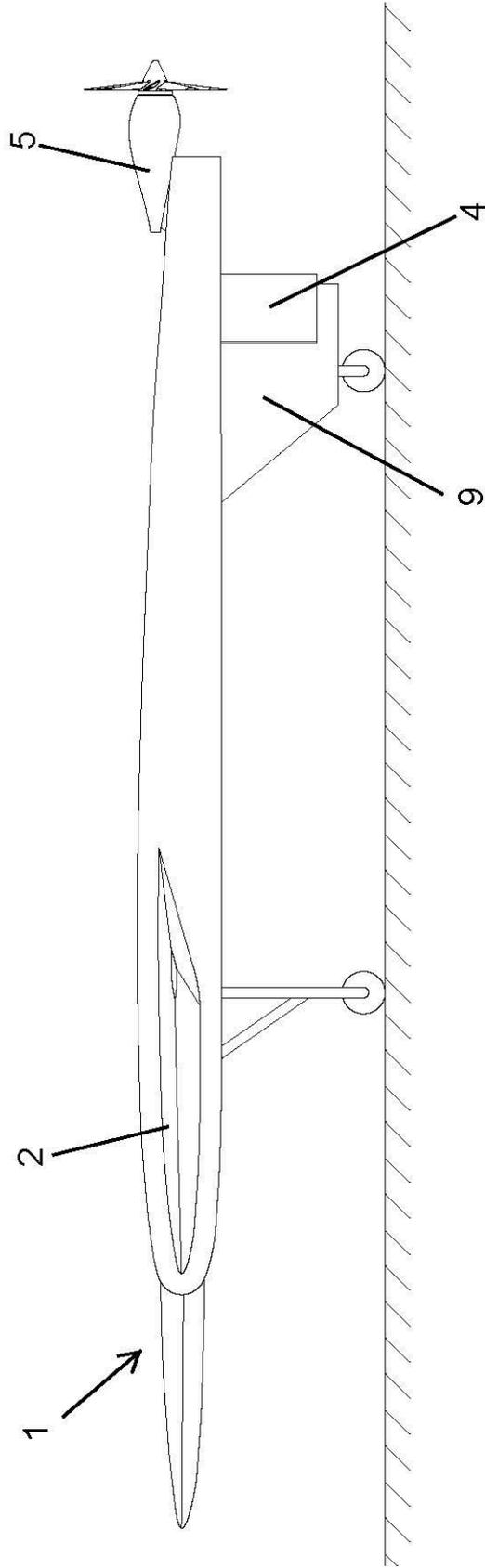


FIG. 1A

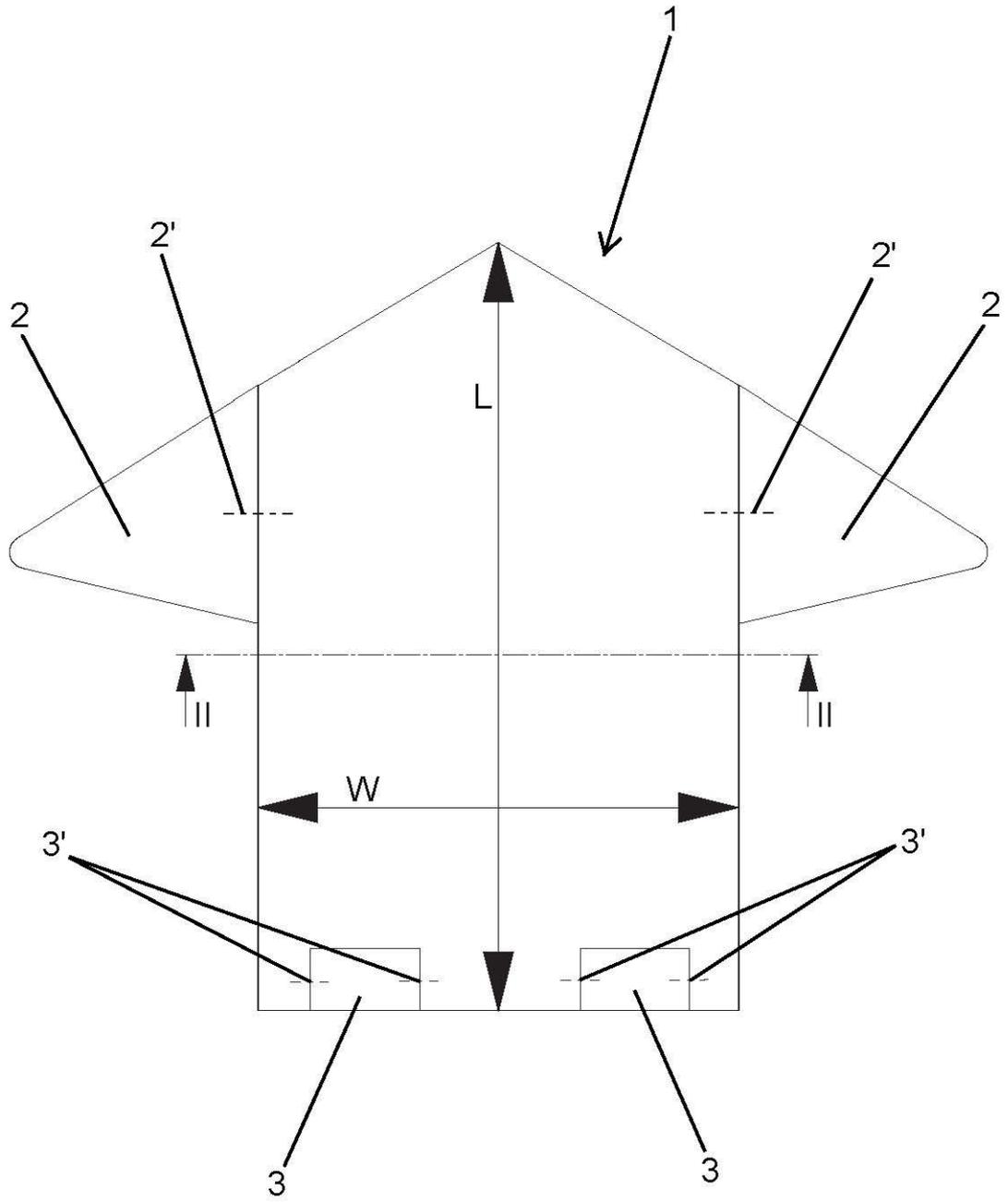
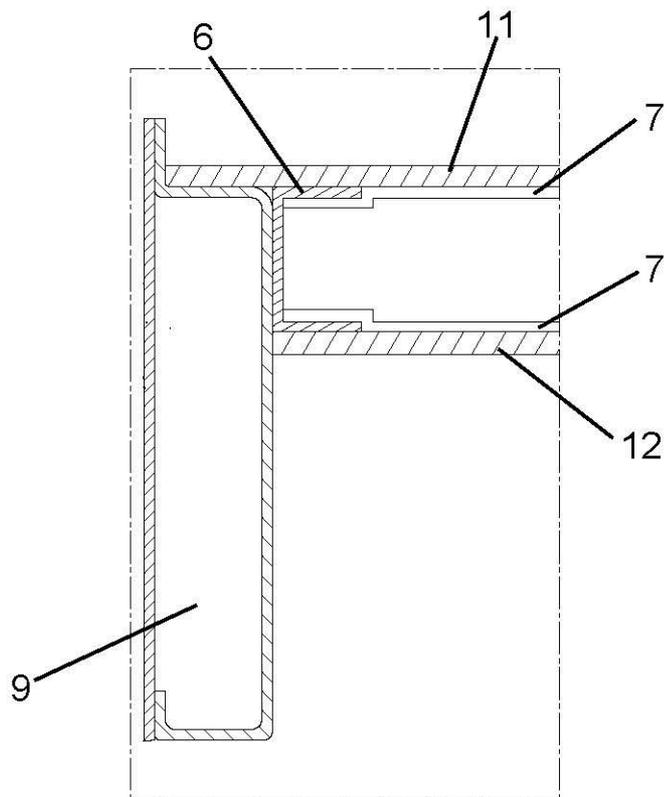
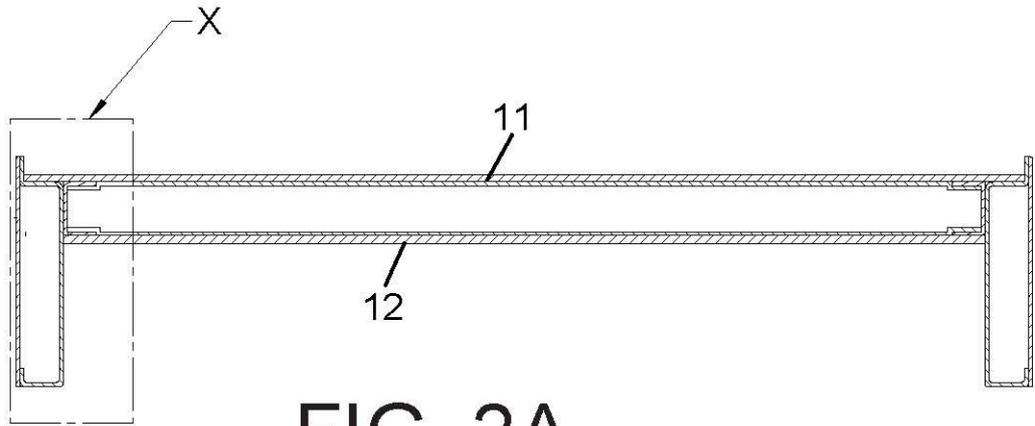


