

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 998 696**

51 Int. Cl.:

B64C 29/00 (2006.01)

B64C 39/06 (2006.01)

B64C 9/00 (2006.01)

B64C 9/18 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **19.03.2020** **PCT/AU2020/050261**

87 Fecha y número de publicación internacional: **24.09.2020** **WO20186305**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.03.2020** **E 20774348 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **04.09.2024** **EP 3941828**

54 Título: **Aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL)**

30 Prioridad:

21.03.2019 AU 2019900954

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
21.02.2025

73 Titular/es:

AMSL INNOVATIONS PTY LTD (100.00%)
42 Stafford Street
Stanmore, New South Wales 2048, AU

72 Inventor/es:

MOORE, ANDREW DUDLEY y
WILSON, JOHN

74 Agente/Representante:

GONZÁLEZ PECES, Gustavo Adolfo

ES 2 998 696 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL)

Campo técnico

- 5 La presente divulgación se refiere a una aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL). En particular, la presente invención se refiere a una aeronave VTOL que tiene aplicaciones de pasajeros y/o militares y/o navales.

Antecedentes de la invención

- 10 Las aeronaves VTOL son capaces de despegar y aterrizar verticalmente, o en algún ángulo el cual se aproxime a la vertical. Este modelo de aeronave incluye helicópteros y algunas aeronaves de ala fija, a menudo utilizadas para aplicaciones militares. Ventajosamente, la aeronave VTOL permite despegar y aterrizar en espacios limitados, lo cual anula la necesidad de una gran pista de aterrizaje, y permite despegar y aterrizar en espacios pequeños y tales como cubiertas de barcos y plataformas de aterrizaje en edificios y otras estructuras.
- 15 Los helicópteros son un modelo de aeronave en el cual tanto la sustentación como el empuje son proporcionados por rotores. Existen varios problemas asociados con los helicópteros los cuales pueden ser una problemática en algunas aplicaciones, tales como los altos niveles de emisión de ruido. Uno tal desventaja asociada con los helicópteros se refiere al diseño de rotor, el cual es crítico para el vuelo. Generalmente no hay redundancia en el diseño, lo que significa que el funcionamiento del (o de cada) rotor es crítico. Esta falta de redundancia obliga a aplicar grandes factores de seguridad a todos los componentes del rotor y del tren motriz, lo cual aumenta considerablemente el peso y el coste de fabricación de los helicópteros.
- 20 Las aeronaves eléctricas son de creciente interés por diversas razones comerciales y de seguridad. En los últimos años se ha producido un gran desarrollo con respecto a las tecnologías de drones, los cuales en general utilizan una pluralidad de rotores eléctricos espaciados alrededor de un diámetro de círculo de paso. Los drones generalmente funcionan con los rotores eléctricos cada uno rotando alrededor de un eje el cual es generalmente vertical.
- 25 Si bien los drones se están volviendo comercialmente viables para entregar pequeñas cargas útiles, generalmente están limitados a velocidades de vuelo relativamente bajas, debido al eje vertical de rotación de los rotores. Además, tienden a tener intervalos de recorrido razonablemente bajos por carga de batería.
- 30 Existen aeronaves de ala inclinadas disponibles y generalmente funcionan según el principio de un eje de hélice vertical para el despegue y el aterrizaje, y las alas están configuradas para inclinarse entre una configuración en la cual las hélices tienen ejes verticales para el despegue y el aterrizaje, y una configuración en la cual las hélices tienen ejes horizontales para el vuelo hacia delante.
- 35 La disposición de ala inclinada arriba anteriormente proporciona la ventaja de despegar y aterrizar en áreas con espacio libre disponible limitado, tales como portaaviones y plataformas de aterrizaje. Además, las aeronaves de ala inclinada son capaces de proporcionar una velocidad de vuelo comparable con la de los aviones convencionales de ala fija accionada por hélice.
- Las aeronaves de ala inclinada generalmente tienen motores eléctricos o motores de turbina de gas los cuales accionan hélices o ventiladores de conducto montados directamente en el ala. Toda el ala rota entre la vertical y la horizontal para inclinar el vector de empuje de la vertical a la horizontal y viceversa.
- 40 A modo de definición, la "Línea de empuje" también denominada "vector de empuje" es la fuerza de empuje de la hélice y es aproximadamente igual al eje de rotación de la hélice. La "línea de bisagra" es el eje de rotación de bisagra.
- 45 Existen varias desventajas inherentes a las aeronaves de ala inclinada existentes. Una desventaja se refiere a los actuadores y cojinetes u otros tales mecanismos necesarios para controlar el ángulo de inclinación del ala entre la configuración de despegue/aterrizaje y la configuración de vuelo hacia delante. Los actuadores también pueden servir para bloquear el ala en la inclinación deseada durante el vuelo hacia delante. Sin embargo, en la práctica, los actuadores y los cojinetes añaden un peso significativo a la aeronave. Esto da como resultado una reducción de la cantidad de carga útil, tal como personal o carga, que se puede transportar. Además, debido a la naturaleza crítica del sistema de actuación de inclinación de ala y de los cojinetes, ese conjunto debe diseñarse con un grado suficiente de redundancia para reducir el riesgo de fallo catastrófico.
- 50 Un avión a reacción eléctrico VTOL está siendo diseñado y probado actualmente por Lilium Aviation, bajo la marca Lilium Jet™. Este prototipo está pretende ser un aeronave ligera para dos pasajeros que tiene dos alas y alrededor de 36 motores eléctricos.

Una desventaja de la aeronave de tipo Lilium Jet™ se refiere a los motores eléctricos los cuales son motores de tipo ventilador encapsulado. Esta disposición es altamente intensiva en energía, lo que da como resultado la reducción del alcance de vuelo posible para un tamaño de batería determinado.

Además, los ventiladores encapsulados sólo pueden funcionar para despegar y aterrizar en superficies duras, tales como plataformas de aterrizaje y pistas designadas. Esto limita la usabilidad de la aeronave, y evita que se pueda utilizar durante el despegue y el aterrizaje en superficies no duras, tales como parques, campos y jardines. Para aplicaciones militares, esto no es deseable, y no sirve para aterrizajes improvisados en sitios remotos.

Otro concepto de aeronave VTOL es el S2 electric™ de Joby Aviation. Este diseño tiene alas fijas con una pluralidad de motores eléctricos, preferentemente cuatro, montados en cada ala. Cuatro motores adicionales se montan en el estabilizador posterior o en la cola. Una desventaja de este concepto de aeronave es que cada motor eléctrico es actuado de manera independiente, lo que requiere un actuador separado para cada motor. Como se ha señalado anteriormente, esto requiere un peso adicional significativo para el sistema de actuación de motor.

Las aeronaves de ala de caja también denominadas "Sistema de Mejor Ala" de Prandtl son una configuración de ala en la que generalmente hay un ala superior e inferior separadas verticalmente y conectadas por aletas que forman una caja cerrada cuando se ven de frente. Estas alas también se pueden separar horizontalmente con una configuración con el ala superior por delante del ala inferior, y la alternativa donde el ala inferior está por delante del ala superior.

El ala de caja tiene la ventaja particular de que reduce la resistencia debida a la sustentación (resistencia inducida), la cual es dominante a bajas velocidades y altos coeficientes de sustentación, con una fuerte relación entre la altura de las alas y la envergadura de estas últimas. Las alas de caja no han sido ampliamente adoptadas debido a la mayor complejidad de los requisitos de diseño aeroelástico y a la posible complejidad del comportamiento de pérdida.

El ala de caja para aplicaciones VTOL tiene el potencial de proporcionar una combinación de estructura de montaje conveniente para alas inclinadas y rotores, junto con una geometría de ala de caja que reduce la resistencia debida a la sustentación durante la fase de transición de alta potencia del vuelo.

En los siguientes documentos de patente se describen diferentes ejemplos de aeronave. El documento US2015/266571 se refiere a un VTOL con rotores pivotantes y palas de rotor de estiba. El documento CN108408043 divulga una aeronave en la cual los rotores y motores están montados en un borde de ataque rotativo asociado con las alas posteriores. El documento WO2018/197772 se refiere a una aeronave de ala romboédrica para despegue y/o aterrizaje vertical. El documento US2016/311522 divulga un perfil aerodinámico para una aeronave. El documento US2016/288903 divulgó dispositivos vectoriales de empuje actuados aerodinámicamente.

Objeto de la invención

Es un objeto de la presente invención superar sustancialmente o al menos mejorar una o más de las desventajas anteriores, o proporcionar una alternativa útil.

Sumario de la invención

En un primer aspecto, la presente invención proporciona una aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) que tiene:

una estructura de ala que tiene alas delanteras laterales derecha e izquierda; y

alas posteriores laterales derecha e izquierda, estando cada una de las alas laterales derecha conectada, y estando cada una de las alas laterales izquierda conectada en una configuración de ala de caja;

en el que cada ala tiene un borde de ataque fijo y al menos una superficie de control de salida móvil,

en el que, además, cada ala tiene al menos una cuna de motor que tiene un motor, estando la cuna de motor montada de manera pivotante en el lado inferior del borde de ataque fijo, y asegurada fijamente a la superficie de control de salida móvil.

La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) comprende además preferentemente un actuador mecánico configurado para hacer pivotar la cuna de motor y la superficie de control de salida móvil alrededor de un punto de bisagra del borde de ataque fijo.

El actuador incluye preferentemente un brazo rotativo accionado mecánicamente y un varillaje.

El brazo rotativo tiene preferentemente un extremo proximal conectado a un motor de actuador de la cuna de motor, y el brazo rotativo tiene un extremo distal conectado a un extremo proximal del varillaje, y un extremo distal del varillaje está conectado de manera pivotante al borde de ataque fijo.

5 La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) comprende además preferentemente una ranura de borde de ataque situada entre el borde de ataque fijo y la superficie de control de salida móvil.

La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) comprende además preferentemente una cubierta de ranura superior montada con bisagras en un lado superior del borde de ataque fijo,

10 en la que la cubierta de ranura superior cubre generalmente la ranura de borde de ataque en una configuración de vuelo hacia delante, y la ranura de borde de ataque está al menos parcialmente descubierta en una configuración de despegue y aterrizaje.

La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) comprende además preferentemente una cubierta de ranura inferior montada con bisagras en un lado inferior del borde de ataque fijo, la cubierta de ranura inferior cubre generalmente la ranura de borde de ataque en una configuración de vuelo hacia delante, y la ranura de borde de ataque está al menos parcialmente descubierta en una configuración de despegue y aterrizaje.

15 Preferentemente, un lado de salida de la cubierta de ranura inferior y un lado de salida de la cubierta de ranura superior se apoyan entre sí para definir un volumen cerrado entre el borde de ataque fijo, la cubierta de ranura superior y la cubierta de ranura inferior.

El lado de salida de la cubierta de ranura inferior y el lado de salida de la cubierta de ranura superior son preferentemente móviles y están configurados para deslizarse uno con respecto al otro.

20 La cubierta de ranura superior es preferentemente curvada teniendo una superficie cóncava la cual está generalmente orientada hacia abajo en una configuración de vuelo hacia delante.

La cubierta de ranura inferior es preferentemente curvada teniendo un perfil curvo generalmente en "S", que tiene una superficie cóncava orientada hacia arriba adyacente al borde de ataque, y una superficie cóncava orientada hacia abajo adyacente al lado de salida en una configuración de vuelo hacia delante.

25 La cubierta de ranura superior está definida preferentemente por dos o más miembros los cuales están conectados con bisagras para lograr una conexión articulada pivotante alrededor de un eje que se extiende generalmente paralelo a un eje longitudinal del ala.

30 La cubierta de ranura superior está definida preferentemente por un miembro flexible y/o conectada al borde de ataque fijo por un miembro flexible, siendo el miembro flexible fabricado a partir de un material tal como un composite de fibra de vidrio el cual es flexible alrededor de un eje que se extiende generalmente paralelo a un eje longitudinal del ala.

35 Cada ala tiene preferentemente al menos dos cunas de motor que tienen motores, un primer motor tiene rotores que tienen un eje de rotación el cual está inclinado hacia abajo con respecto a la superficie de control, y un segundo motor tiene rotores que tienen un eje de rotación el cual está inclinado hacia arriba con respecto a la superficie de control, de tal manera que el primer y el segundo motores tengan diferentes líneas de empuje.

Los motores primero y segundo son preferentemente operables selectivamente a diferentes velocidades de rotación para generar un momento de giro para rotar la superficie de control con respecto al borde de ataque fijo.

40 En un segundo aspecto, la presente invención proporciona una aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) que tiene:

una estructura de ala que tiene alas delanteras laterales derecha e izquierda; y

alas posteriores laterales derecha e izquierda, estando cada una de las alas laterales derecha conectada, y estando cada una de las alas laterales izquierda conectada, para definir una estructura de ala de caja;

45 cada ala tiene un borde de ataque fijo y al menos una superficie de control de salida móvil, y cada ala tiene un primer motor y un segundo motor, estando los motores montados de manera pivotante en el borde de ataque fijo, y asegurados fijamente a la superficie de control de salida móvil; y

un actuador mecánico configurado para hacer pivotar selectivamente cada motor y la superficie de control de salida móvil alrededor de un punto de bisagra del borde de ataque fijo;

50 en el que el primer motor tiene un rotor que tiene un eje de rotación el cual está inclinado hacia abajo con respecto a la superficie de control de salida móvil, y el segundo motor tiene un rotor que tiene un eje de

rotación el cual está inclinado hacia arriba con respecto a la superficie de control de salida móvil, de tal manera que el primer y segundo motores tengan líneas de empuje diferentes.

- 5 Preferentemente, los miembros de conexión unen puntas de cada ala situadas en el mismo lado de la aeronave, estando cada uno de los miembros de conexión definido por un primer brazo asegurado al ala delantera, un segundo brazo asegurado al ala posterior y un codo intermedio situado en una unión del primer y segundo brazos.

Preferentemente, los miembros de conexión unen puntas de cada ala situadas en el mismo lado de la aeronave, teniendo cada uno de los miembros de conexión una porción de cuerpo generalmente lineal que se extiende entre el ala delantera y el ala posterior.

- 10 El primer brazo del miembro de conexión define preferentemente una cuna para el almacenamiento de baterías, combustible u otros equipos.

Preferentemente, la cuna es extraíble e intercambiable selectivamente.

La cuna es preferentemente un flotador boyante configurado para el aterrizaje y despegue en el agua.

- 15 Un motor distal está preferentemente situado en o cerca de una región de punta de cada ala delantera, estando el motor distal posicionado generalmente delante del miembro de conexión.

La aeronave tiene preferentemente una relación altura a envergadura en el intervalo de:

0,14 a 0,3 en una configuración de vuelo hacia delante; y

0,3 a 0,6 en configuración de despegue y aterrizaje.

- 20 La superficie de control de salida móvil tiene preferentemente una longitud en perfil de entre aproximadamente el 50 % a aproximadamente el 70 % de una longitud de cuerda total del ala.

En un tercer aspecto, la presente invención proporciona un procedimiento para controlar una aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) que tiene una estructura de ala que tiene alas delanteras laterales derecha e izquierda, y alas posteriores laterales derecha e izquierda, estando cada una de las alas laterales derecha conectadas, estando cada una de las alas laterales izquierdas conectadas en una configuración de ala de caja, y teniendo cada ala un primer motor y un segundo motor, estando cada uno de los motores montado de manera pivotante a un borde de ataque fijo, y asegurado fijamente a una superficie de control de salida móvil, teniendo cada uno de los motores primero y segundo rotores que tienen diferentes líneas del empuje, incluyendo el procedimiento las etapas de:

- 30 actuar mecánicamente una de las superficies de control de salida móviles para hacer pivotar selectivamente cada motor y la superficie de control de salida móvil alrededor de un punto de bisagra del borde de ataque fijo; y/o

actuar aerodinámicamente dicha superficie de control de salida móvil para pivotar selectivamente cada motor y la superficie de control de salida móvil alrededor del punto de bisagra del borde de ataque fijo,

- 35 en el que la etapa de actuación aerodinámica incluye el funcionamiento de los motores primero y segundo a diferentes velocidades de rotación.

La etapa de actuación mecánica incluye preferentemente rotar un brazo rotativo accionado mecánicamente, teniendo el brazo rotativo un extremo proximal conectado a un motor de actuador de uno de los motores primero y segundo, y el brazo rotativo tiene un extremo distal conectado a un extremo proximal del varillaje, y un extremo distal del varillaje está conectado de manera pivotante al borde de ataque fijo.