FIG. 2



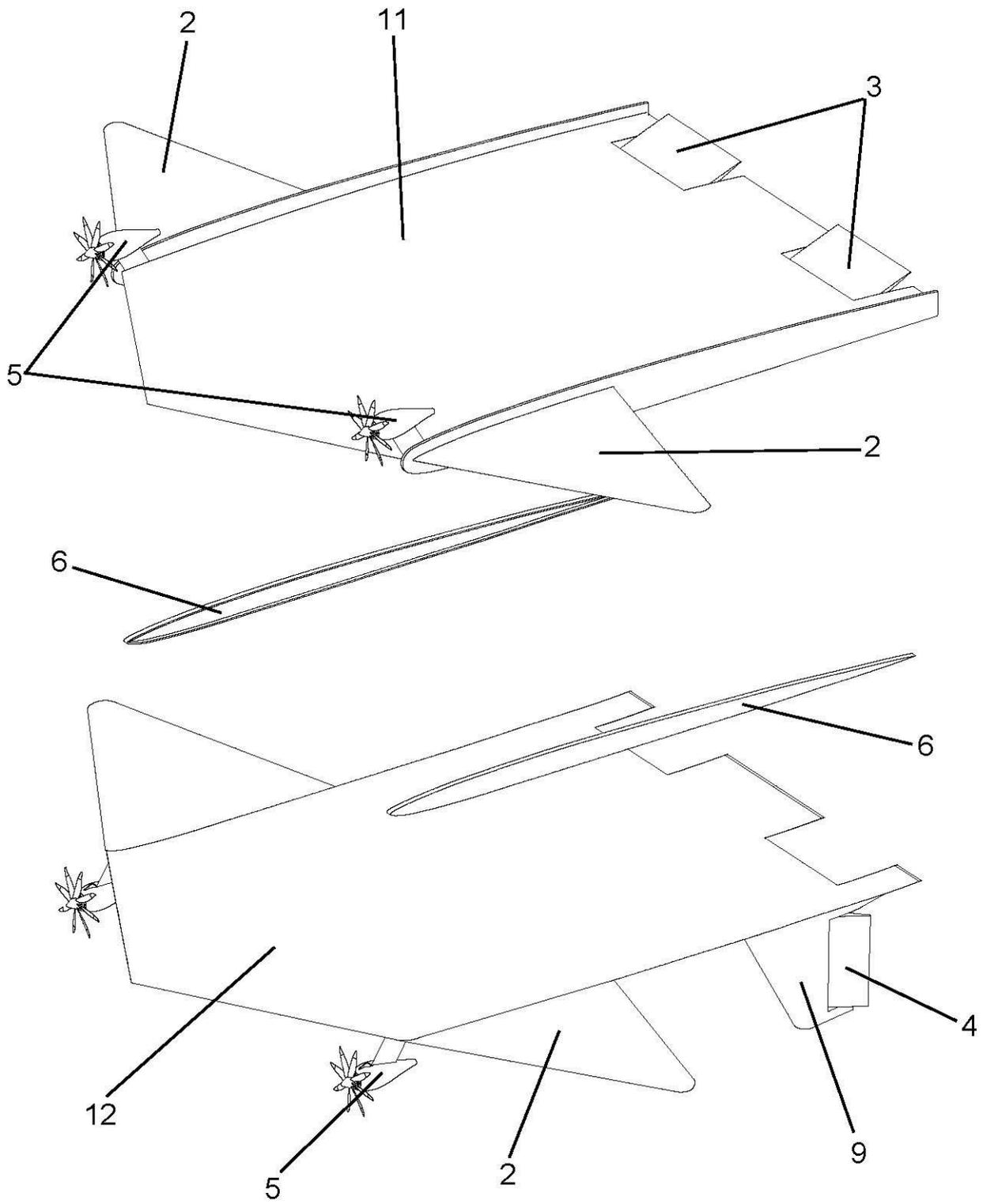


FIG. 3

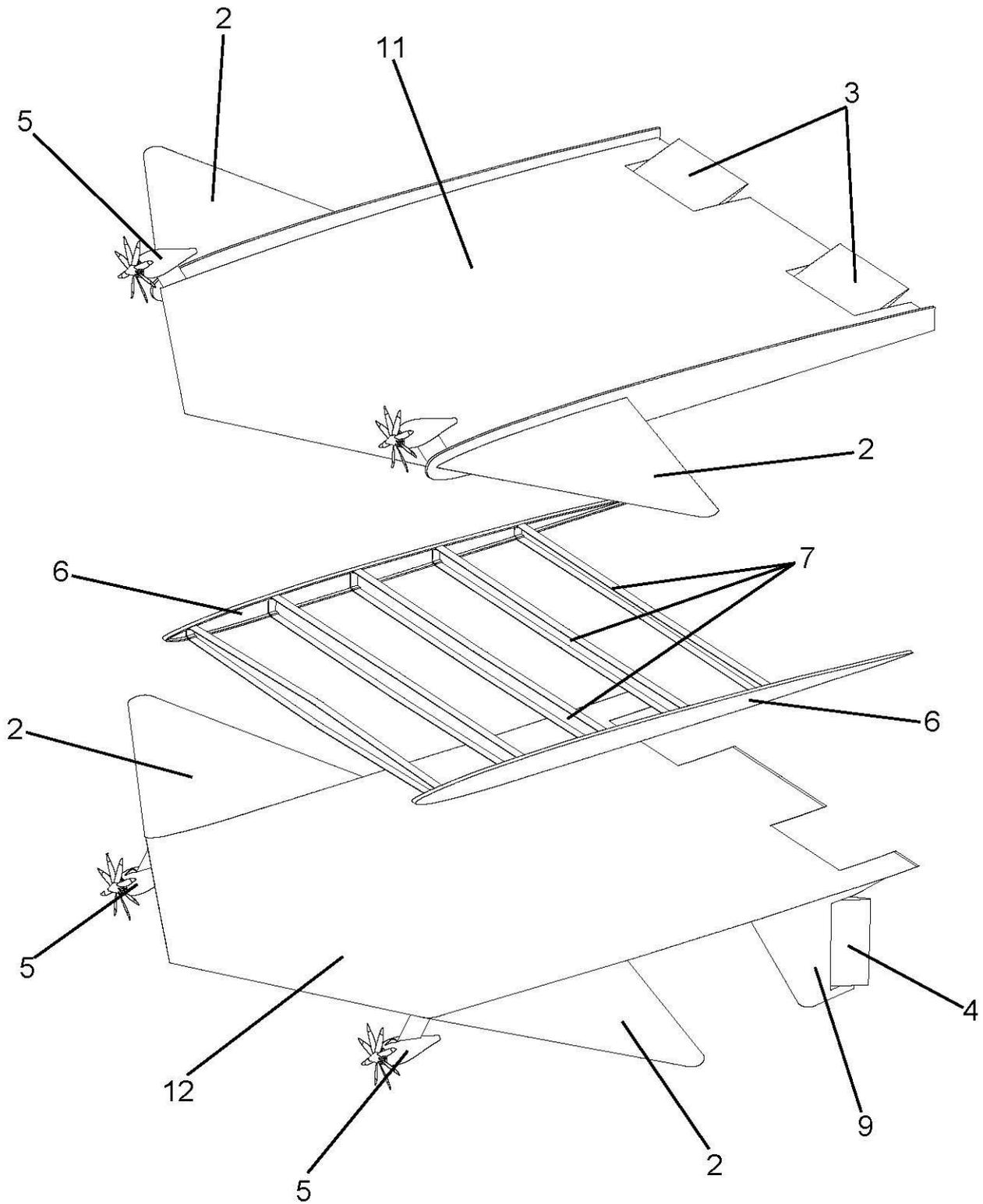