40 **Breve descripción de los dibujos**

Una realización preferente de la invención se describirá ahora a modo de ejemplo específico con referencia a los dibujos adjuntos, en los cuales:

La Figura 1 es un diagrama esquemático de una sección de ala de una aeronave VTOL de acuerdo con una primera realización;

- 45 La Figura 2A es un diagrama esquemático de una sección de ala de una aeronave VTOL e acuerdo con una segunda realización;

La Figura 2B es un diagrama esquemático de una sección de ala de una aeronave VTOL e acuerdo con una tercera realización;

- La Figura 2C es un diagrama esquemático de una sección de ala de una aeronave VTOL e acuerdo con una tercera realización;
- 5 La Figura 3 representa una disposición de montaje de motor para su uso con la sección de ala de aeronave VTOL de cualquiera de las realizaciones primera y segunda, con el ala en una configuración de vuelo hacia delante;
- La Figura 4A es una vista en perspectiva inferior de la disposición de montaje de motor de la Figura 3;
- La Figura 4B es una vista en perspectiva superior de la disposición de montaje de motor de la Figura 3;
- 10 La Figura 5 representa una disposición de montaje de motor para su uso con la sección de ala de aeronave VTOL de cualquiera de las realizaciones primera y segunda, con el ala en una configuración de despegue o aterrizaje;
- La Figura 6A es una vista en perspectiva superior de la disposición de montaje de motor de la Figura 5;
- La Figura 6B es una vista en perspectiva inferior de la disposición de montaje de motor de la Figura 5;
- 15 La Figura 7 representa una disposición de montaje de motor para su uso con la sección de ala de aeronave VTOL de cualquiera de las realizaciones primera y segunda, con el ala en una configuración de despegue o aterrizaje, e incluyendo hélices;
- La Figura 8 es una vista en perspectiva superior de la disposición de montaje de motor de la Figura 7.
- Figura 9 es una vista en perspectiva inferior de una sección de ala de acuerdo con una tercera realización que tiene dos motores en configuración de despegue o aterrizaje;
- 20 La Figura 10 es una vista en perspectiva inferior de la sección de ala de acuerdo con la Figura 9, que tiene dos motores en configuración de vuelo hacia delante;
- La Figura 11A es una vista lateral de la sección de ala de la Figura 9 en una primera configuración;
- La Figura 11B es una vista lateral de la sección de ala de la Figura 10;
- La Figura 12 es una vista en perspectiva de una aeronave VTOL de ala de caja de acuerdo con una primera realización de la invención;
- 25 La Figura 13 es una vista en perspectiva de una aeronave VTOL de ala de caja de acuerdo con una segunda realización de la invención;
- La Figura 14 es una vista en perspectiva de una aeronave VTOL de ala de caja de acuerdo con una tercera realización de la invención para aterrizar en el agua;
- La Figura 15 es una vista lateral de la aeronave VTOL de ala de caja de la Figura 14;
- 30 La Figura 16 es una vista frontal de la aeronave VTOL de ala de caja de la Figura 14;
- La Figura 17 es una vista en perspectiva de una aeronave VTOL de ala de caja de acuerdo con una cuarta realización de la invención, en una configuración de vuelo hacia delante;
- La Figura 18 representa la aeronave VTOL de ala de caja de acuerdo con la Figura 17, en una configuración de vuelo de despegue y aterrizaje;
- 35 La Figura 19 es una vista lateral de la aeronave VTOL de ala de caja de la Figura 17;
- La Figura 20 es una vista en perspectiva inferior de la aeronave VTOL de la Figura 17;
- La Figura 21 es una vista en perspectiva frontal y posterior de la aeronave VTOL e acuerdo con una quinta realización;
- La Figura 22 es una vista en perspectiva de una aeronave VTOL e acuerdo con una sexta realización;
- 40 La Figura 23 muestra la relación de altura a envergadura en vuelo horizontal de la cuarta realización;
- La Figura 24 muestra la relación de altura a envergadura en vuelo vertical de la cuarta realización;
- La Figura 25 muestra la relación de altura a envergadura en vuelo horizontal de la quinta realización;
- La Figura 26 muestra la relación de altura a envergadura en vuelo vertical de la quinta realización;

La Figura 27 muestra las vistas de un concepto de fabricación para la sexta realización;

La Figura 28 muestra tres vistas de la sexta realización;

Las Figuras 29 y 30 representan un sistema de rotación de superficie de control de salida que utiliza un mecanismo de pista curvilínea;

5 Las Figuras 31a a 31c muestran un sistema de rotación de superficie de control de salida en base a un actuador lineal, en diferentes etapas de rotación;

La Figura 32 representa una superficie de control secundaria actuada por un sistema de pista única;

La Figura 33 representa una superficie de control secundaria actuada por un sistema de doble pista;

La Figura 34 representa una superficie de control secundaria actuada por un enlace con bisagras;

10 La Figura 35 representa un mecanismo de control para una cubierta de ranura superior durante el vuelo de crucero;

La Figura 36 representa el mecanismo de control de la Figura 35 durante el vuelo de transición; y

La Figura 37 es una vista frontal de un ala en la configuración de despegue/aterrizaje.

Descripción detallada de las realizaciones preferentes

15 En la presente memoria se divulgan varias realizaciones de aeronave 10 VTOL. En común a cada realización de la aeronave 10, la estructura de ala es una estructura de ala de caja, y las alas 20, 22, 30, 32 están definidas por un borde 100 de ataque fijo y una superficie 110 de control de salida móvil.

20 Con referencia a la Figura 1, cada ala 20, 22, 30, 32 tiene un borde 100 de ataque fijo el cual está asegurado al chasis de aeronave u otro componente estructural del fuselaje 55. Cada borde 100 de ataque fijo puede ser una estructura continua de una sola pieza la cual pasa a través del fuselaje 55 para definir el componente estructural de las alas 20, 22, 30, 32 laterales izquierda y derecha correspondientes.

25 El borde 100 de ataque fijo puede fabricarse con diferentes perfiles de sección transversal. Por ejemplo, con referencia a la Figura 1, la sección transversal del borde de ataque fijo tiene un perfil redondeado como lágrima, estando curvado, y teniendo un perfil más agudo en el lado contracorriente, y un perfil más suavemente curvado en el lado de la corriente. Sin embargo, se apreciará que se consideran otras secciones transversales, como se discutirá más adelante. Además, el borde 100 de ataque fijo puede ser hueco. El borde 100 de ataque fijo puede fabricarse a partir de fibra de carbono u otro material de composite que tenga la resistencia, rigidez y ligereza adecuadas. El borde 100 de ataque fijo puede fabricarse utilizando técnicas de gran volumen, tales como la extrusión, la pultrusión de materiales de composite o el bobinado de filamentos, así como utilizando la construcción de ala convencional con aleaciones de aluminio o materiales de composite.

30 Cada una de las realizaciones de la aeronave 10 combina una estructura de ala de caja con una estructura de ala que tiene una superficie 110 de control móvil/aleta que tiene una longitud en el perfil de aproximadamente el 50-70 % de la cuerda de ala y un borde 100 de ataque fijo.

35 La superficie 110 de control de salida es móvil con respecto al borde 100 de ataque fijo entre una configuración de vuelo hacia delante (por ejemplo, la Figura 10) y una configuración de despegue y aterrizaje (por ejemplo, la Figura 9). Es importante destacar que el borde 100 de ataque fijo no rota o se mueve de otro modo con respecto al fuselaje 55. La superficie 110 de control es capaz de rotar a través de un intervalo de entre aproximadamente 80 y 100 grados, y preferentemente aproximadamente 90 grados entre el modo de vuelo horizontal (Figura 11B) y el modo de vuelo vertical (Figura 11A).

40 La superficie 110 de control de salida está directamente conectada a una cuna 195 de propulsión que tiene un motor 200 y un rotor 70 de tal manera que la inclinación de la cuna 195 de propulsión desvía la superficie 110 de control de salida o aleta.

45 Con referencia a las Figuras 11A y 11B, la aeronave 10 de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) incluye una pluralidad de motores 200, los cuales pueden ser motores eléctricos o motores de gas. Cada motor 200 tiene una hélice o rotor 70. La cuna de propulsión o carcasa 195 de cada motor 200 se monta adyacente a la superficie inferior de la superficie 110 de control móvil, generalmente delante (contracorriente) del borde 100 de ataque fijo.

50 Los motores 200 pueden montarse suficientemente por delante del borde 100 de ataque fijo de modo que las palas del rotor 70 puedan plegarse hacia atrás y permanezcan alejadas de la estructura de ala. Sin embargo, una realización preferente utiliza palas de rotor no plegables con un mecanismo de paso variable. De manera alternativa, se pueden utilizar palas de paso fijo.

En algunas realizaciones de la invención, como se representa en la Figura 1, el ala 20, 22, 30, 32 incluye una cubierta 130 de ranura superior. Con referencia a la Figura 1, una ranura 135 de borde de ataque, está definida por un espacio situado entre el borde 100 de ataque fijo y la superficie 110 de control de salida. La ranura 135 de borde de ataque aumenta el coeficiente de sustentación y reduce el bataneo en ángulos de inclinación elevados, en descenso.

La cubierta 130 de ranura superior está montada en el borde 100 de ataque fijo con una o más bisagras o alguna otra conexión flexible, en el lado superior del borde 100 de ataque fijo. Como se muestra en la porción superior izquierda de la Figura 1, en un modo de vuelo hacia delante, la cubierta 130 de ranura cubre generalmente el espacio libre definido entre el borde 100 de ataque fijo y la superficie 110 de control de salida, de tal manera que la combinación del borde 100 de ataque fijo, la cubierta 130 de ranura y la superficie 110 de control de salida definan conjuntamente una superficie de perfil aerodinámico generalmente continua en el lado superior del ala 20, 22, 30, 32.

A medida que la superficie 110 de control de salida se inclina hacia abajo (Figura 1 porción central superior), la cubierta 130 de ranura también se inclina hacia abajo. La cubierta 130 de ranura puede ser de movimiento libre o sesgada por resorte. Alternativamente, la cubierta 130 de ranura puede ser actuada por un varillaje (no se muestra) conectado con la superficie 110 de control de salida. En aún otras versiones, la cubierta 130 de ranura puede ser actuada con un motor o tren de engranajes u otro mecanismo de actuación.

La cubierta 130 de ranura tiene una longitud de entre aproximadamente el 10 % y el 50 % de la longitud de cuerda total del ala. En una realización, el borde de salida de cubierta 130 de ranura está situado detrás del punto en el que se produce la separación de flujo laminar en vuelo de crucero. En una realización adicional, el borde de salida de cubierta 130 de ranura tiene un borde en forma de diente de sierra para reactivar y volver a unir el flujo laminar.

En la variación representada en la Figura 2A, existe una cubierta 130 de ranura superior y una cubierta 150 de ranura inferior adicional. La cubierta 150 de ranura inferior también está conectada mediante una o más bisagras al borde 100 de ataque fijo. Una vez más, la cubierta 150 de ranura inferior puede ser de movimiento libre, sesgada por resorte o de otro modo actuada mecánicamente.

Como se muestra en la porción superior izquierda de la Figura 2A, en un modo de vuelo hacia delante, la cubierta 130 de ranura superior y la cubierta 150 de ranura inferior cubren ambas el espacio libre, o ranura 135 de borde de ataque el cual se define entre el borde 100 de ataque fijo y la superficie 110 de control de salida, de tal manera que la combinación del borde 100 de ataque fijo, las cubiertas 130, 150 de ranura y la superficie 110 de control de salida definan conjuntamente superficies de perfil aerodinámico generalmente continuas tanto en el lado superior del ala como en el lado inferior del ala.

Se pueden proporcionar rieles guía para las cubiertas 130, 150 de ranura para asegurar que se mantengan en la relación deseada con la superficie 110 de control.

Las cubiertas 130, 150 de ranura reducen la resistencia en condiciones de vuelo de crucero y guían el flujo de aire cuando la superficie 110 de control se desvía a ángulos elevados. El borde de ataque fijo puede tener una parte posterior curvada o redondeada, de tal manera que cuando la superficie 110 de control se inclina hasta casi la vertical, la superficie superior sea relativamente lisa. Alternativamente, puede tener un borde de salida relativamente recto.

Con referencia a las Figuras 2A y 2B, se divulga una realización adicional en la cual las cubiertas 131, 151 de ranura superior e inferior están en apoyo entre sí en el lado de salida (con la corriente), para definir un vértice con la corriente, y se define un volumen cerrado entre el borde 100 de ataque fijo, la cubierta 131 de ranura superior y la cubierta 151 de ranura inferior. Como se muestra, en esta disposición, la cubierta 131 de ranura superior tiene una superficie cóncava orientada hacia abajo. La cubierta 151 de ranura inferior tiene un perfil que tiene un perfil curvo en forma de "S", que tiene una superficie cóncava orientada hacia arriba adyacente al borde de ataque, y una superficie cóncava orientada hacia abajo adyacente al borde de salida.

Con referencia a la Figura 2C, la cubierta 131 de ranura superior puede estar definida por dos o más miembros 133, 137 los cuales están conectados con bisagras para lograr una conexión articulada, la cual facilita el movimiento de las cubiertas 131, 151 de ranura superior e inferior una con respecto a la otra durante el movimiento de la superficie 110 de control de salida. Alternativamente, la cubierta 131 de ranura superior puede fijarse al borde 100 de ataque fijo con una bisagra que está definida por una sección flexible, tal como un composite de fibra de vidrio, en lugar de una o dos bisagras discretas.

La cubierta 131 de ranura superior puede ser actuada mecánicamente para proporcionar un alerón de superficie superior con fines de control durante el vuelo vertical y horizontal.

En esta disposición la articulación se produce alrededor de un eje que se extiende generalmente paralelo con un eje longitudinal del ala 20, 22, 30, 32. Los bordes descendentes de las cubiertas 131, 151 de ranura superior e inferior pueden estar conectados entre sí, pero también pueden deslizarse libremente entre sí, por ejemplo,

con una pista y un deslizador u otra tal conexión mecánica similar que permita la traslación de los bordes descendentes uno con respecto al otro. La Figura 2B, representa cómo los bordes descendentes de las cubiertas 131, 151 de ranura superior e inferior se mueven uno con respecto al otro en las diferentes etapas de movimiento de la superficie 110 de control entre el vuelo hacia delante y la configuración de despegue y aterrizaje.

5

En la realización de las Figuras 9 y 10, el lado de la corriente del borde 100 de ataque fijo tiene un canal 152 definido por un saliente 154 superior que se extiende longitudinalmente y un saliente 156 inferior que se extiende longitudinalmente adyacente. El canal 152 puede anidar el borde ascendente de la superficie 110 de control en el modo de vuelo hacia adelante, como se representa en la Figura 10.

10 Con referencia a la Figura 3, cada ala incluye al menos un motor 200. El motor 200 puede ser un motor eléctrico. Alternativamente, el motor puede ser un motor de combustión interna, tal como un turbopropulsor o un motor de pistón. En aún otra disposición, la aeronave 10 puede tener una combinación de motores eléctricos y motores 200 de combustión interna.

15 La cuna de motor o carcasa 195 está montada en el borde 100 de ataque fijo en un punto 230 de bisagra. El punto 230 de bisagra está definido por una orejeta u otro saliente el cual se extiende hacia abajo desde el lado inferior del borde 100 de ataque fijo. La carcasa 195 de motor tiene un extremo proximal en el cual se encuentran las palas 70 de hélice o rotor (véase la Figura 7) y un extremo distal el cual está montado en la superficie 110 de control de salida, en una relación fija. Como tal, la superficie 110 de control de salida pivota con la carcasa 195 de motor. En una realización, el mecanismo de bisagra puede integrarse en la estructura de cuna o carcasa 195 de motor reduciendo aún más el peso estructural.

20

La ubicación del punto de bisagra por debajo y entre el 10-50 % de la cuerda del borde 100 de ataque fijo tiene el efecto de aumentar el área total del ala y abrir una ranura 135 de borde de ataque que funciona de manera similar a un borde de ataque ranurado. Esto tiene el efecto de aumentar la sustentación total del ala 20, 22, 30, 32.

25 El sistema de control para controlar el movimiento de la superficie 110 de control de salida se proporciona de dos maneras distintas. En primer lugar, se proporciona la actuación mecánica mediante un actuador 250, como se muestra en la Figura 3. El actuador 250 está definido por un brazo 260 rotativo accionado mecánicamente y un varillaje 270. El varillaje 270 está asegurado de manera pivotante en un extremo al brazo 260 rotativo, y también de manera pivotante al borde 100 de ataque fijo. El brazo 260 rotativo es accionado por un motor 280 de actuador eléctrico u otro tal sistema de accionamiento. Cuando el brazo 260 rotativo se acciona mecánicamente, el ángulo Φ puede cambiarse selectivamente. Por ejemplo, en la realización representada en la Figura 3, Φ puede ser de aproximadamente 90 grados, cuando la superficie 110 de control de salida está en la configuración de vuelo hacia adelante.

30

Por el contrario, en la Figura 5, el ángulo se ha aumentado a aproximadamente 250 a 280 grados, y en esta posición, la superficie 110 de control de salida está en la configuración de despegue y aterrizaje vertical. El brazo 260 rotativo es accionado mecánicamente por el actuador 250 para mover selectivamente la superficie 110 de control de salida entre las diferentes configuraciones de vuelo. Se apreciará que se pueden desplegar otros ángulos de varillaje 270, con diferentes configuraciones de varillaje.

35

La inclusión de actuadores integrados en la carcasa 195 de motor permite el control fino de la inclinación de ala, permitiendo la distribución del peso a través del ala, y reduce la masa y la complejidad del sistema de inclinación general.

40

Se apreciará que mientras que una versión del actuador 250 se ha descrito anteriormente, se consideran otras disposiciones tales como un tren de engranajes o disposiciones de leva y seguidor de leva. A continuación, se describen algunas tales realizaciones de los dispositivos de actuación.

45 Las Figuras 29 y 30 muestran un sistema de rotación de bisagra en base a un mecanismo 300 de pista curvilínea. Como se representa en la Figura 30, la pista 310 es curvada, y se proporciona en forma de cremallera 320. Un engranaje 330 está acoplado de manera engranada con la cremallera 320, y el engranaje 330 está montado o asegurado de otro modo a la superficie 110 de control de salida o a la carcasa de motor. El engranaje 330 es accionado por un actuador rotativo el cual rota la cuna de motor y la superficie 110 de control de salida. El mecanismo 300 de pista incluye un canal 340, y el canal 340 se utiliza para soportar un par de ruedas 350 de rodillo, también montadas en la superficie 110 de control de salida o en la carcasa de motor. Las ruedas 350 de rodillos hacen que la superficie 110 de control de salida siga una trayectoria curvada cuando el engranaje 330 se mueve a lo largo de la cremallera 320. El conjunto de las Figuras 29 y 30 puede utilizar el frenado mecanizado para reducir las cargas de actuador cuando están detenidos.

50

Una realización adicional de un actuador 400 lineal se representa en las Figuras 31a a 31c. El actuador 400 lineal, tal como un cilindro hidráulico o neumático, está fijado a una palanca 410, la cual está fijada al borde 100 de ataque. El actuador 400 lineal acciona la superficie 110 de control de salida. Esta disposición

55

proporciona un conjunto de cuna de motor compacto y reduce los momentos del actuador sobre el conjunto de cuna de motor.

Las Figuras 32 a 34 divulgan una superficie 530 de control secundaria actuada, se muestra esquemáticamente en diferentes posiciones. Esta superficie 530 de control secundaria se utiliza para expandir el área de ala efectiva para maximizar la sustentación durante el vuelo de transición. Se utiliza para desviar el flujo para maximizar la sustentación durante el vuelo de transición, y se retrae durante el vuelo de crucero para reducir la resistencia para maximizar la eficiencia de sustentación.

En la realización de la Figura 32, un actuador rotativo rota un engranaje 500 el cual engrana con una cremallera 510 conectada a una pista 520 curvilínea. La superficie 530 de control secundaria está fijada a la pista mediante un conjunto de rodillos 540. Este mecanismo permite que la superficie 530 de control secundaria rote alrededor de una gran ubicación de bisagra efectiva.

Esto permite un mayor movimiento de traslación durante el despliegue para maximizar el área de ala efectiva.

La Figura 33 divulga una realización de un conjunto de pista doble para controlar la superficie 530 de control secundaria. Específicamente, en la presente realización, un actuador rotativo rotar un engranaje 550 el cual engrana con una cremallera 560 en una primera pista 570. La traslación de la superficie 530 de control de salida secundaria está definida por la primera pista 570. Un enlace 580 fijo está conectado a una segunda pista 590, que define el ángulo de la superficie 530 de control de salida secundaria. Esta disposición permite optimizar la posición y el ángulo de la superficie 530 de control de salida secundaria en cualquier punto durante el despliegue.

En una realización alternativa, la Figura 34 divulga un conjunto de enlace con bisagra que consiste en un brazo 600 rotativo y un brazo 610 de palanca para controlar la superficie 530 de control de salida secundaria. En la presente realización, la superficie 530 de control de salida secundaria está fijada al brazo 600 rotativo, el cual pivota alrededor del pasador 620 fijo, y el brazo 610 de palanca acciona la rotación de la superficie 530 de control de salida secundaria.