FIG. 4

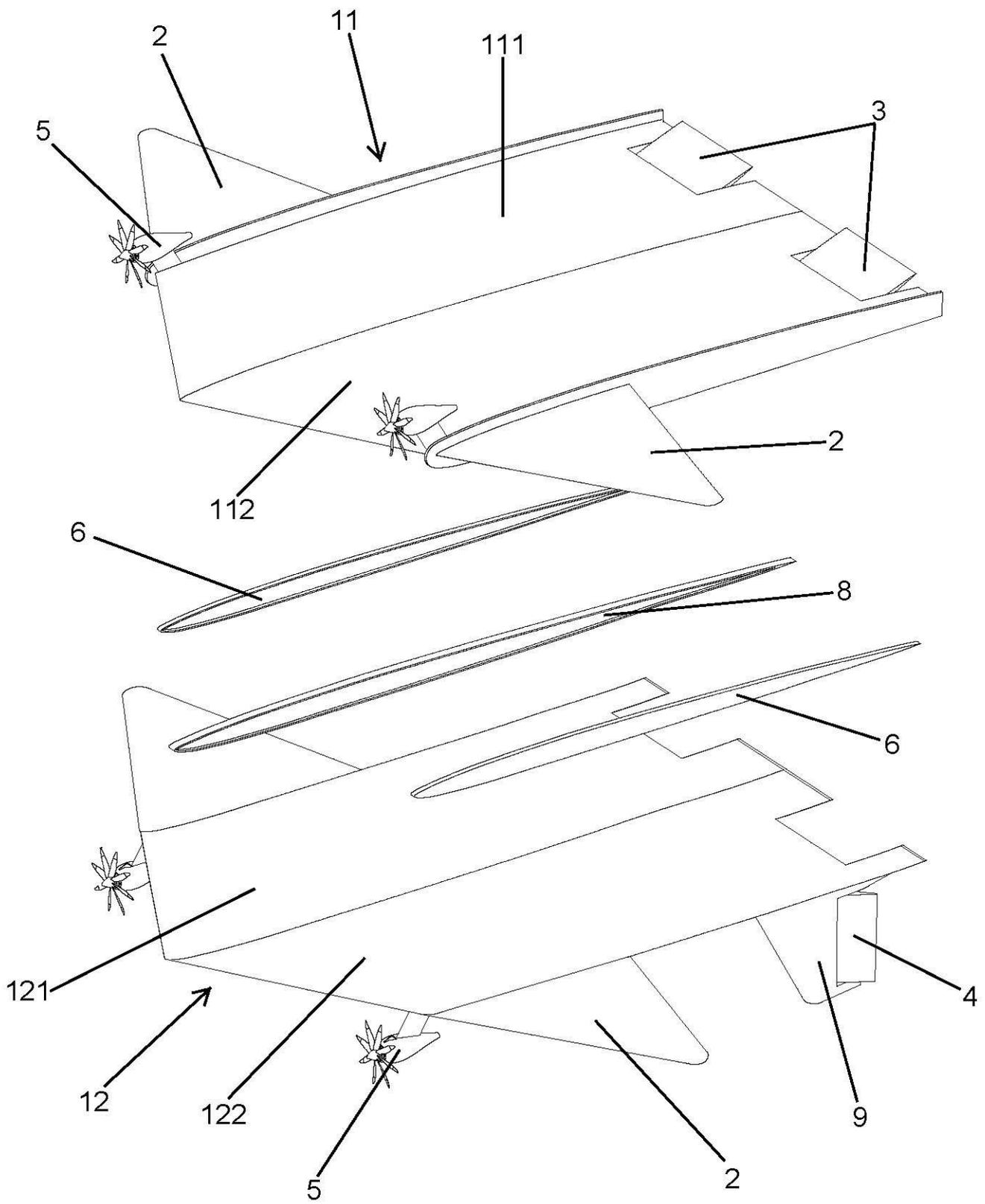


FIG. 5