La Figura 35 divulga un alerón, o cubierta 650 de ranura superior, el cual puede ser accionado mecánicamente, ya sea por un actuador 660 lineal o rotativo. Durante el vuelo de crucero, la cubierta 650 de ranura superior puede utilizarse para impedir la sustentación. Alternativamente, se puede utilizar para el control directo de sustentación y para el control de vuelo (cabeceo) en vuelo de crucero.

Por el contrario, durante el vuelo de transición, como se representa en la Figura 36, la cubierta 650 de ranura superior puede usarse para impedir la sustentación. La cubierta 650 de ranura superior también puede utilizarse para aumentar la sustentación durante el vuelo de transición. La cubierta 650 de ranura superior también puede utilizarse para aliviar los efectos de las ráfagas durante el vuelo de transición.

Además de la actuación mecánica proporcionada por el actuador 250, también se proporciona una actuación aerodinámica para mover la superficie 110 de control, como se discute más adelante.

Con referencia a las Figuras 11A y 11B, los ejes de rotación de los motores 200 no son paralelos. En particular, para cada par de motores 200, cada motor 200 impar tiene un eje XX de rotación el cual está inclinado hacia abajo con respecto a la superficie 110 de control, y cada motor 60 par tiene un eje YY de rotación el cual está inclinado hacia arriba con respecto a la superficie 110 de control. Es decir, cada motor 200 se monta teniendo diferentes líneas de empuje (véase la Figura 37). De esta manera, uno de los motores 200 tiene una línea de empuje que tiende a rotar la superficie 110 de control en el sentido horario, y el otro motor tiene una línea de empuje que tiende a rotar la superficie 110 de control en sentido contrario al sentido horario. Cuando el par de motores 200 funcionan al unísono, a una velocidad de rotación similar, los momentos se anulan, y se logra la estabilización en el modo de vuelo vertical.

Al rotar cada motor 200 de cada par de motores 200 a diferentes velocidades de rotación, un momento de giro puede generar un momento alrededor del punto 230 de bisagra, para pivotar selectivamente la superficie 110 de control con respecto al borde 100 de ataque fijo. Esto se denomina en la presente memoria actuación aerodinámica de la superficie 110 de control.

Esto proporciona control aerodinámico para la superficie 110 de control. La potencia para mover la superficie 110 de control se obtiene mediante una combinación de una o más de la actuación mecánica y la actuación aerodinámica. Esto puede variar dependiendo del modo de vuelo.

La superficie 110 de control puede ser una superficie única la cual se extiende continuamente a lo largo de toda la longitud del ala 20, 22, 30, 32. Alternativamente, cada ala 20, 22, 30, 32 puede tener una o más superficies 110 de control pivotantes independientes, de tal manera que las superficies 110 de control sean capaces de pivotar sobre el borde 100 de ataque, independientemente de las otras superficies 110 de control.

Existen dos posibles disposiciones de montaje para los motores 200 y las superficies 110 de control:

a) Cada motor 200 puede estar conectado de manera pivotante a uno de los bordes 100 de ataque fijos, y la superficie 110 de control está asegurada a la cuna de motor o carcasa 195 del motor 200 (como se representa en los dibujos); o

5 b) La superficie 110 de control puede estar conectada de manera pivotante a uno de los bordes 100 de ataque fijos, y la superficie de control está asegurada a la cuna de motor o carcasa 195 de motor 200.

La aeronave 10 puede proporcionar un suministro de potencia regulado de manera separada a cada motor 200. Esto permite una tensión diferente y para la frecuencia que se entregará a cada motor, y por lo tanto la potencia de salida variable puede ser generada selectivamente por cada motor 60 para lograr las condiciones de vuelo deseadas, tales como girar a la izquierda y la derecha, y la antes mencionada actuación de superficie 110 de control aerodinámico.

10 El borde 100 de ataque fijo forma una estructura continua desde las alas 20, 22 delanteras hasta las alas 30, 32 posteriores como resultado de la conexión de las puntas de ala a través de los miembros de conexión o redes 42. Esta conexión estructural proporciona la suficiente rigidez como para permitir el diseño de diferentes configuraciones de fuselaje 55, con la posibilidad de utilizar una configuración de ala estándar para varias configuraciones de fuselaje 55 muy diferentes.

15 Esta estructura continua proporciona suficiente firmeza y rigidez tal que la aeronave 10 puede soportar cualquier fallo de un solo motor sin deformación elástica perjudicial. La estructura puede diseñarse de modo que no dependa de la firmeza del fuselaje 55 hasta el punto de que el peso estructural del fuselaje 55 pueda reducirse.

20 En las realizaciones representadas en los dibujos, existen dos pares de alas. Es decir, las alas 20, 22 delanteras y las alas 30, 32 posteriores. Cada una de las alas 20, 22 delanteras está fijada a (o se extiende a través de) una región lateralmente opuesta del fuselaje 200. Del mismo modo, cada una de las alas 30, 32 posteriores está fijada a (o se extiende a través de) una región lateralmente opuesta del fuselaje 55. En las realizaciones que se muestran en los dibujos, la aeronave 10 se representa como una aeronave 10 de uno o dos asientos. Sin embargo, también se consideran realizaciones más grandes para múltiples personas. La aeronave 10 puede ser controlada desde el interior por un piloto o, alternativamente, puede ser controlada a distancia.

30 En la realización que se muestra en los dibujos, las porciones distales de las alas 20, 22 delanteras y las alas 30, 32 posteriores están conectadas con miembros de conexión o redes 42, de tal manera que los dos pares de alas 20, 22, 30, 32 definan un ala de caja o estructura de ala cerrada. Es decir, existe un miembro 42 de conexión en las puntas de ala entre las alas 20, 22 delanteras y las alas 30, 32 posteriores y cuando se ve desde arriba y de frente tiene un perfil cerrado. En algunas realizaciones, tales como las Figuras 12 y 21, el miembro 42 de conexión puede ser un miembro generalmente recto. Por el contrario, en la realización de las Figuras 13 a 20 y 22, el miembro 42 de conexión no es lineal.

35 En otra realización (no se muestra), las alas 20, 22 delanteras y las alas 30, 32 posteriores pueden ser alas reforzadas con puntal, conectadas con barras de sujeción o puntales.

La aeronave 10 VTOL descrita en la presente memoria es una aeronave 10 de ala de caja o reforzada con puntal.

40 En la realización representada en las Figuras 17 y 18, las alas 30, 32 posteriores están situadas por encima del fuselaje 55, lo que significa que se aumenta la longitud de las alas 30, 32 posteriores y, por lo tanto, se aumenta la sustentación disponible la cual puede generarse en el modo de vuelo hacia delante. Una porción 31 central de la envergadura de ala posterior es fija, y no incluye una superficie de control móvil.

45 Las alas 20, 22 delanteras y las alas 30, 32 posteriores están separadas verticalmente, de tal manera que las alas 20, 22 delanteras estén posicionadas verticalmente por debajo de las alas 30, 32 posteriores. En particular, las alas 20, 22 delanteras están posicionadas debajo y delante de las alas 30, 32 posteriores. Esto proporciona varias ventajas y asegura que la ubicación del ala proporcione un montaje eficiente para la combinación del motor 200 de sustentación y propulsión vertical y el rotor 70.

50 Como se representa en las Figuras 23 a 26 tener las alas 20, 22 delanteras bajas (y las alas 30, 32 posteriores altas) significa que la relación altura a envergadura aumenta a medida que los rotores rotan de horizontal a vertical. Las alas de caja con una mayor relación altura a envergadura tienen una menor resistencia inducida la cual puede utilizarse eficazmente para aeronaves VTOL. La relación altura a envergadura está en el intervalo de:

0,14 a 0,3 en una configuración de vuelo horizontal; y

0,3 a 0,6 en configuración de vuelo vertical.

Como se representa en la realización de la Figura 12, la porción 40 de punta de las alas 30, 32 posteriores se extiende hacia abajo y hacia atrás. Esta porción de punta de ala, o aleta 40, ayuda a reducir los vórtices de punta de ala. Las aletas 40 pueden incluir una o más ruedas para soportar la aeronave 10 cuando está detenida, y durante el despegue y el aterrizaje. La aeronave 10 de la Figura 12 también tiene una rueda adicional o conjunto de ruedas las cuales están situadas debajo del fuselaje 55, generalmente cerca de la parte delantera del fuselaje 55. De este modo, las ruedas posteriores y delanteras se posicionan en los vértices de un triángulo isósceles. Al situar las ruedas posteriores en las aletas 40, se maximiza el ancho del triángulo isósceles mencionado anteriormente, aumentando así la estabilidad de la aeronave 10.

En la realización representada en las Figuras 9 y 10 y 37, al menos una de las alas 20, 22, 30, 32 tiene un primer y un segundo motor 200 los cuales están desplazados longitudinalmente uno con respecto del otro alrededor de un eje de rotación de los rotores 210.

El ajuste de ala, representado en las Figuras 9 y 10, muestra el cambio de inclinación de los motores 200 y de la superficie 110 de control durante la transición de la posición de ala de despegue (Figura 9) y la posición de ala de vuelo hacia delante (Figura 10). Como se muestra en estas figuras, los bordes 100 de ataque son estacionarios, y no pivotantes. Por el contrario, los motores 200 y las superficies 110 de control pivotan al unísono.

Con referencia a la Figura 3, cuando la superficie 110 de control alcanza la posición final, horizontal, para el vuelo hacia delante, puede producirse un acoplamiento entre el borde 100 de ataque fijo y las superficies 110 de control para evitar que la superficie 110 de control pivote más. Alternativamente, la cuna o carcasa 195 de motor puede acoplarse con el lado inferior del borde 100 de ataque fijo.

En las realizaciones representadas en las Figuras 14 a 21, existen dos motores 200 montados en cada ala 20, 22, 30, 32. Sin embargo, se pueden montar motores 200 adicionales en la aeronave 10, por ejemplo, en las alas 20, 22, 30, 32, la nariz de fuselaje 55 o los miembros 42 de conexión del ala.

Empleando un menor número de motores 200, puede aumentarse el diámetro del rotor 210. Los diámetros de la pala 70 de rotor pueden solaparse con las palas 70 de rotor adyacentes cuando se ven de frente. Con el fin de ajustar el solapamiento, los motores 60 están montados de tal manera que cada conjunto de palas 70 de rotor está desplazado longitudinalmente con respecto al conjunto adyacente de palas de rotor (con respecto a un eje de rotación), evitando así el contacto entre los rotores 70 adyacentes, a la vez que se permite el despliegue de rotores de gran diámetro.

Con referencia a las Figuras 14 a 16, se representa una realización de la aeronave para posibles aplicaciones de aterrizaje y despegue en el agua, por ejemplo, en forma de aeronave 10 militar para despliegue en el mar. En estas realizaciones, las plataformas 400 tienen el potencial de permitir aterrizajes en el agua, actuando como flotadores estabilizadores. Esto puede ser útil en algunas aplicaciones para aterrizajes en aguas normales y emergencias. En particular, para aplicaciones en las que el aterrizaje en el agua es útil, tal como recoger y dejar personas, áreas en las que el agua es el mejor lugar de aterrizaje o para funciones en las que recoger y dejar equipos o personas desde el agua o desplegar sensores o equipos tales como el sonar de inmersión.

En estas realizaciones, las plataformas 400 de aterrizaje pueden utilizarse para alojar sistemas de almacenamiento de energía que pueden incluir más baterías, pilas de combustible, tales como pilas de combustible de hidrógeno, con depósitos de combustible de hidrógeno, y turbogeneradores con depósitos de combustible.

En la realización de la Figura 22, las cunas 410 de batería/combustible están situadas dentro de los miembros de conexión o redes 42 los cuales unen las alas 20, 22 delanteras y las alas 30, 32 posteriores. Además, en la presente realización, los motores 200 más externos de las alas 20, 22 delanteras están situados en o cerca de las puntas de ala, de forma que la resistencia sea baja, delante de las cunas 410 de batería/combustible, de tal manera que la cuna 410 de combustible esté situada detrás y dentro del área de rotor 70 durante el vuelo hacia delante.

Esta disposición de la Figura 22 proporciona una resistencia reducida en vuelo de crucero a alta velocidad, ya que la resistencia de punta de ala y la resistencia de cuna de motor de una unidad integrada son menores que la de una punta de ala y una cuna 195 de motor separadas. Además, la disposición de la Figura 22 reduce el bloqueo del rotor en el modo de vuelo vertical, ya que las hélices exteriores sólo empujan aire a alta presión sobre un área de ala más pequeña.

Esta disposición también reduce el peso estructural, ya que la masa en las puntas de ala se puede utilizar para reducir el momento de flexión en la estructura de ala en vuelo, proporcionando así una estructura general más ligera.

Esta disposición también tiene el potencial de permitir baterías intercambiables en caliente en las puntas de ala que reducirán el tiempo de inactividad entre vuelos. Alternativamente, la aeronave 10 puede reconfigurarse

para diferentes opciones de almacenamiento de energía, tales como batería en una configuración y pila de combustible de hidrógeno, (con depósito de hidrógeno con depósito de hidrógeno gaseoso de 350 o 700 Bares) como otra configuración. Esta puede ser una elección de modelo en fábrica o una elección operativa por el usuario final.

- 5 Además, la realización de la Figura 22 aumenta la seguridad de los pasajeros en caso de emergencia, ya que el combustible/energía se encuentra en las puntas de ala, y en caso de incendio está alejado de los ocupantes, y en caso de aterrizaje de emergencia los objetos de gran masa también están alejados de la cabina.

Ventajosamente, una estructura de ala de caja es más eficiente aerodinámicamente que un ala convencional del mismo tamaño y puede ser más eficiente estructuralmente (por lo tanto, más ligera).

- 10 Ventajosamente, la estructura de ala de caja proporciona rigidez adicional.

Ventajosamente, la aeronave 10 reduce el peso de los cojinetes y de la estructura inclinada necesarios cuando se comparan con una aeronave de ala de inclinación convencional. Esto se debe a que un ala inclinada convencional requiere un único par de cojinetes grandes (uno a cada lado del fuselaje de la aeronave) con una estructura firme que rota.

- 15 Ventajosamente, la aeronave 10 proporciona una aeronave 10 VTOL sencilla y de bajo coste para aplicaciones de transporte y vigilancia aérea. La aeronave 10 reduce el peso y la complejidad de sistemas similares. Se puede fabricar a un coste inferior debido al uso de una estructura de ala continua simple y a la sencillez de los cojinetes/bisagras inclinados distribuidos. Es menos costoso de desarrollar diferentes configuraciones, ya que la estructura no requiere un fuselaje firme a la torsión. Esto permite diseñarlo de modo que la misma ala básica y el mismo sistema de propulsión puedan tener varias configuraciones con cunas de fuselaje significativamente diferentes. La conexión estructural de las puntas de ala en una formación de ala de caja reduce la necesidad de rigidez torsional para el fuselaje 55 y simplifica la estructura del fuselaje 55. En la práctica, esto permite fuselajes 55 de diferentes configuraciones con la misma, o muy similar, estructura 20, 22, 30, 32 de ala.
- 20

Ventajosamente, la aeronave 20 permite que la estructura tenga un peso menor para una carga útil dada.

- 25 La Figura 27 representa un ejemplo de conjunto de los principales componentes estructurales de la aeronave 20. En esta disposición, las alas 20, 22 delanteras y las alas 30,32 posteriores son cada una unitaria. Las alas 20, 22 delanteras se extienden a través de un canal formado en el fuselaje 55, y se sujetan con una abrazadera 56. Las alas 30, 32 superiores están soportadas en un soporte 57 en "V". Los miembros 42 de conexión están cada uno formado de manera separada, y generalmente en forma de "L". Aunque la invención se ha descrito con referencia a ejemplos específicos, los expertos en la técnica apreciarán que la invención puede incorporarse de muchas otras formas, estando el ámbito de la protección definido por las reivindicaciones adjuntas.
- 30

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) que tiene:
una estructura de ala que tiene alas (20, 22) delanteras laterales derecha e izquierda; y
5 alas (30, 32) posteriores laterales derecha e izquierda, estando cada una de las alas (22, 32) laterales derecha conectadas, y cada una de las alas (20, 30) laterales izquierda conectadas en una configuración de ala de caja;
caracterizada porque cada ala (20, 22, 30, 32) tiene un borde (100) de ataque fijo y al menos una superficie (110) de control de salida móvil,
10 además, en la que cada ala (20, 22, 30, 32) tiene al menos una cuna (195) de motor que tiene un motor (200), estando la cuna (195) de motor montada de manera pivotante en el lado inferior del borde (100) de ataque fijo, y asegurada fijamente a la superficie (110) de control de salida móvil.
2. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de la reivindicación 1, que comprende además un actuador (250) mecánico configurado para hacer pivotar la cuna (195) de motor y la superficie (110) de control de salida móvil alrededor de un punto (230) de bisagra del borde (100) de ataque fijo.
- 15 3. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de la reivindicación 2, en la que el actuador incluye un brazo (260) rotativo accionado mecánicamente y un varillaje (270).
4. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de la reivindicación 3, en la que el brazo (260) rotativo accionado mecánicamente tiene un extremo proximal conectado a un motor (280) de actuador de la cuna (195) de motor, y el brazo (260) rotativo accionado mecánicamente tiene un extremo distal conectado a un extremo proximal del varillaje (270), y un extremo distal del varillaje está conectado de manera pivotante al borde (100) de ataque fijo.
20
5. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende además una ranura (135) de borde de ataque situada entre el borde (100) de ataque fijo y la superficie (110) de control de salida móvil.
- 25 6. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de la reivindicación 5, que comprende además una cubierta (130, 131) de ranura superior montada con bisagras en un lado superior del borde (100) de ataque fijo, en la que la cubierta (130, 131) de ranura superior cubre generalmente la ranura (135) de borde de ataque en una configuración de vuelo hacia delante, y la ranura (135) de borde de ataque está al menos parcialmente descubierta en una configuración de despegue y aterrizaje.
- 30 7. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una de las reivindicaciones 5 o 6, que comprende además una cubierta (150, 151) de ranura inferior montada con bisagras en un lado inferior del borde (100) de ataque fijo, la cubierta (150, 151) de ranura inferior cubre generalmente la ranura (135) de borde de ataque en una configuración de vuelo hacia delante, y la ranura (135) de borde de ataque está al menos parcialmente descubierta en una configuración de despegue y aterrizaje.
- 35 8. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de la reivindicación 7, en la que un lado de salida de la cubierta (151) de ranura inferior y un lado de salida de la cubierta (131) de ranura superior están en apoyo entre sí para definir un volumen cerrado entre el borde (100) de ataque fijo, la cubierta (131) de ranura superior y la cubierta (151) de ranura inferior.
- 40 9. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de la reivindicación 8, en la que el lado de salida de la cubierta (151) de ranura inferior y el lado de salida de la cubierta (131) de ranura superior son móviles y están configurados para deslizarse uno con respecto del otro.
10. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una cualquiera de las reivindicaciones 7 a 9, en la que la cubierta (130, 131) de ranura superior está curvada teniendo una superficie cóncava la cual está orientada generalmente hacia abajo en una configuración de vuelo hacia delante.
- 45 11. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una cualquiera de las reivindicaciones 7 a 10, en la que la cubierta (151) de ranura inferior está curvada teniendo un perfil curvo generalmente en "S", teniendo una superficie cóncava orientada hacia arriba adyacente al borde (100) de ataque, y una superficie cóncava orientada hacia abajo adyacente al lado de salida en una configuración de vuelo hacia delante.
12. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una cualquiera de las reivindicaciones 6 a 11,

en la que la cubierta (131) de ranura superior está definida por dos o más miembros (133, 137) los cuales están conectados con bisagras para lograr una conexión articulada pivotante alrededor de un eje que se extiende generalmente paralelo a un eje longitudinal del ala.

13. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una cualquiera de las reivindicaciones 6 a 11,

5 en la que la cubierta de ranura superior está definida por un miembro flexible y/o conectada al borde (100) de ataque fijo por un miembro flexible, siendo el miembro flexible fabricado a partir de un material el cual es flexible alrededor de un eje que se extiende generalmente paralelo con un eje longitudinal del ala.

10 14. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que cada ala (20, 22, 30, 32) tiene al menos dos cunas (195) de motor que tienen motores (200), un primer motor tiene rotores (210) que tienen un eje de rotación el cual está inclinado hacia abajo con respecto a la superficie (110) de control de salida móvil, y un segundo motor tiene rotores que tienen un eje de rotación el cual está inclinado hacia arriba con respecto a la superficie (110) de control de salida móvil, de tal manera que el primer y el segundo motor tienen líneas de empuje diferentes.

15 15. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de la reivindicación 14, en la que el primer y segundo motores (200) son operables selectivamente a diferentes velocidades de rotación para generar un momento de giro para rotar la superficie (110) de control de salida móvil con respecto al borde (100) de ataque fijo.

16. Una aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) que tiene:

una estructura de ala que tiene alas (20, 22) delanteras laterales derecha e izquierda; y

20 alas (30, 32) posteriores laterales derecha e izquierda, estando cada una de las alas (20, 30) laterales derecha conectada, y cada una de las alas (22, 32) laterales izquierda conectada, para definir una estructura de ala de caja;

25 **caracterizada porque** cada ala (20, 22, 30, 32) tiene un borde (100) de ataque fijo y al menos una superficie (110) de control de salida móvil, y cada ala tiene un primer motor y un segundo motor, estando los motores (200) montados de manera pivotante en el borde (100) de ataque fijo, y asegurados fijamente a la superficie (110) de control de salida móvil; y

un actuador (250) mecánico está configurado para pivotar selectivamente cada motor (200) y una superficie (110) de control de salida móvil alrededor de un punto (230) de bisagra del borde (100) de ataque fijo;

30 en la que el primer motor (200) tiene un rotor (210) que tiene un eje de rotación el cual está inclinado hacia abajo con respecto a la superficie (110) de control de salida móvil, y el segundo motor (200) tiene un rotor (210) que tiene un eje de rotación el cual está inclinado hacia arriba con respecto a la superficie (110) de control de salida móvil, de tal manera que el primer motor (200) y el segundo motor (200) tengan líneas de empuje diferentes.

35 17. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que los miembros (42) de conexión unen las puntas de cada ala (20, 22, 30, 32) ubicadas en un mismo lado de la aeronave, estando cada uno de los miembros (42) de conexión definidos por un primer brazo asegurado al ala delantera, un segundo brazo asegurado al ala posterior y un codo intermedio situado en una unión del primer y segundo brazos.

40 18. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que los miembros (42) de conexión unen las puntas de cada ala (20, 22, 30, 32) situadas en el mismo lado de la aeronave, teniendo cada uno de los miembros (40) de conexión una porción de cuerpo generalmente lineal que se extiende entre el ala (20, 22) delantera y el ala (30, 32) posterior.

19. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de la reivindicación 17, en la que el primer brazo del miembro (42) de conexión define una cuna (410) para el almacenamiento de baterías, combustible u otros equipos.

45 20. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de la reivindicación 19, en la que la cuna (410) es extraíble e intercambiable selectivamente.

21. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de la reivindicación 17, en la que el primer brazo del miembro (42) de conexión define una cuna la cual proporciona un flotador boyante configurado para el aterrizaje y despegue en el agua.

50 22. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una cualquiera de las reivindicaciones 17 a 21, en la que un motor (200) distal está situado en o cerca de una región de punta de cada ala (20, 22) delantera, estando el motor (200) distal generalmente posicionado delante del miembro (42) de conexión.

23. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la aeronave tiene una relación altura a envergadura en un intervalo de:

0,14 a 0,3 en una configuración de vuelo hacia delante; y

0,3 a 0,6 en una configuración de despegue y aterrizaje.

5 24. La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la superficie (110) de control de salida móvil tiene una longitud de perfil de entre aproximadamente el 50 % a aproximadamente el 70 % de una longitud de cuerda total del ala (20, 22, 30, 32).

10 25. Un procedimiento de control de una aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) que tiene una estructura de ala que tiene alas (20, 22) delanteras laterales derecha e izquierda, y alas (30, 32) posteriores laterales derecha e izquierda, estando cada una de las alas (22, 32) laterales derecha conectadas, estando cada una de las alas (20, 30) laterales izquierda conectadas en una configuración de ala de caja, y teniendo cada ala (20, 22, 30, 32) un primer motor y un segundo motor, estando cada uno de los motores (200) montado de manera pivotante a un borde (100) de ataque fijo, y asegurado fijamente a una superficie (110) de control de salida móvil, teniendo cada uno de los motores (200) primero y segundo rotores que tienen diferentes líneas de empuje, incluyendo el procedimiento las etapas de:

actuar mecánicamente una de las superficies de control de salida móviles para hacer pivotar selectivamente cada motor y la superficie (110) de control de salida móvil alrededor de un punto (230) de bisagra del borde (100) de ataque fijo; y/o

20 actuar aerodinámicamente dicha superficie (110) de control de salida móvil para pivotar selectivamente cada motor (200) y la superficie (110) de control de salida móvil alrededor del punto (230) de bisagra del borde (100) de ataque fijo,

en el que la etapa de actuación aerodinámica incluye el funcionamiento de los motores (200) primero y segundo a diferentes velocidades de rotación.

25 26. El procedimiento de la reivindicación 25, en el que la etapa de actuación mecánica incluye rotar un brazo (260) rotativo accionado mecánicamente, teniendo el brazo (260) rotativo accionado mecánicamente un extremo proximal conectado a un motor (280) de actuador de uno de los motores primero y segundo, y teniendo el brazo (260) rotativo accionado mecánicamente un extremo distal conectado a un extremo proximal del varillaje (270), y estando un extremo distal del varillaje (270) conectado de manera pivotante al borde (100) de ataque fijo.

30

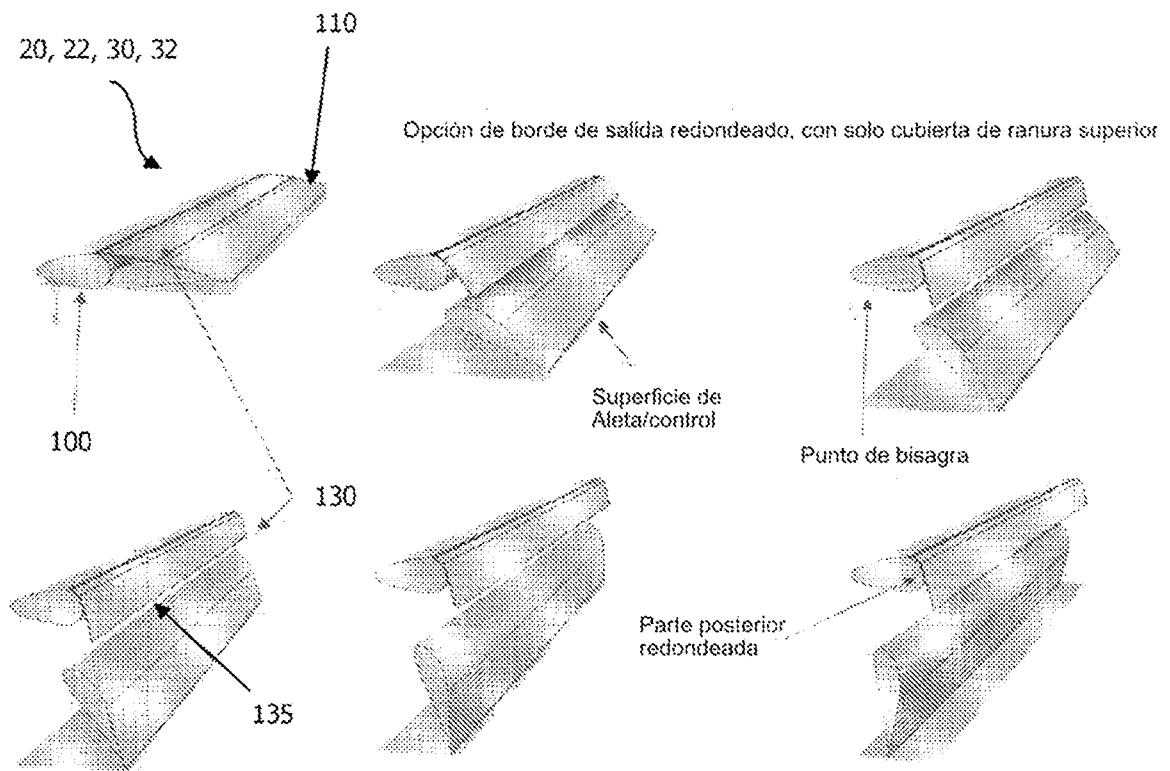


Fig. 1

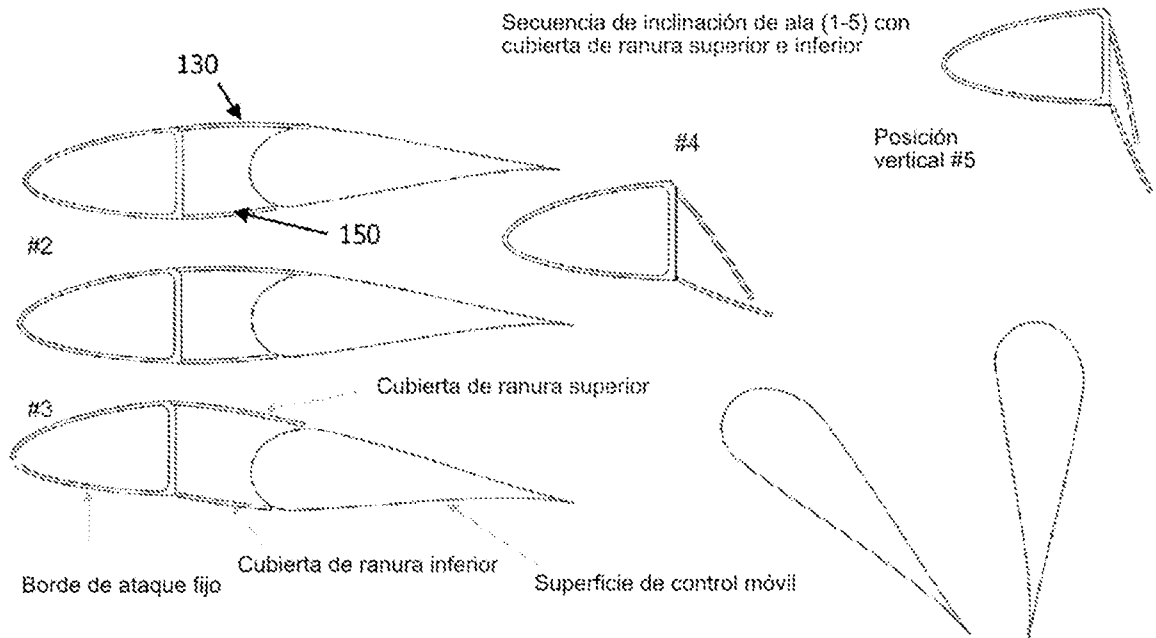


Fig. 2A

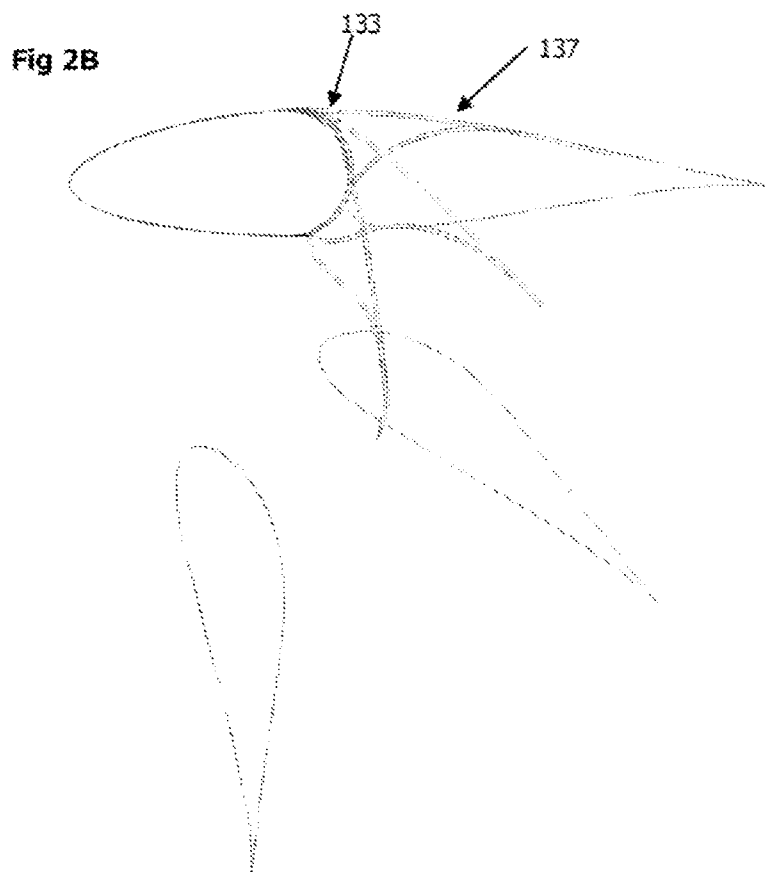
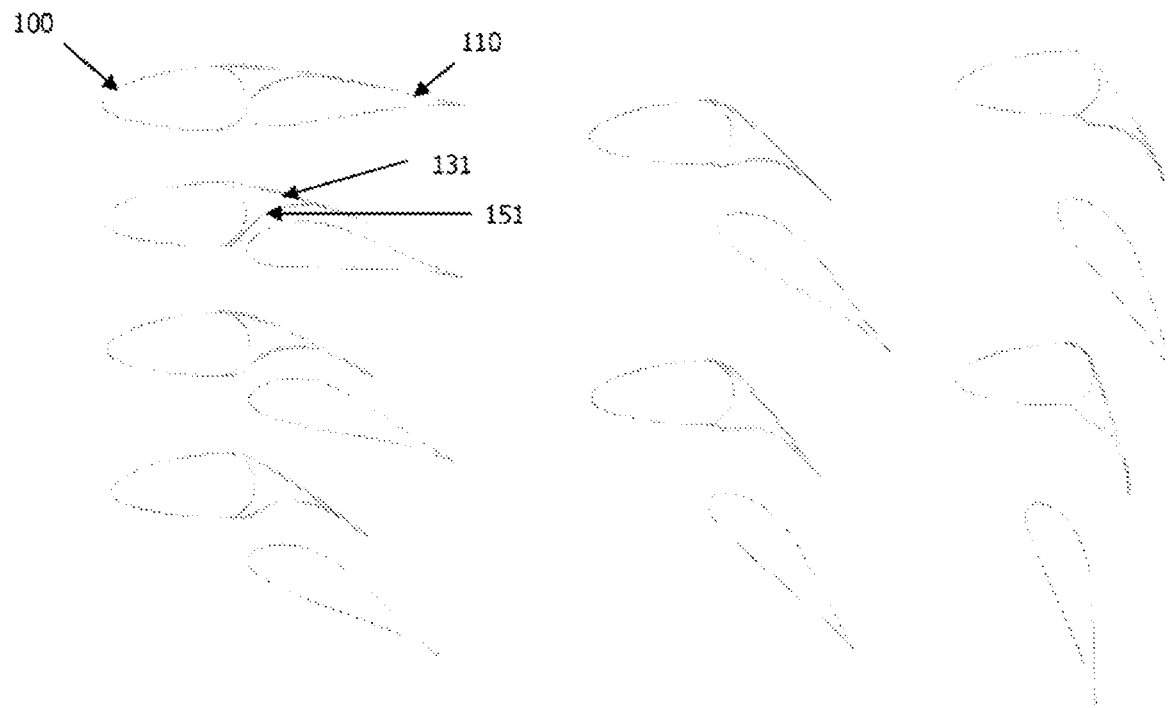


Fig 2C

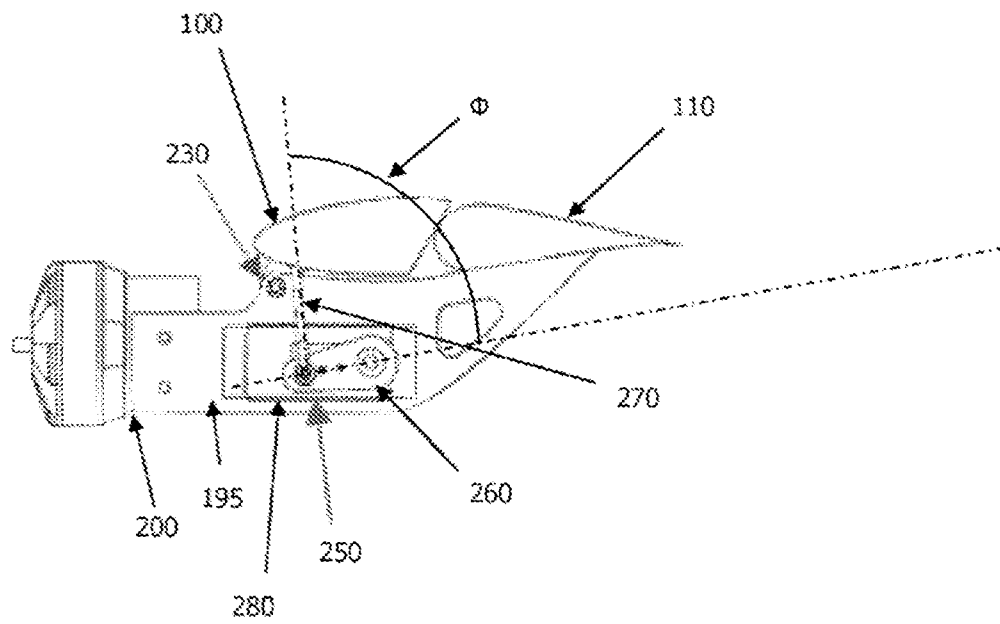


Fig. 3

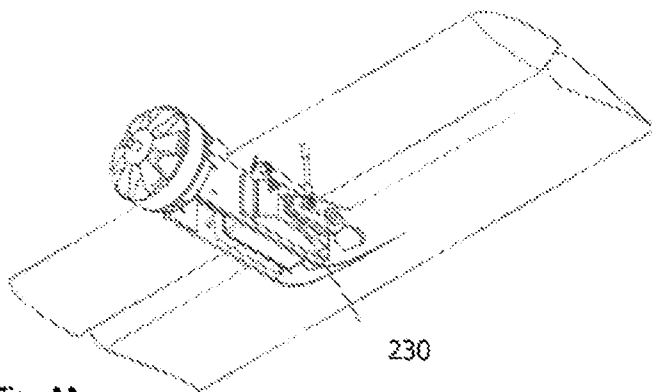


Fig. 4A

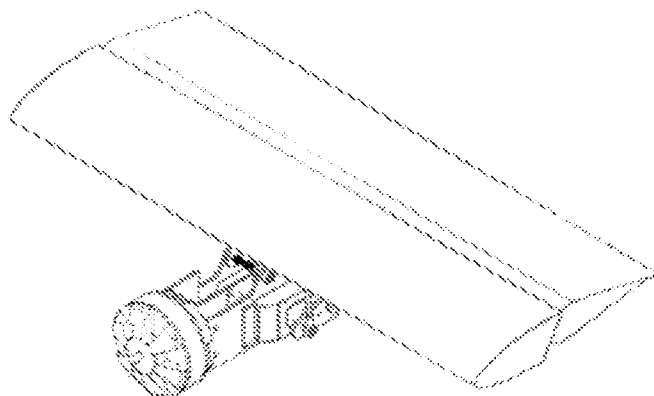
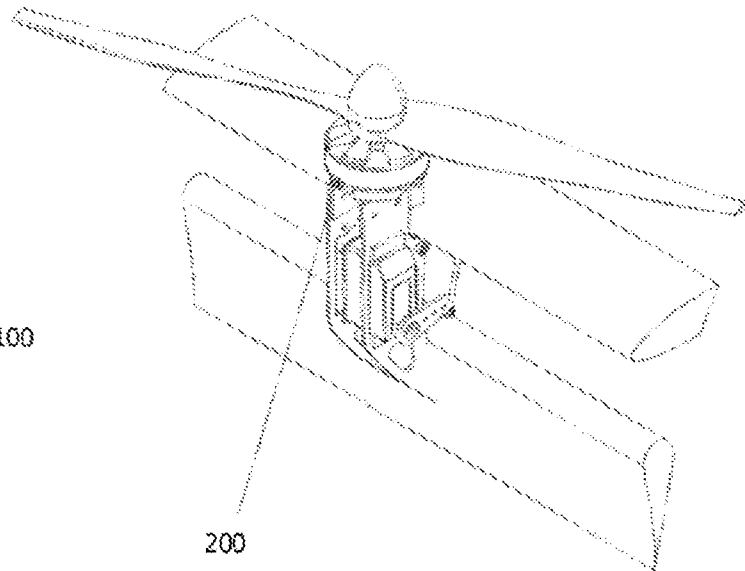
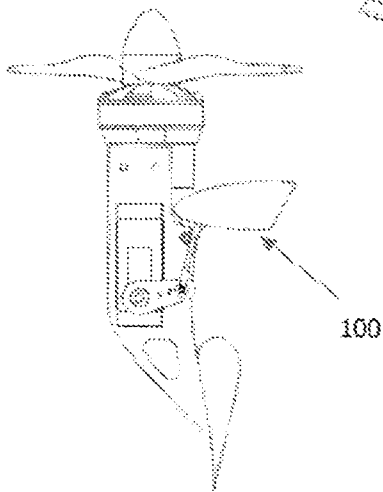
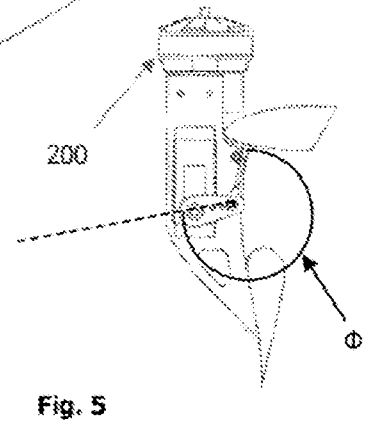
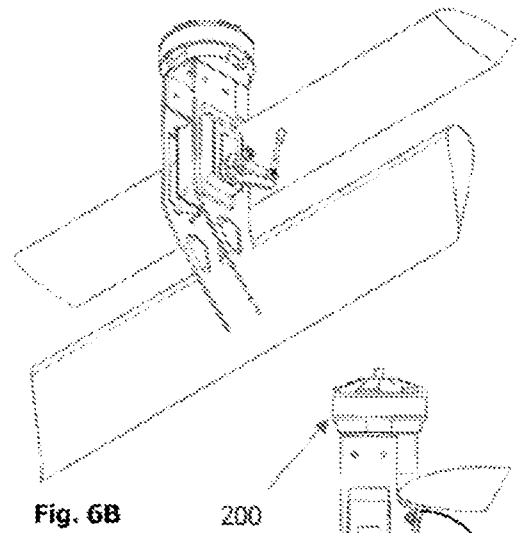
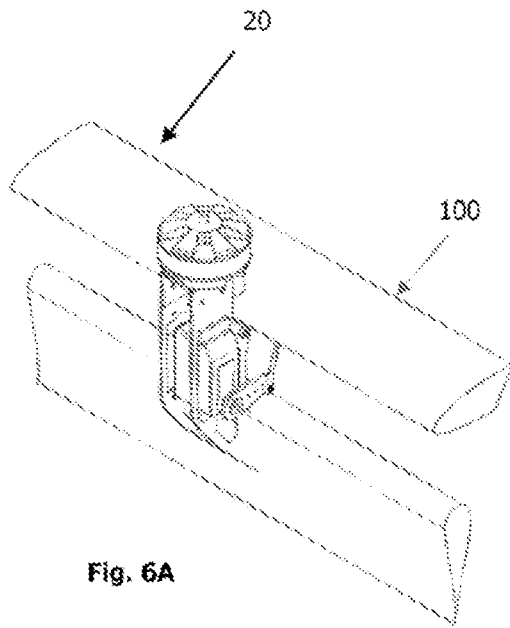