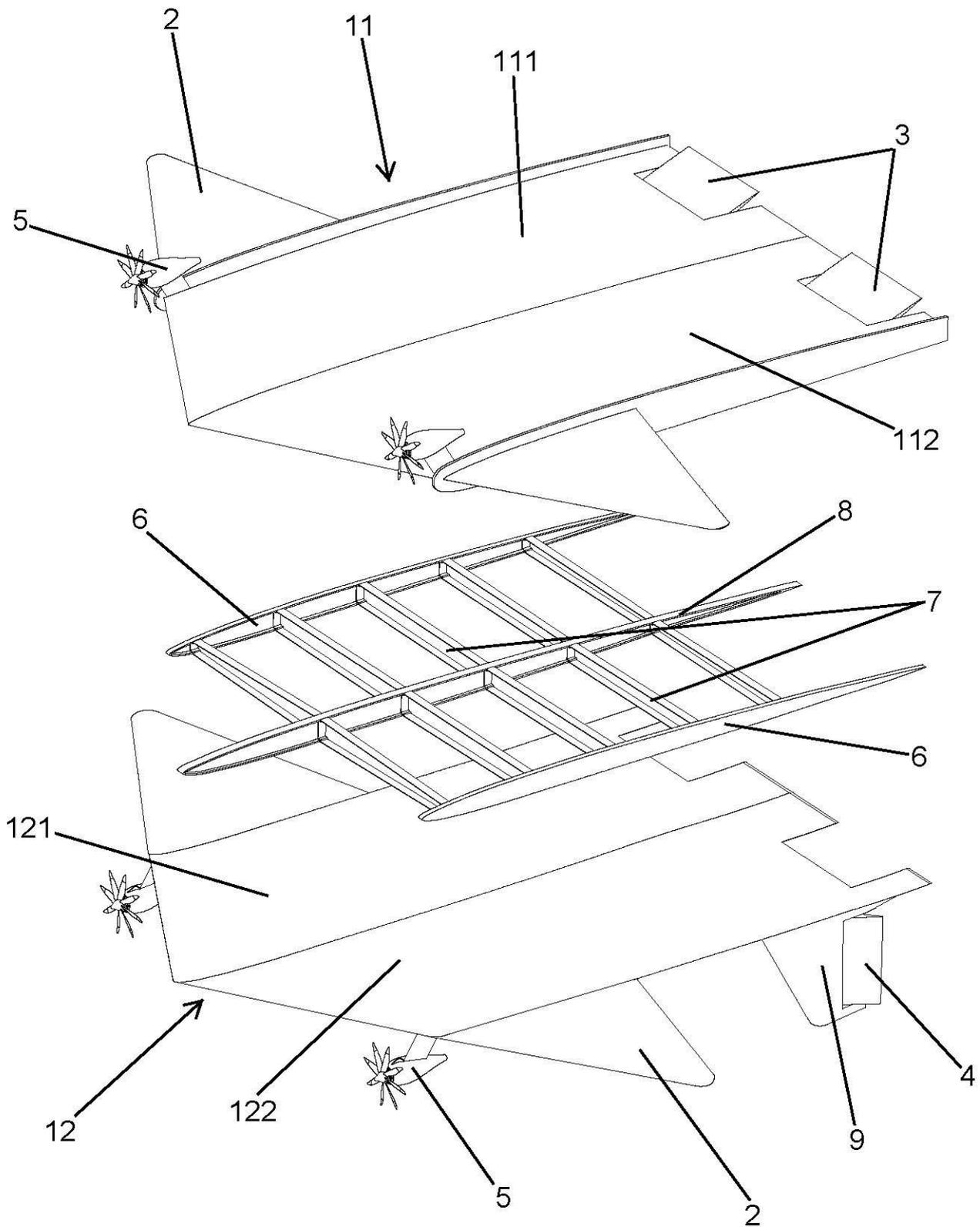


FIG. 6

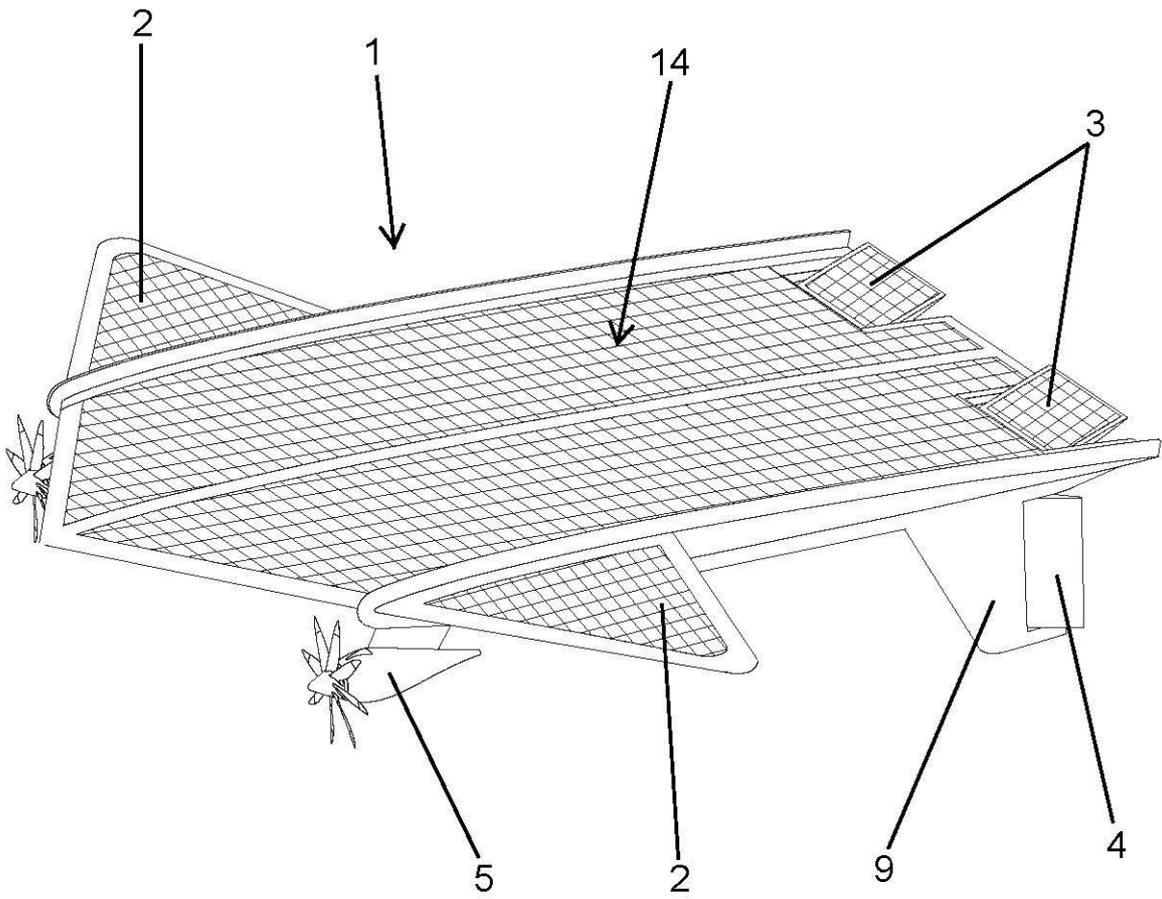


FIG. 7