Fig. 4b



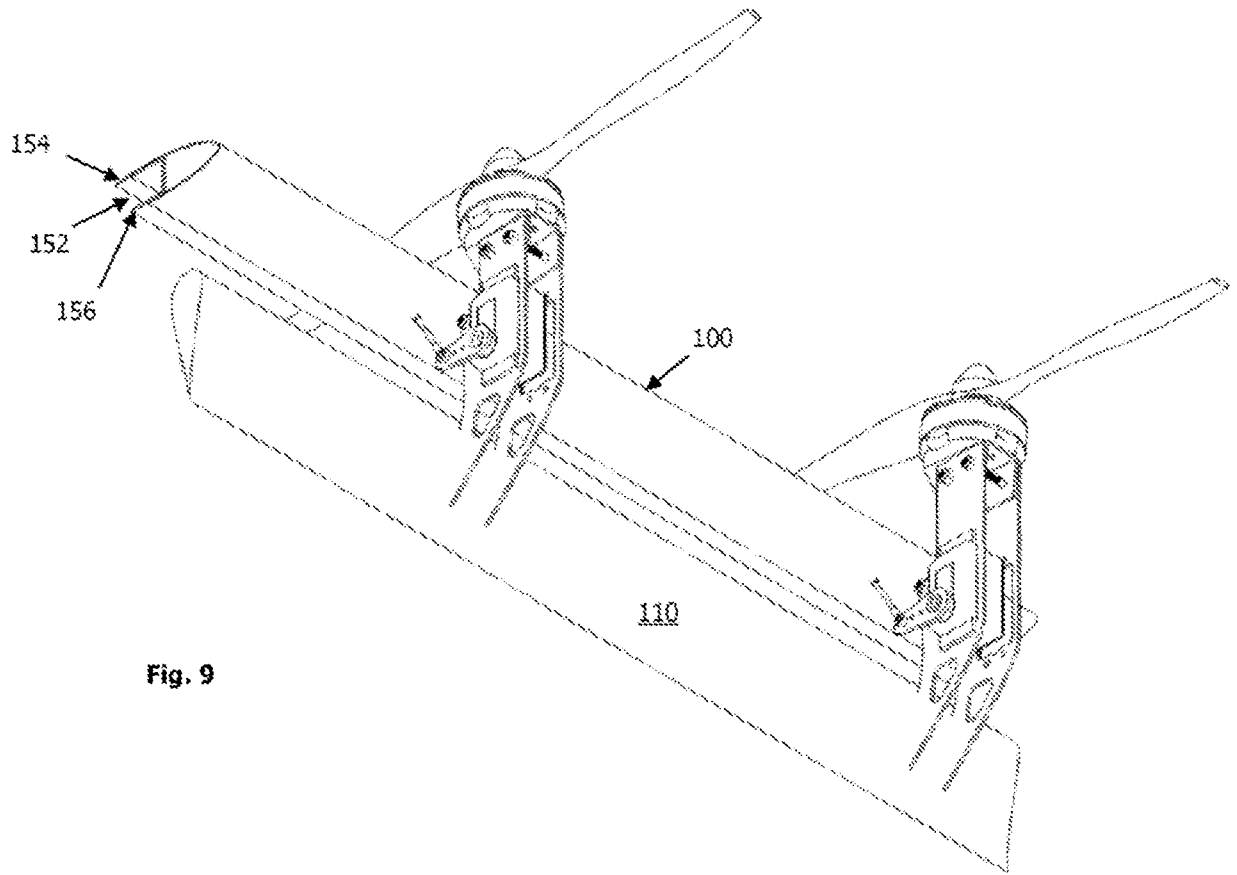


Fig. 9

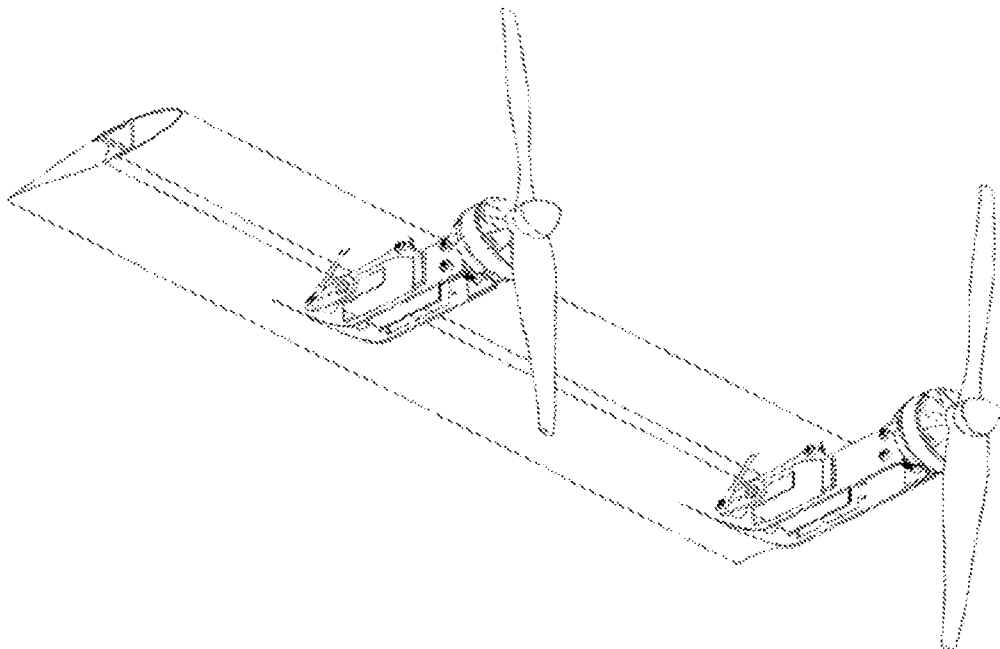


Fig. 10

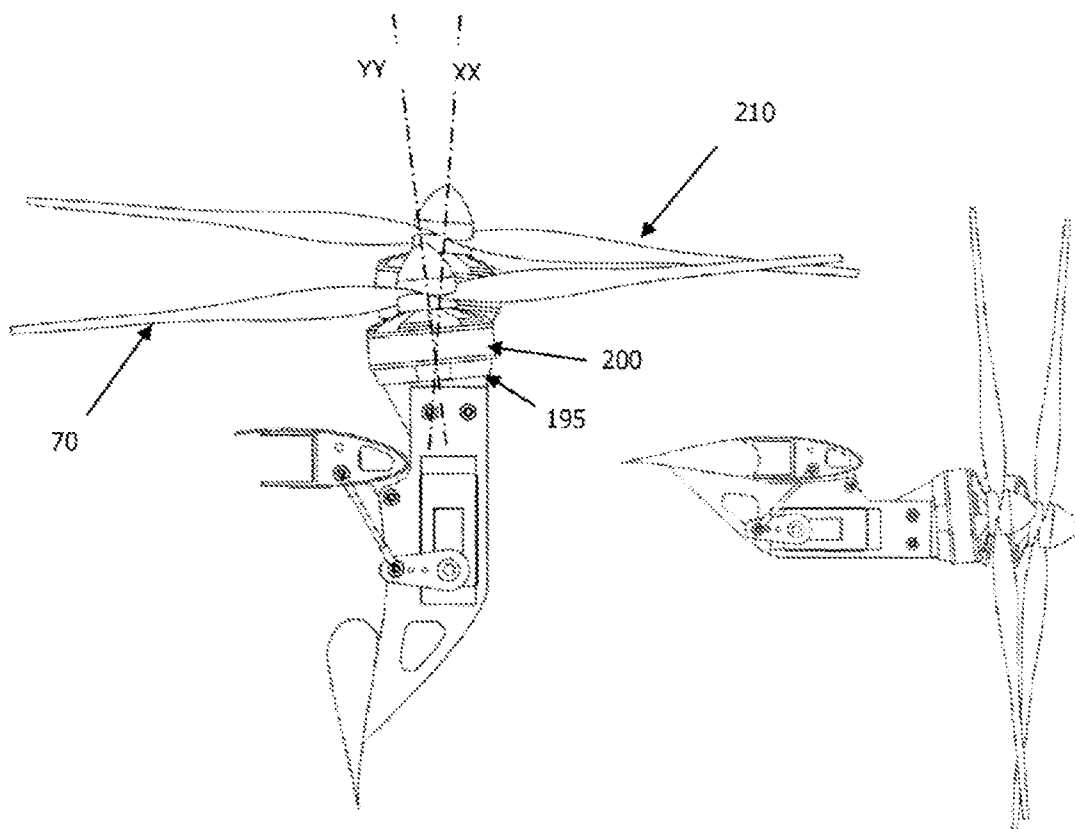


Fig. 11A

Fig. 11B

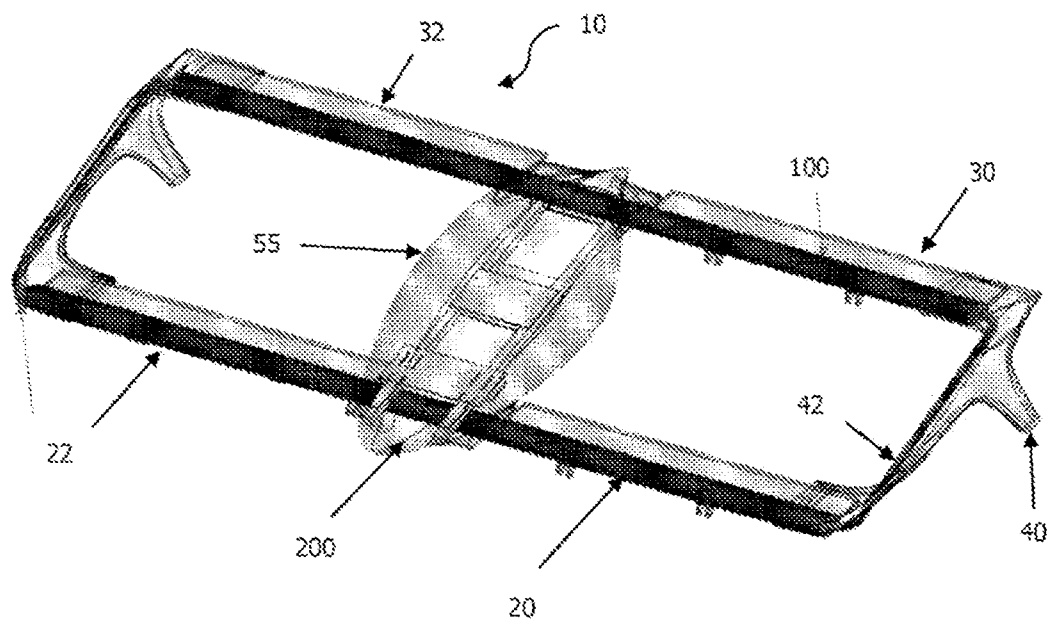


Fig 12

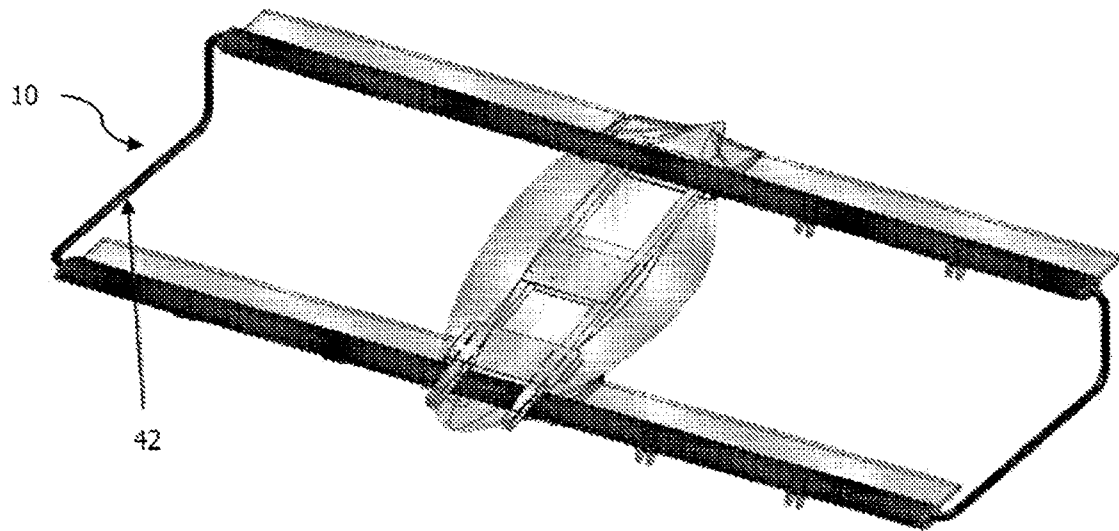


Fig. 13

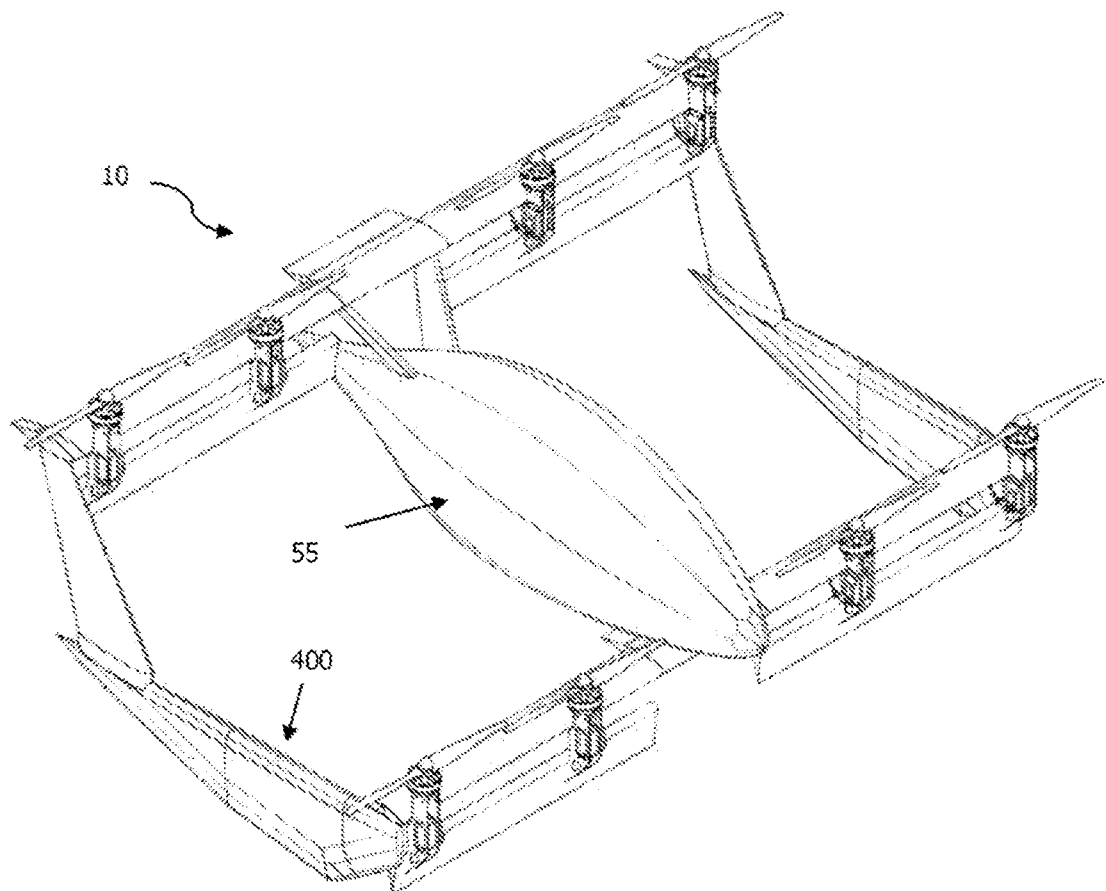


Fig. 14

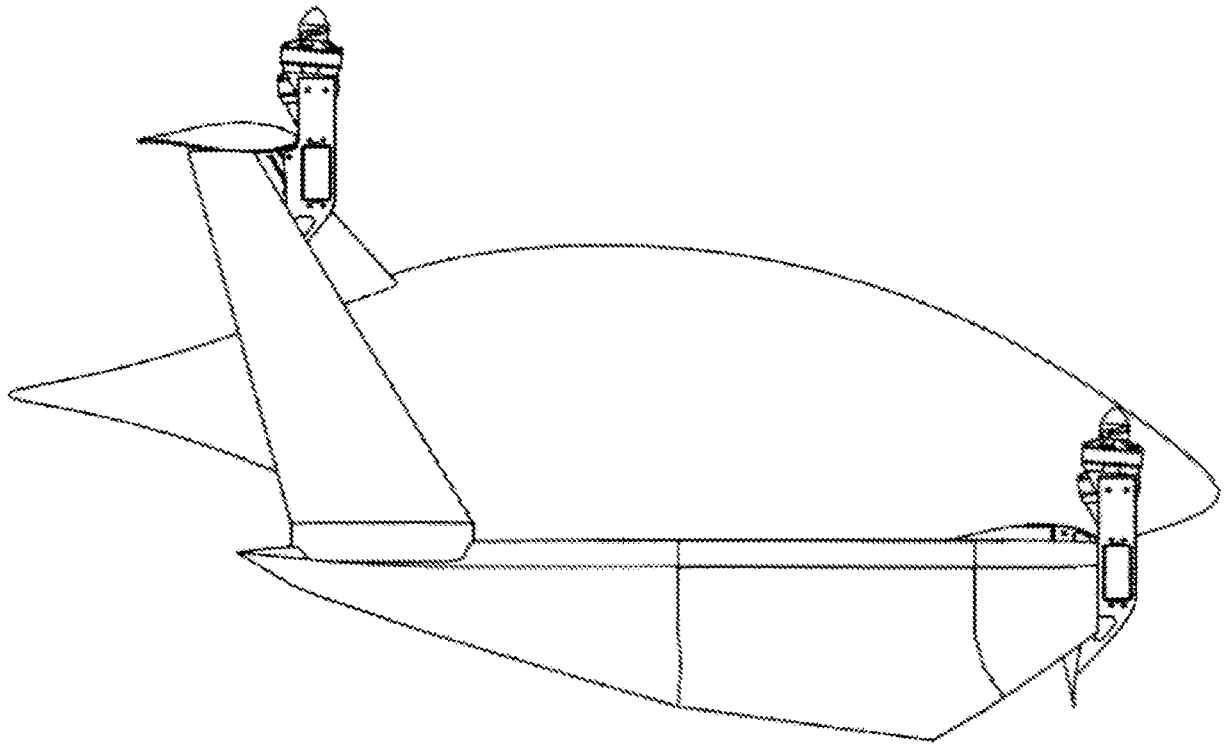


Fig. 15

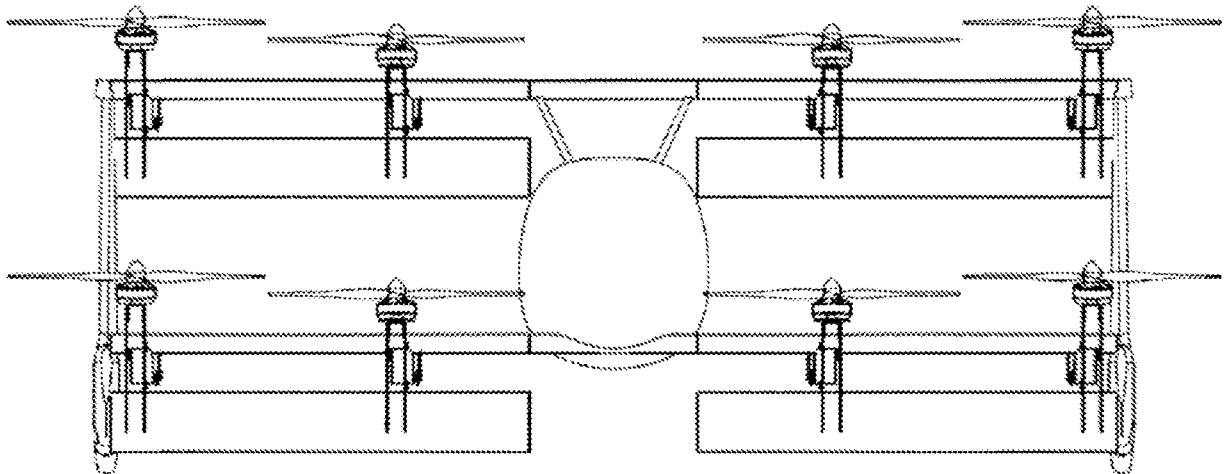


Fig. 16

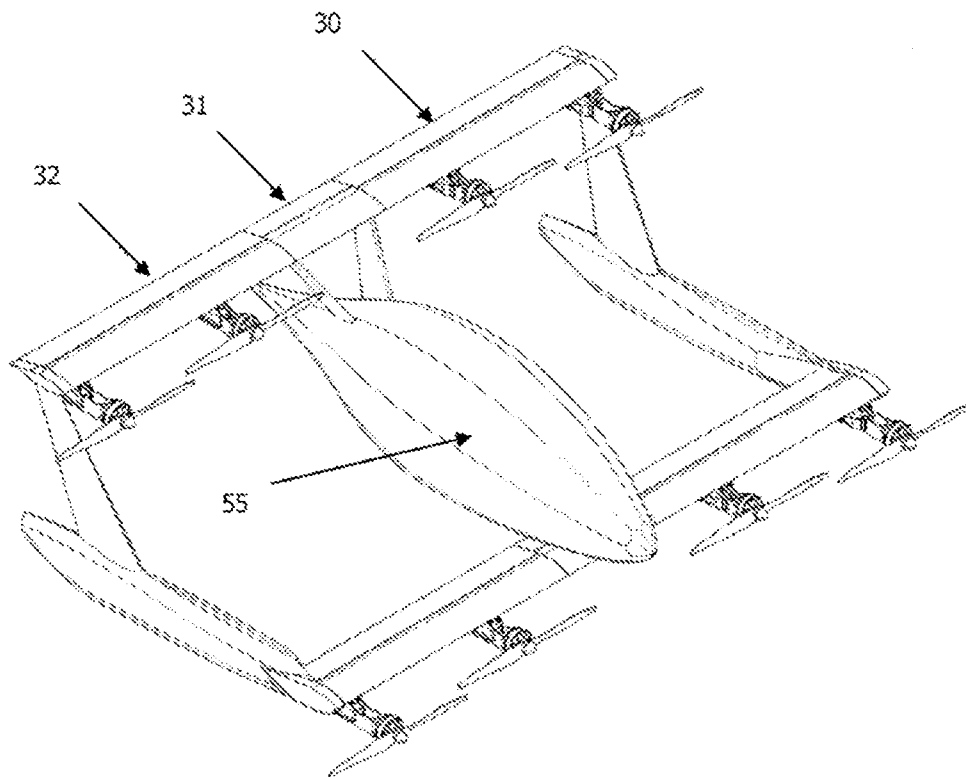


Fig. 17

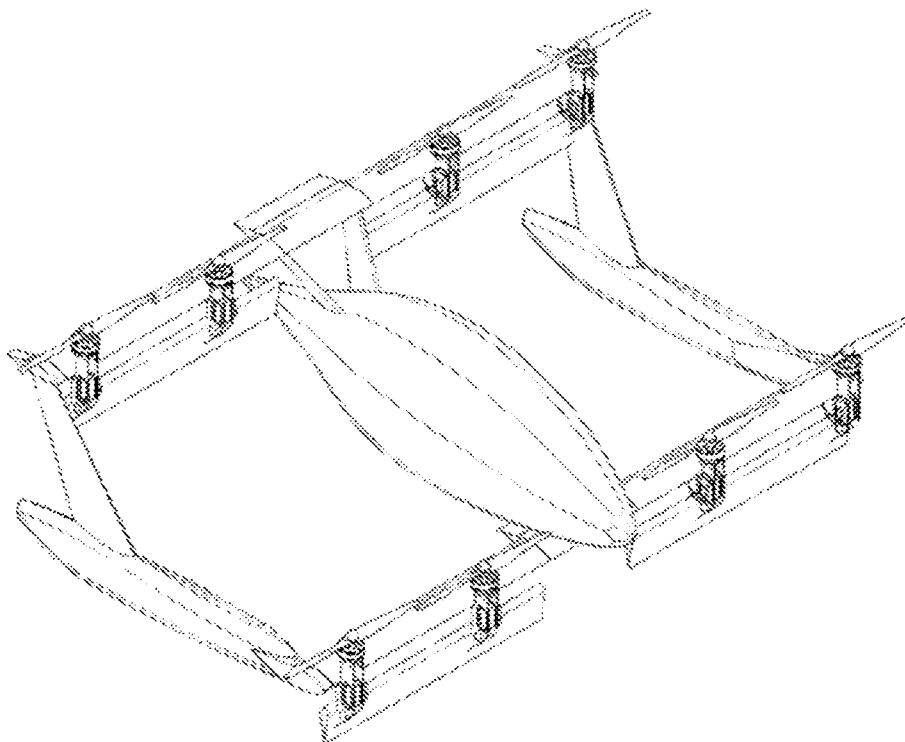


Fig. 18