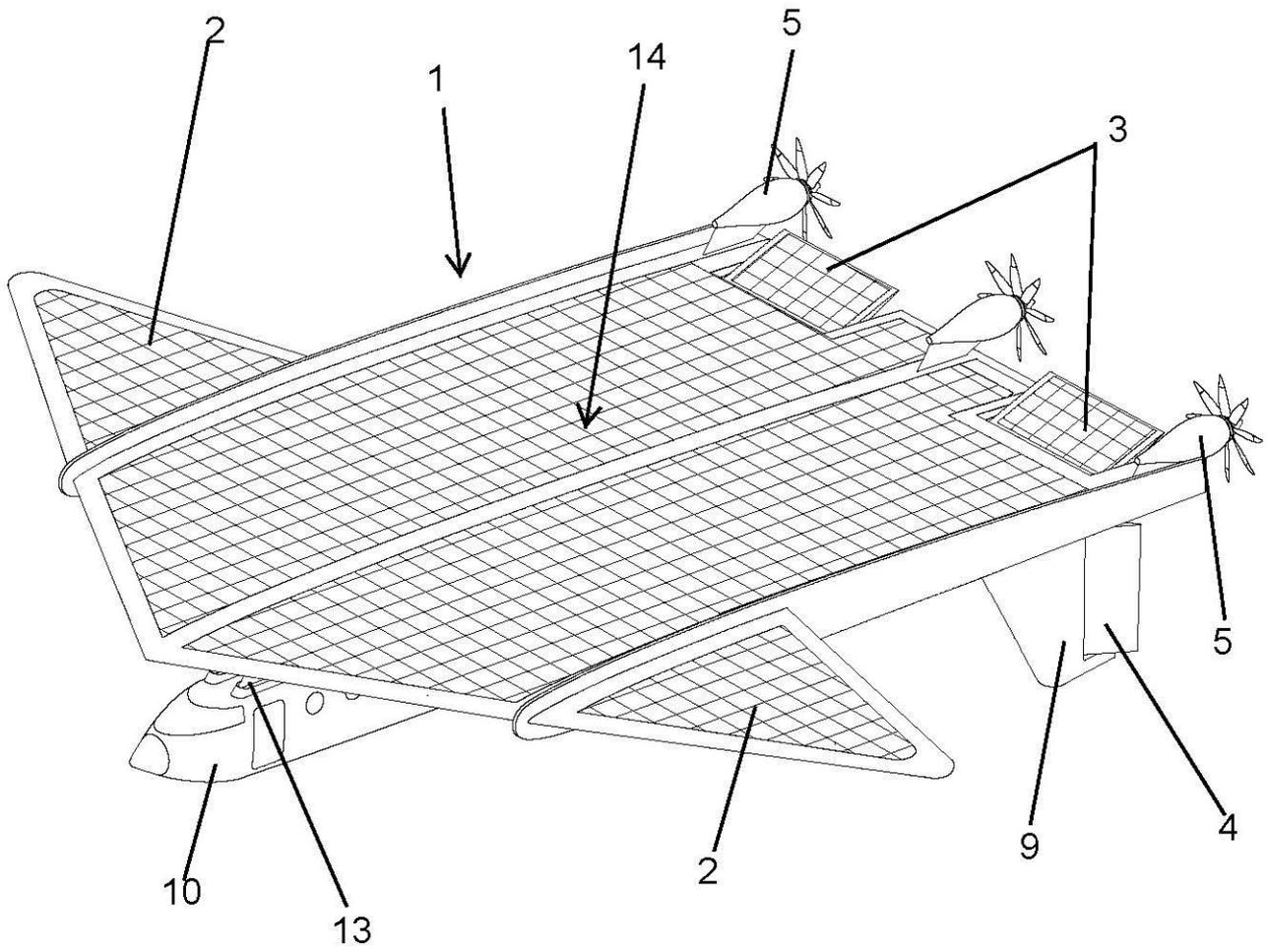


FIG. 8

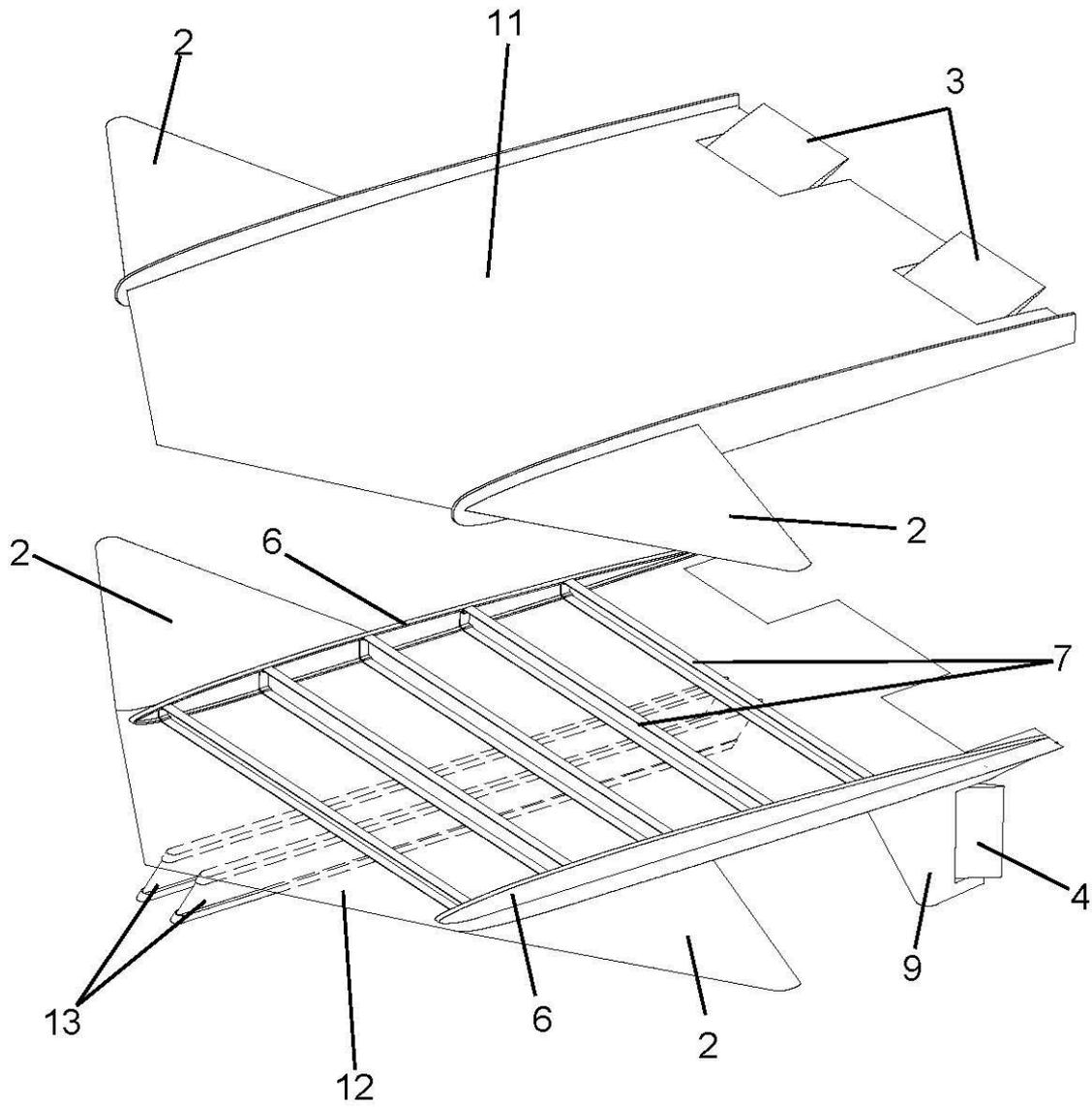
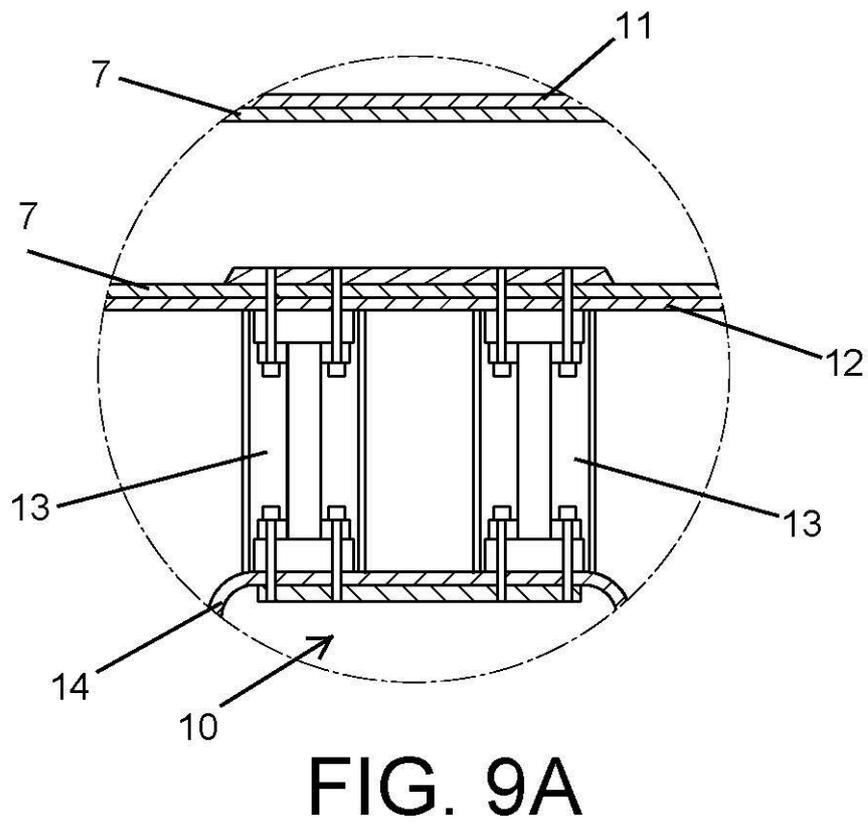
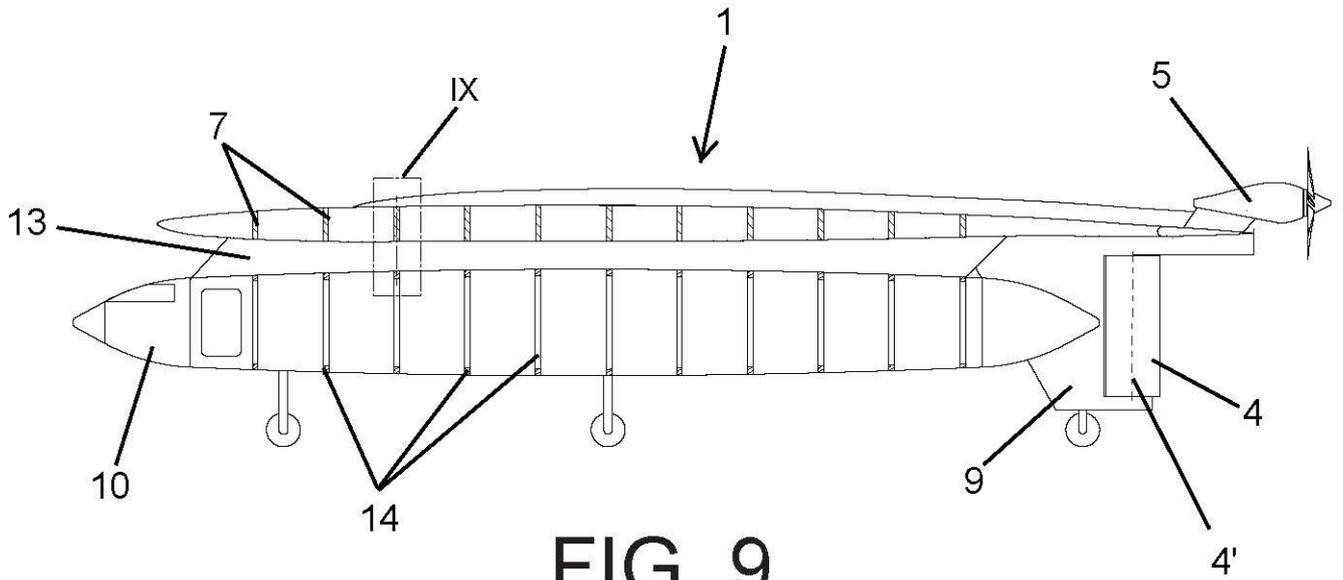