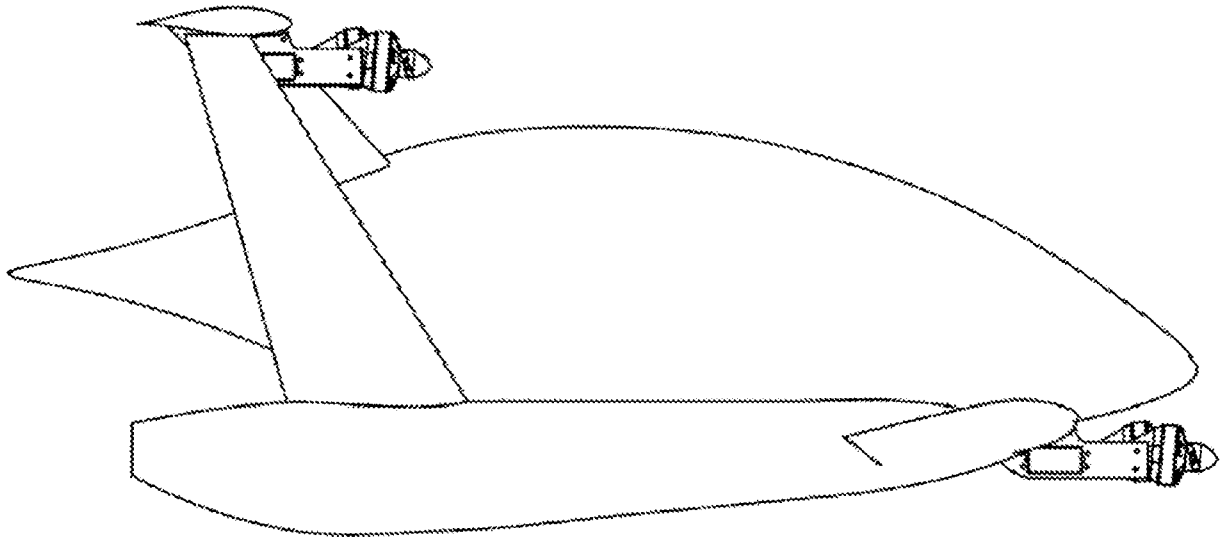


Fig. 19

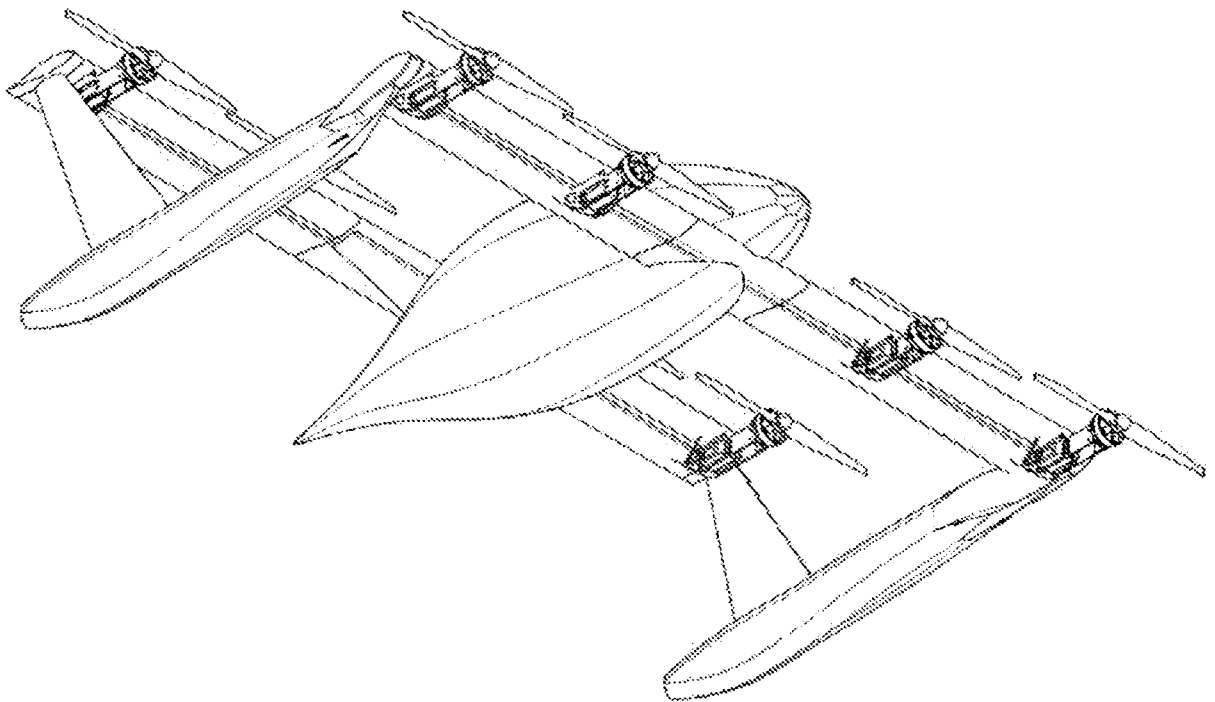


Fig. 20

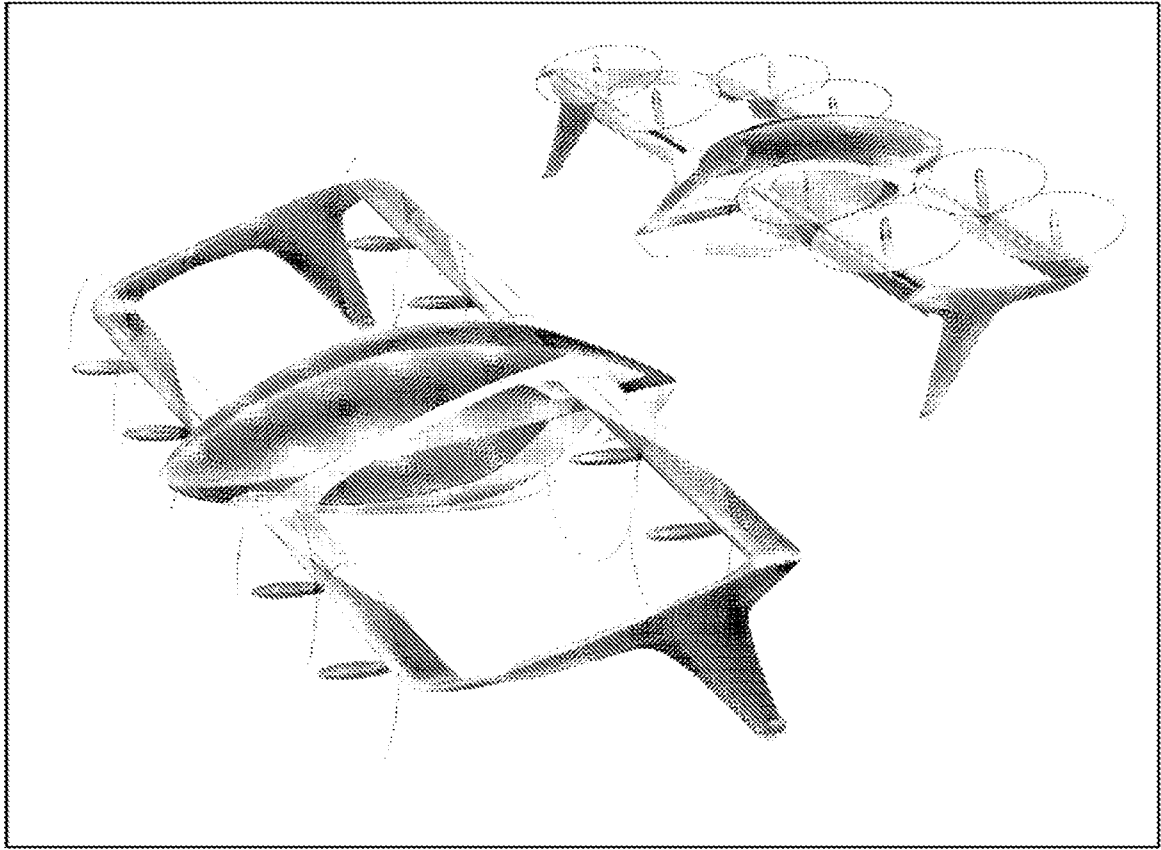


Fig. 21

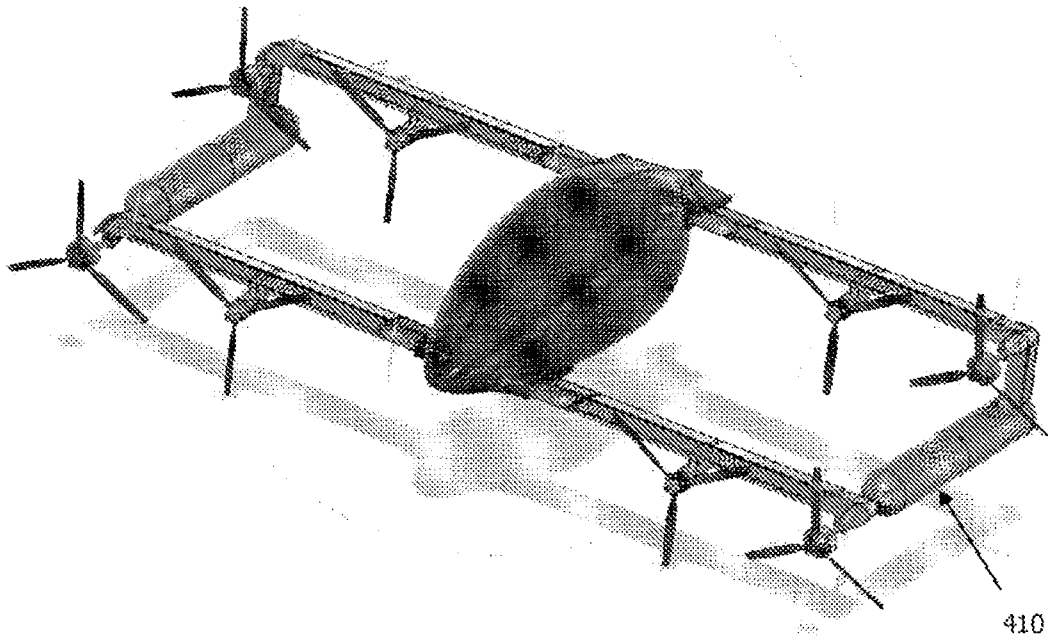


Fig. 22

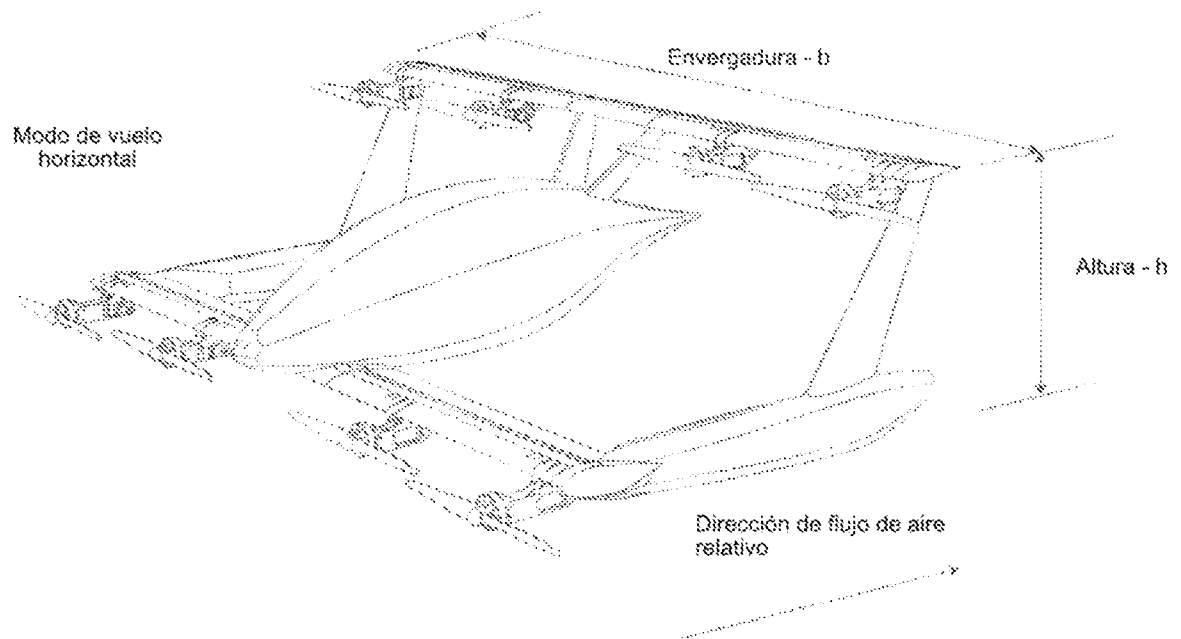


Fig 23

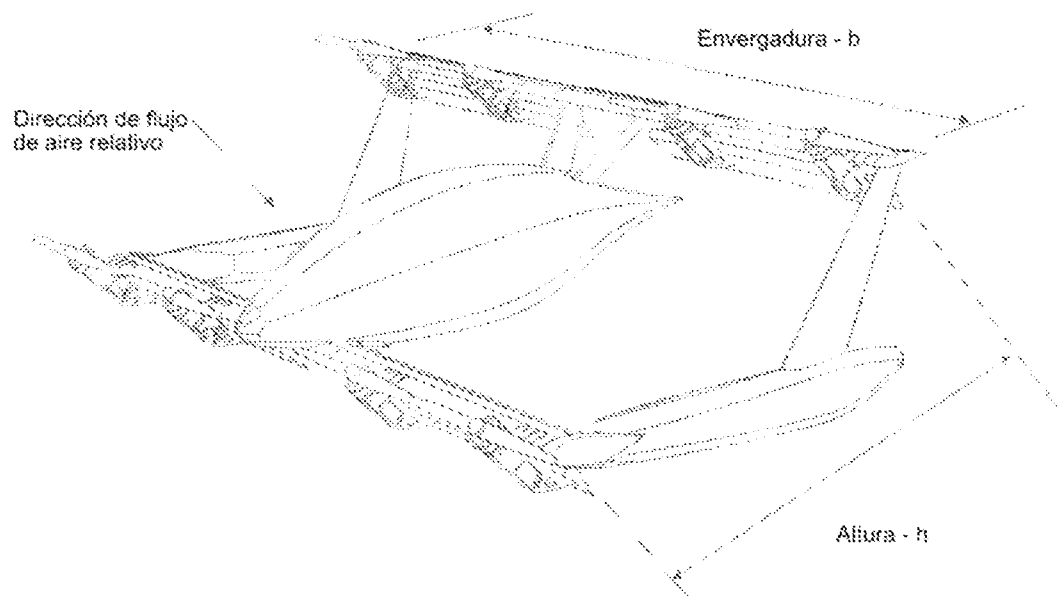


Fig 24

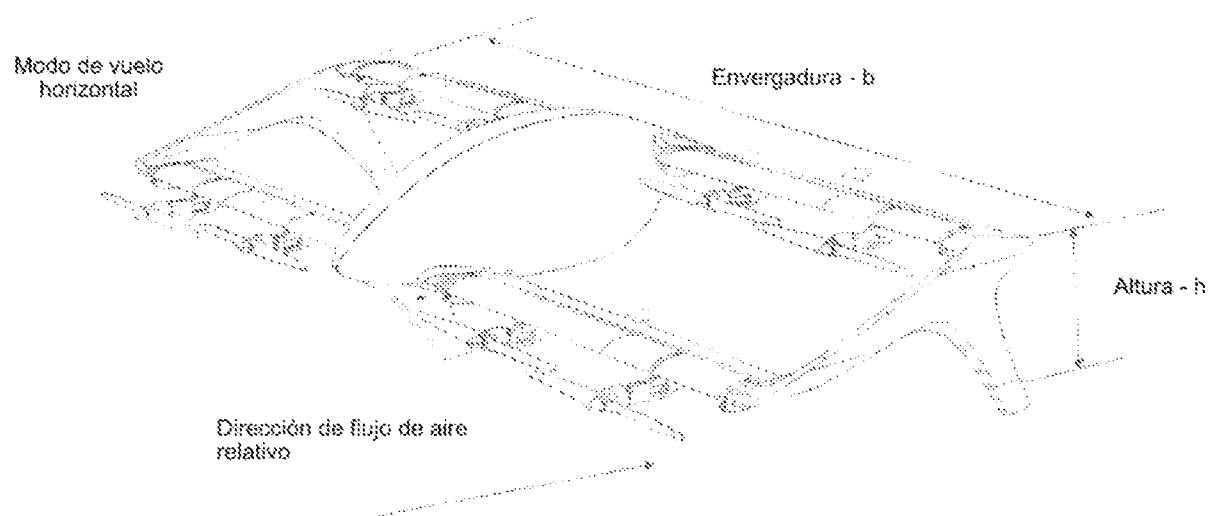


Fig 25

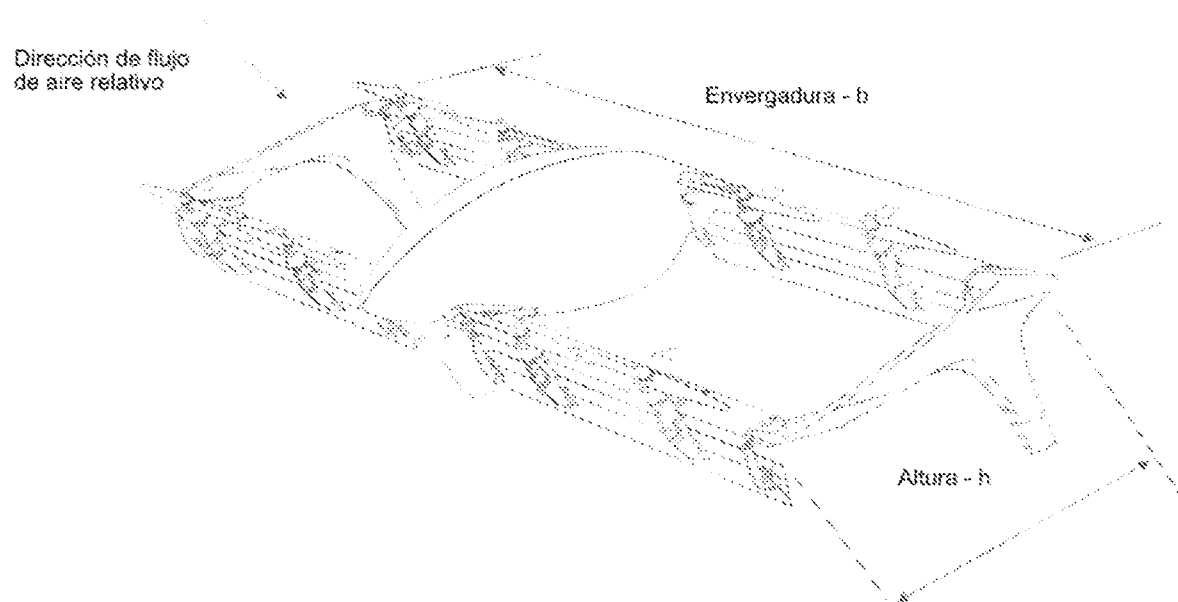


Fig 26

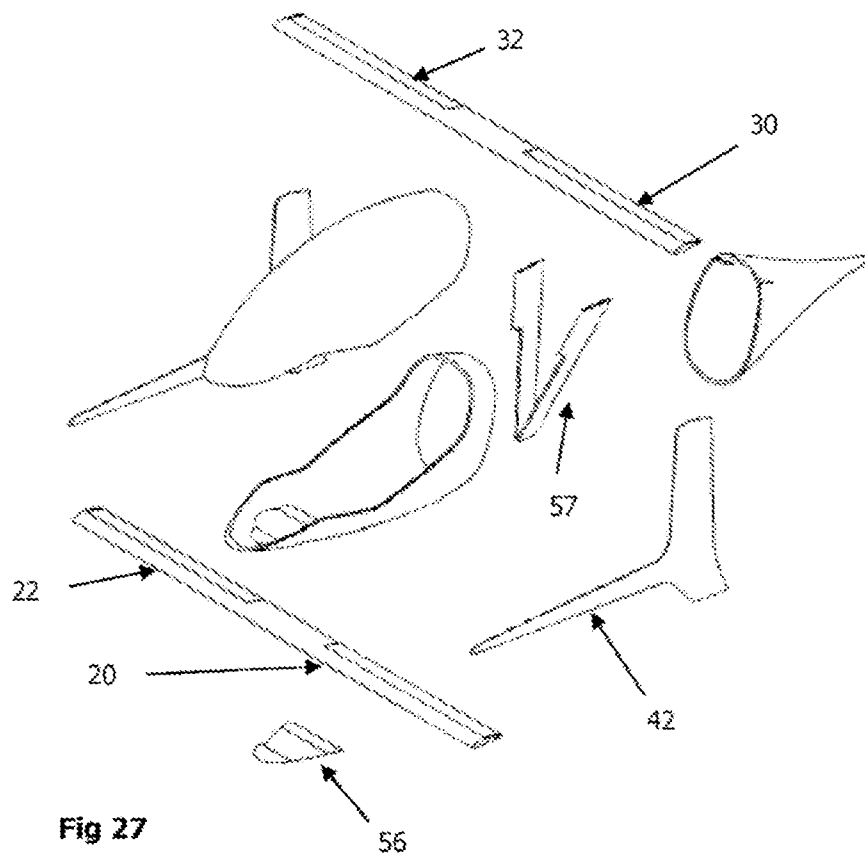


Fig 27

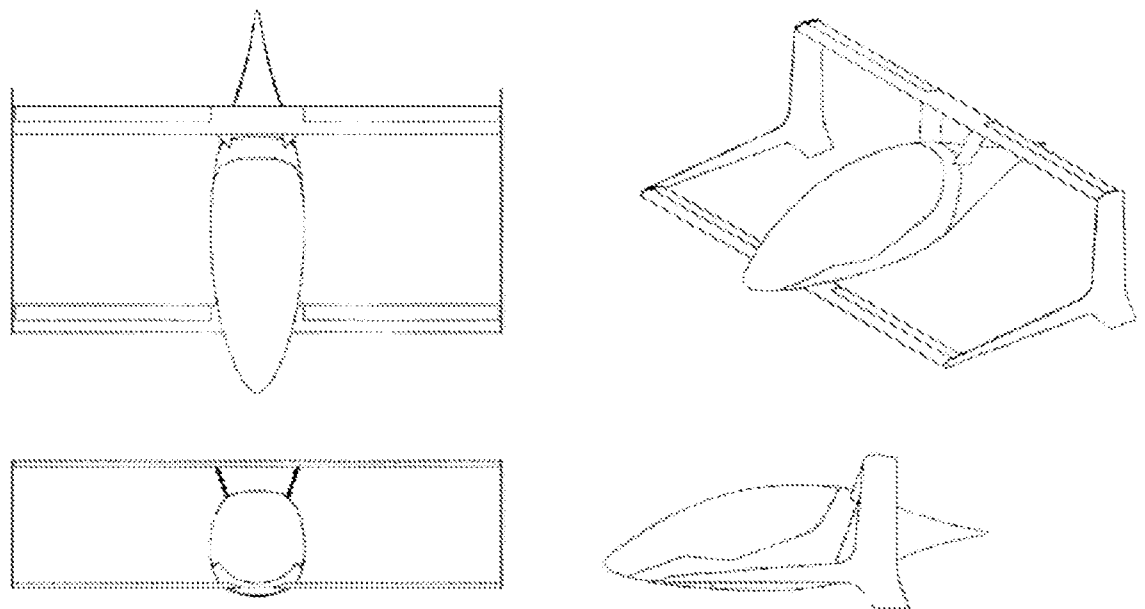


Fig 28

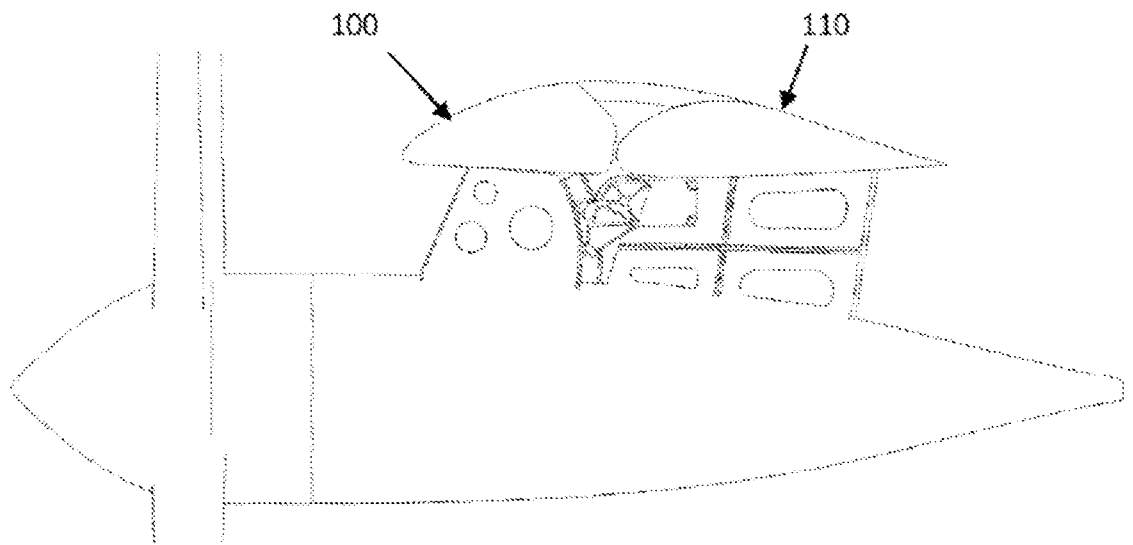