FIG. 8B



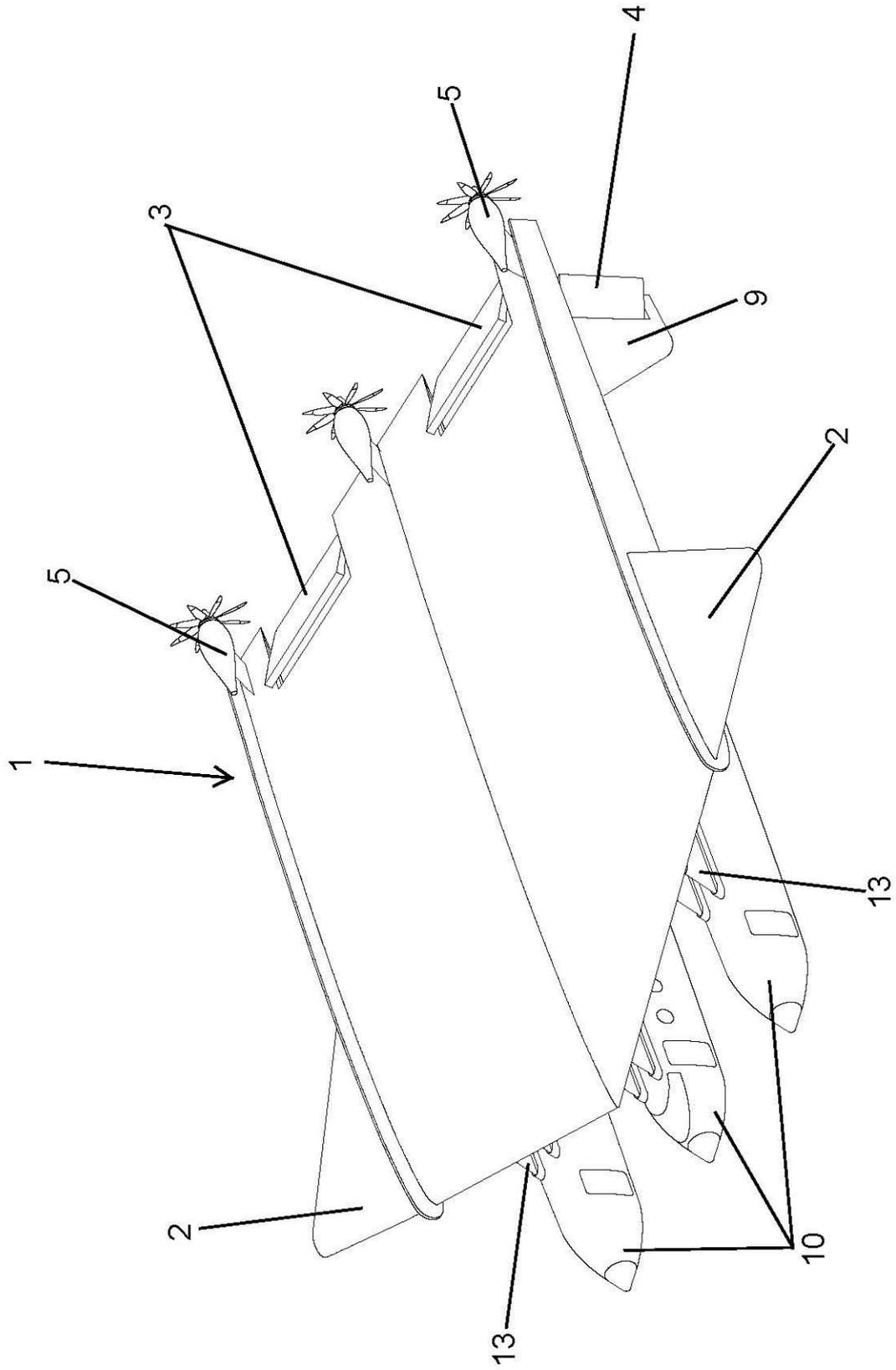


Fig. 10

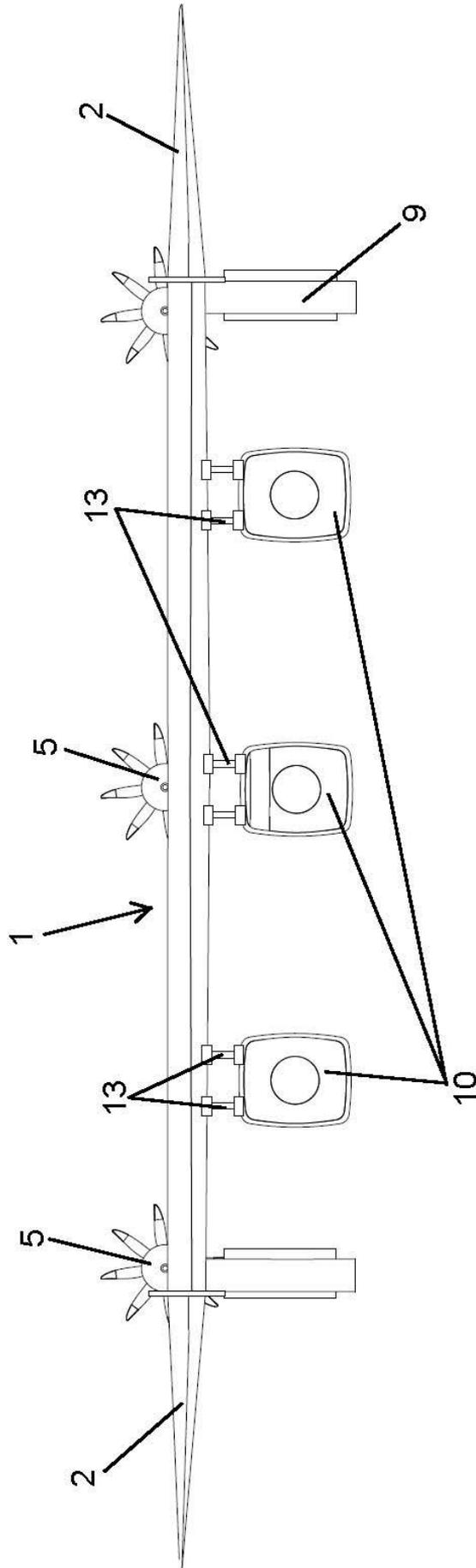


Fig. 11



②① N.º solicitud: 201630351

②② Fecha de presentación de la solicitud: 23.03.2016

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 1980246 A (AUSTIN) 13/11/1934; Todo el documento.	1, 3-7
Y		2, 8-12, 15
Y	US 2561291 A (RETHORST) 17/07/1951; Columna 3, líneas 37 - 51; columna 5, líneas 29 - 60; figuras 1, 4.	2
A		1, 4
Y	US 2108093 A (ZIMMERMAN) 15/02/1938; página 2, columna derecha, línea 28 - página 3, columna izquierda, línea 63; página 3, columna derecha, línea 58 - página 4, Columna izquierda, línea 22; figuras 1 - 8, 14 - 15.	8-10
A		1, 3-4
Y	GB 427186 A (PETTERS) 17/04/1935; Columna 2, líneas 81 - 105; figura 1.	11-12
Y	CN 104029820 A (QINGDAO YUTAI NEW ENERGY, SCIENCE & TECHNOLOGY) 10/09/2014; resumen; figura 1.	15
A	US 4440361 A (MCGANN) 03/04/1984.	
A	US 2016/0009391 A1 (FRIESEL) 14/01/2016.	
A	US 8292220 B1 (WESTRA et al.) 23/10/2012.	

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
23.09.2016

Examinador
L. J. Dueñas Campo

Página
1/5



21 N.º solicitud: 201630351

22 Fecha de presentación de la solicitud: 23.03.2016

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
A	US 8353478 B1 (KISMARTON et al.) 15/01/2013.	
A	US 2013/0206920 A1 (BICHLER et al.) 15/08/2013.	

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
23.09.2016

Examinador
L. J. Dueñas Campo

Página
2/5

CLASIFICACIÓN OBJETO DE LA SOLICITUD

B64C39/10 (2006.01)

B64C3/10 (2006.01)

B64C5/08 (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)

INVENES, EPODOC

Fecha de realización de la opinión escrita: 23.09.2016

Declaración

Novedad (art. 6.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones 2, 6-15	SÍ
	Reivindicaciones 1, 3-5	NO
Actividad inventiva (art. 8.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones 13-14	SÍ
	Reivindicaciones 1-12,15	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 1980246 A (AUSTIN)	13.11.1934
D02	US 2561291 A (RETHORST)	17.07.1951
D03	US 2108093 A (ZIMMERMAN)	15.02.1938
D04	GB 427186 A (PETTERS)	17.04.1935
D05	CN 104029820 A (QINGDAO YUTAI NEW ENERGY, SCIENCE & TECHNOLOGY)	10.09.2014

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 baja carga alar (ver D01: figuras 1-2), que comprende: una superficie sustentadora con una configuración en forma de ala (elemento 2; página 1, líneas 70-79; figuras 1-4); unos estabilizadores de la superficie sustentadora (elementos 38, 44; página 1, líneas 107-110; página 2, líneas 15-24; figuras 1-4); unos medios de propulsión de la aeronave (elementos 10, 12; página 1, líneas 80-83; figuras 1-4); y en la que la superficie sustentadora comprende una cubierta superior (elemento 6; página 1, líneas 74-76; figuras 1-4), una cubierta inferior (elemento 4; página 1, líneas 74-76; figuras 1-4), y dos largueros longitudinales dispuestos entre las cubiertas superior e inferior (elementos 8; página 1, líneas 80-81; figuras 2, 4; al menos, presenta dos, aunque aparece alguno más), y porque la superficie sustentadora tiene una longitud mayor que su anchura» (ver figuras 2, 4-5; página 1, líneas 17-20). Por todo ello, se considera que el documento D01 puede afectar a la novedad de la reivindicación 1.

La reivindicación dependiente 2 puede verse afectada a partir del documento D02 (ver D02: figura 4; columna 5, líneas 36-38), combinándose con el D01.

Las reivindicaciones dependientes 3-5 pueden verse afectadas a partir del documento D01 (ver D01: figuras 2, 4-5; elementos 8).

Las reivindicaciones dependientes 6-7 pueden verse afectadas a partir del documento D01 (ver D01: figuras 4-5; elementos 20).

Las reivindicaciones dependientes 8-10 pueden verse afectadas a partir del documento D03 (ver D03: figuras 1, 14-15; elementos 38-39), combinándose con el D01.

Las reivindicaciones dependientes 11-12 pueden verse afectadas a partir del documento D04 (ver D04: figura 1; elementos 27-30; página 2, líneas 99-105), combinándose con el D01.

La reivindicación dependiente 15 puede verse afectada a partir del documento D05 (ver D05: figura 1; resumen), combinándose con el D01.

Por todo ello, se considera que las reivindicaciones dependientes 2-12, 15 pueden verse afectadas en su novedad o actividad inventiva a partir del documento D01, o de la combinación de dicho documento con alguno de los D02-D05.