Fig. 29

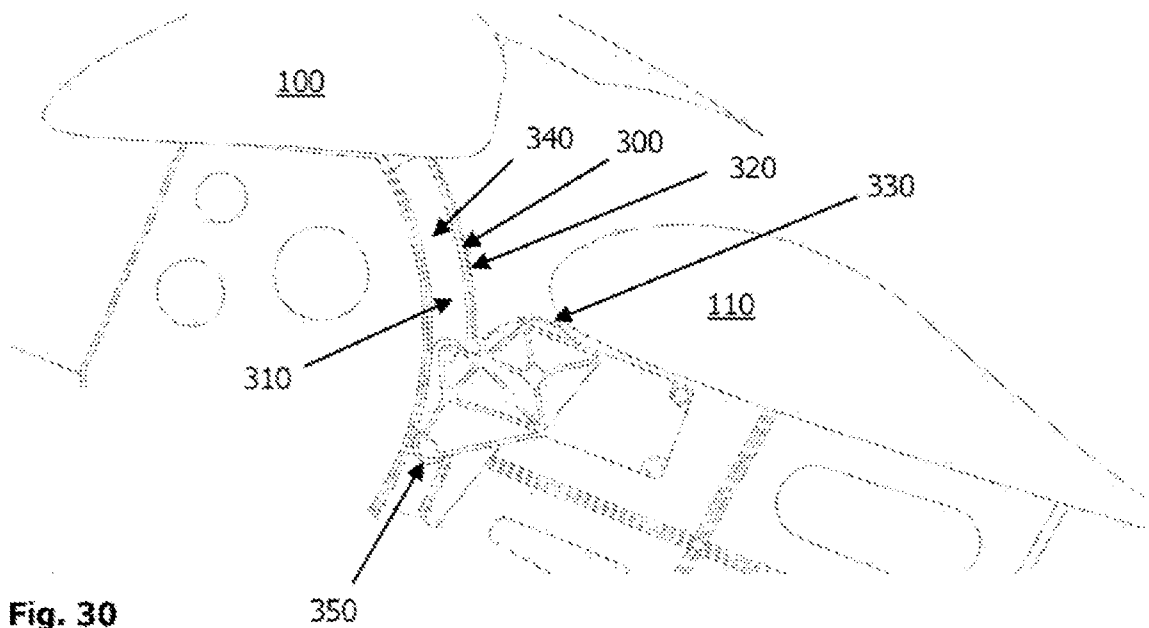


Fig. 30

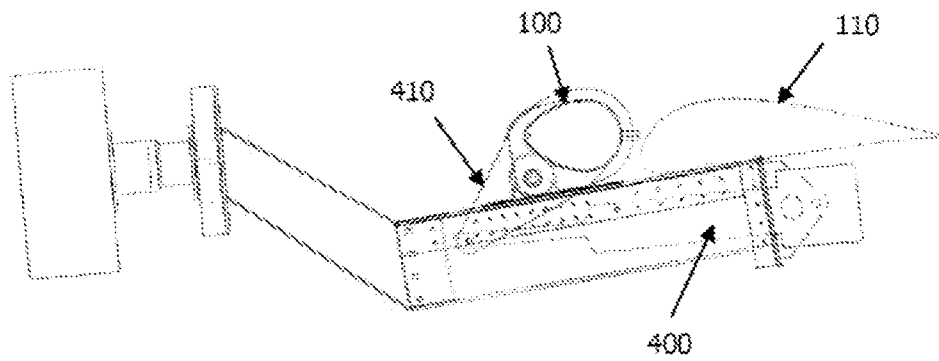


Fig. 31a

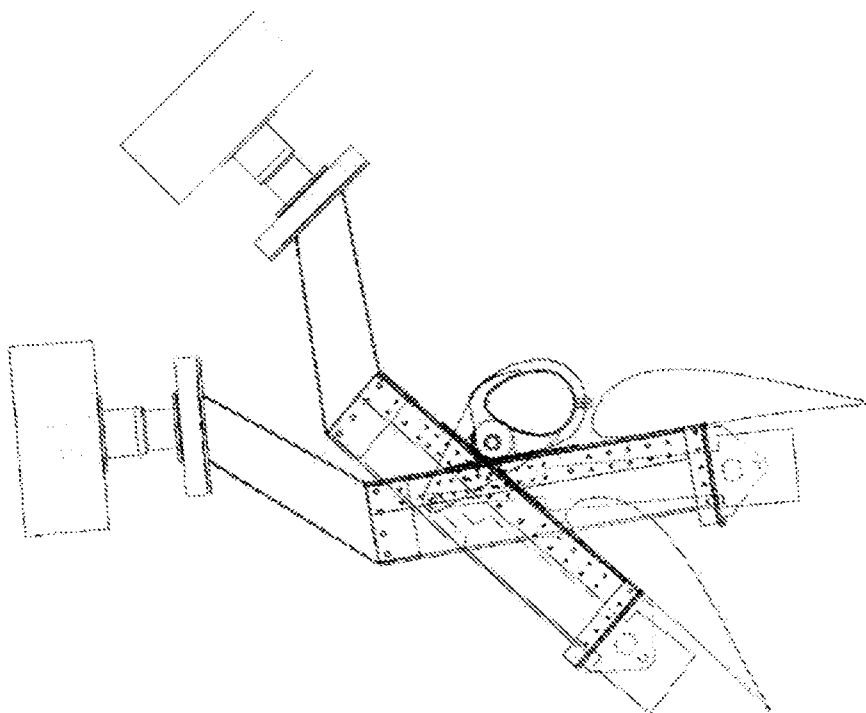


Fig. 31b

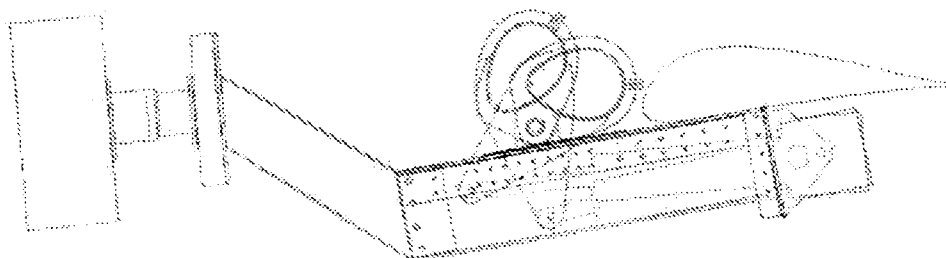


Fig. 31c

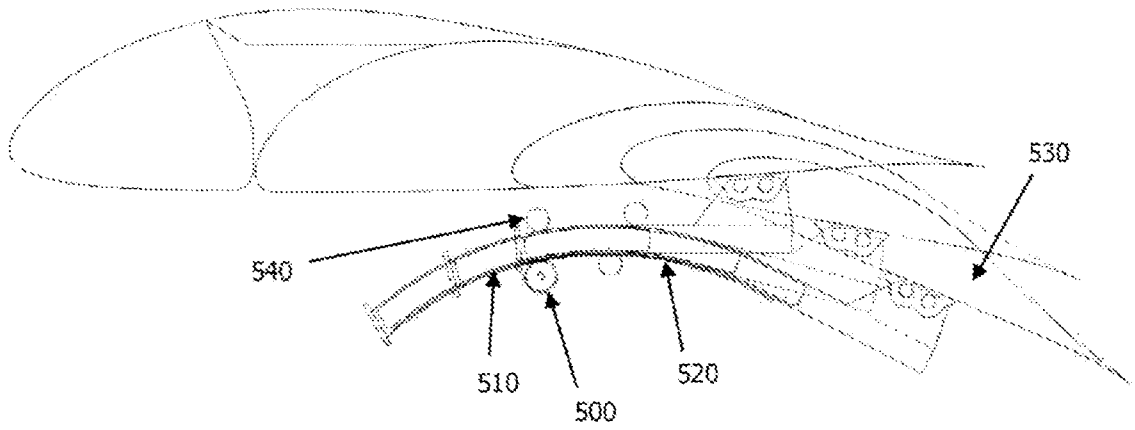


Fig. 32

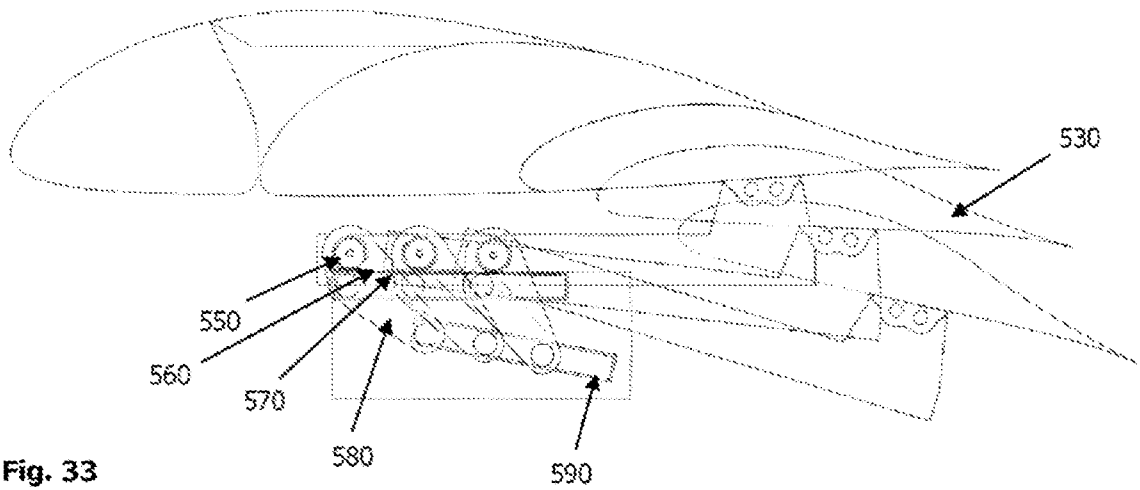


Fig. 33

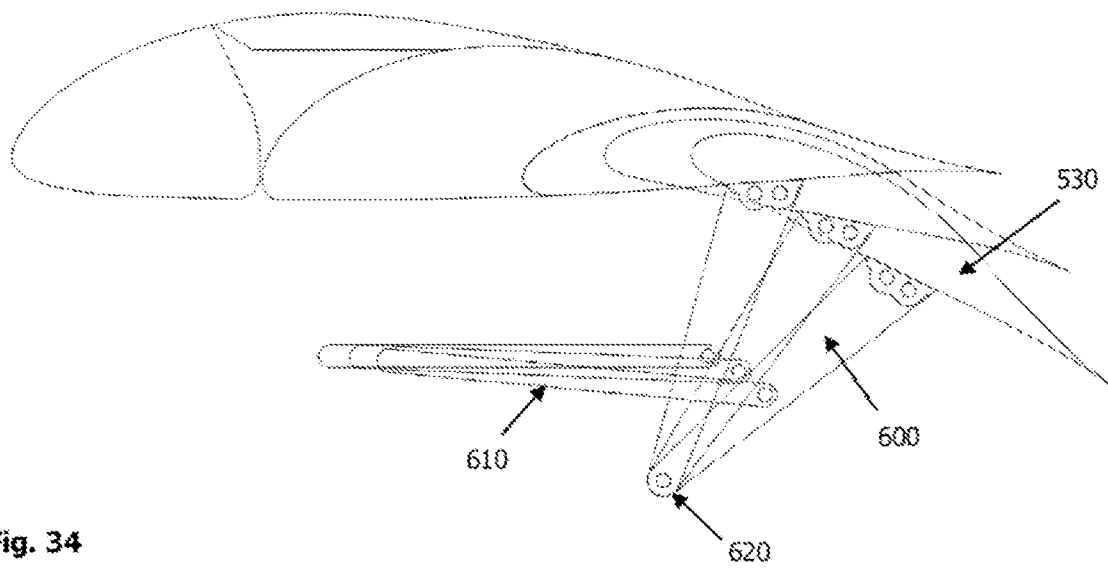


Fig. 34

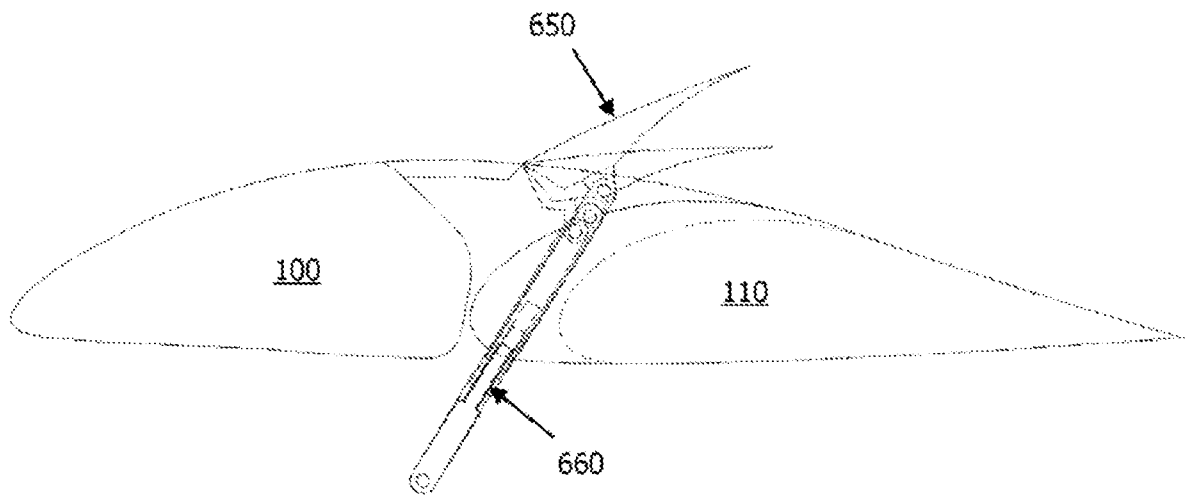


Fig. 35

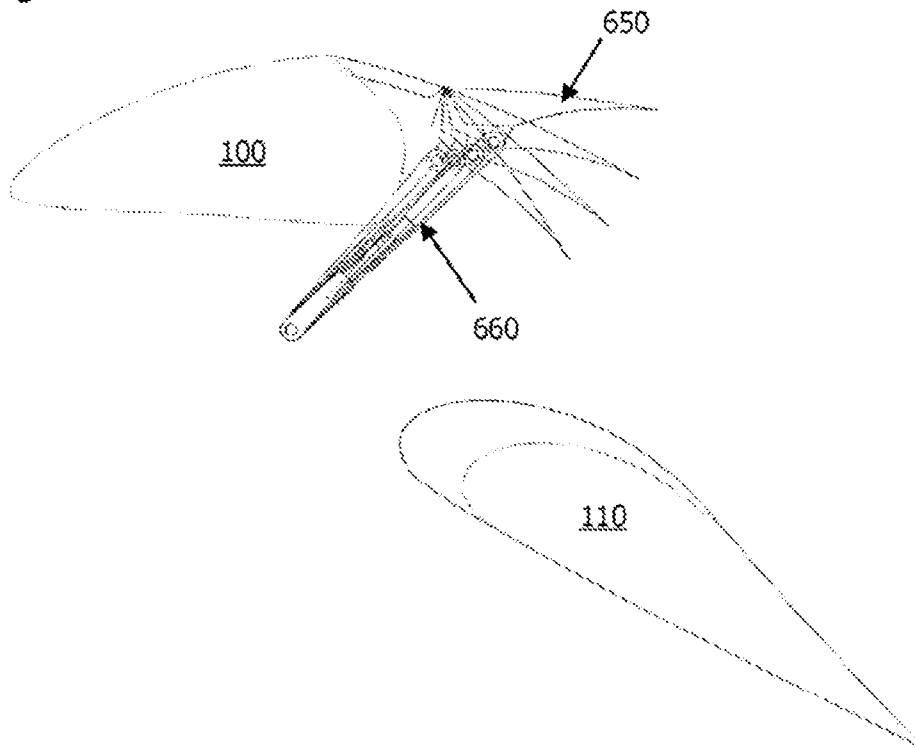


Fig. 36

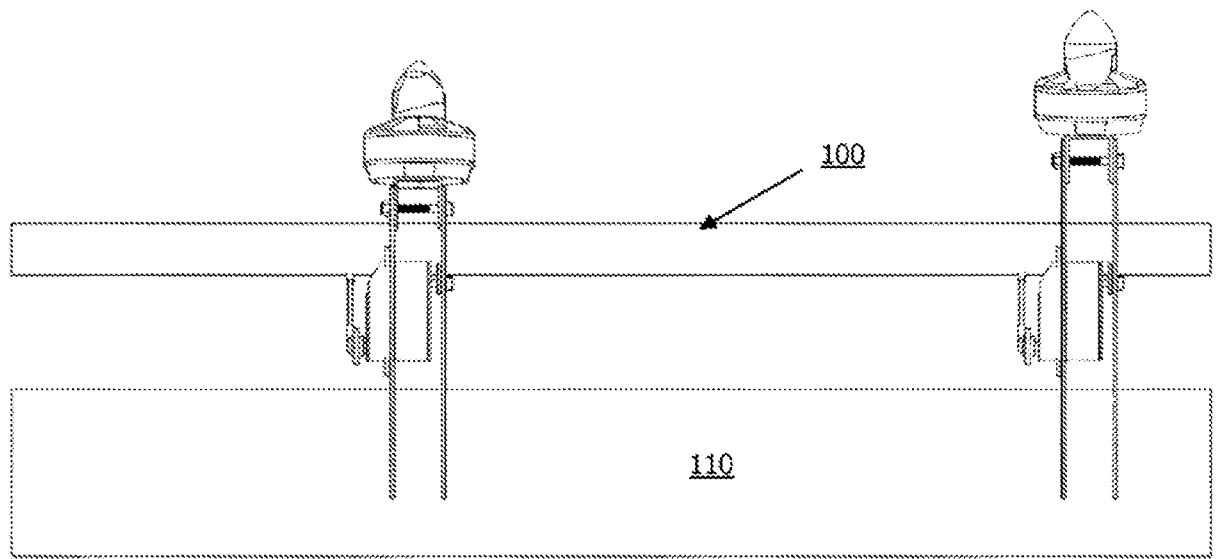


Fig. 37