

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 986 122**

51 Int. Cl.:

B64C 9/18	(2006.01)
B64C 29/00	(2006.01)
B64C 39/06	(2006.01)
B64D 27/24	(2014.01)
B64D 27/40	(2014.01)
B64C 15/00	(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **06.09.2018 PCT/AU2018/050962**
- 87 Fecha y número de publicación internacional: **28.03.2019 WO19056052**
- 96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **06.09.2018 E 18859571 (4)**
- 97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **26.06.2024 EP 3684688**

54 Título: **Sistema de accionamiento de basculación de ala para aeronaves eléctricas de despegue y aterrizaje vertical (VTOL)**

30 Prioridad:

22.09.2017 AU 2017903864
06.10.2017 AU 2017904036
06.04.2018 AU 2018901154

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
08.11.2024

73 Titular/es:

AMSL INNOVATIONS PTY LTD (100.0%)
42 Stafford Street
Stanmore, New South Wales 2048, AU

72 Inventor/es:

MOORE, ANDREW DUDLEY

74 Agente/Representante:

VALLEJO LÓPEZ, Juan Pedro

ES 2 986 122 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

Sistema de accionamiento de basculación de ala para aeronaves eléctricas de despegue y aterrizaje vertical (VTOL)

5 **Campo técnico**

La presente divulgación se refiere a un sistema de accionamiento de basculación de ala para aeronaves eléctricas de despegue y aterrizaje vertical (VTOL, por sus siglas en inglés). En particular, la presente invención se refiere a un sistema y un mecanismo de accionamiento de basculación de ala para aeronaves VTOL eléctricas que tienen aplicaciones de pasaje y/o militares.

Antecedentes de la invención

Las aeronaves VTOL son capaces de despegar y aterrizar de forma vertical o en algún ángulo cercano a la vertical. Este estilo de aeronave incluye helicópteros y ciertas aeronaves de ala fija, usadas a menudo para aplicaciones militares. Ventajosamente, las aeronaves VTOL permiten el despegue y el aterrizaje en espacios limitados, lo que niega la necesidad de una pista grande y permite el despegue y el aterrizaje en espacios pequeños, tales como cubiertas de barcos y plataformas de aterrizaje en edificios y otras estructuras.

Los helicópteros son un estilo de aeronave en el que tanto la sustentación como el empuje son proporcionados por rotores. Existen varios problemas asociados con los helicópteros que pueden ser problemáticos en algunas aplicaciones, tales como los altos niveles de salida de ruido. Una de tales desventajas asociadas con los helicópteros concierne al diseño del rotor, que es crítico para el vuelo. En general, no hay redundancia en el diseño, lo que significa que la operación del (o de cada) rotor es crítica. Esta falta de redundancia impone que se deben aplicar considerables factores de seguridad a todos los componentes del rotor y del tren de transmisión, lo que constituye una adición considerable al peso y al costo de fabricación de los helicópteros.

Las aeronaves eléctricas son de creciente interés por diversas razones comerciales y de seguridad. En años recientes ha habido una gran cantidad de desarrollo con respecto a las tecnologías de drones, que utilizan generalmente una pluralidad de rotores eléctricos espaciados alrededor de un diámetro de círculo primitivo. Los drones operan generalmente con cada uno de los rotores eléctricos en rotación alrededor de un eje que es, generalmente, vertical.

Si bien los drones se están volviendo comercialmente viables para la entrega de pequeñas cargas útiles, generalmente están limitados a velocidades de vuelo relativamente bajas, a causa del eje vertical de rotación de los rotores. Además, tienden a tener rangos de recorrido considerablemente bajos por carga de batería.

Las aeronaves de ala basculante están disponibles y generalmente operan según el principio de un eje de hélice vertical para despegue y aterrizaje, y las alas están configuradas para bascular entre una configuración en la que las hélices tienen ejes verticales para despegue y aterrizaje y una configuración en la que las hélices tienen ejes horizontales para el vuelo hacia adelante.

La disposición de ala basculante señalada anteriormente proporciona la ventaja del despegue y aterrizaje en áreas con limitado espacio libre disponible, tales como portaaviones y plataformas de aterrizaje. Además, las aeronaves de ala basculante pueden proporcionar una velocidad de vuelo comparable con los aviones de ala fija impulsados por hélices convencionales.

Las aeronaves de ala basculante generalmente tienen motores eléctricos o motores con turbina de gas que accionan hélices o ventiladores entubados montados directamente en el ala. El ala rota como un todo entre la vertical y la horizontal para hacer bascular el vector de empuje de la vertical a la horizontal y de regreso.

A modo de definición, la "línea de empuje", también denominada "vector de empuje", es la fuerza de empuje de la hélice y coincide aproximadamente con el eje de rotación de la hélice. La "línea de bisagra" es el eje de rotación de la bisagra.

Existen varias desventajas inherentes a las aeronaves existentes de ala basculante. Una desventaja concierne a los accionadores y cojinetes u otros mecanismos de este tipo necesarios para controlar el ángulo de inclinación del ala entre la configuración de despegue/aterrizaje y la configuración de vuelo hacia adelante. Los accionadores también pueden servir para bloquear el ala en la inclinación deseada durante el vuelo hacia adelante. Sin embargo, en la práctica, los accionadores y cojinetes añaden un peso significativo a la aeronave. Esto da como resultado una reducción de la cantidad de carga útil, tal como personal o cargamento, que se puede transportar. Además, debido a la naturaleza crítica del sistema de accionamiento de basculación de ala y los cojinetes, ese conjunto se debe diseñar con un grado de redundancia suficiente para reducir el riesgo de fallo catastrófico.

Actualmente, Lilium Aviation está diseñando y probando un jet VTOL eléctrico, bajo la marca Lilium Jet™. Ese prototipo está destinado a ser una aeronave de cercanías ligera para dos pasajeros, teniendo dos alas y alrededor

de 36 motores eléctricos.

Una desventaja de la aeronave de tipo Lilium Jet™ concierne a los motores eléctricos, que son motores de tipo ventilador encerrado. Esta disposición es de alto consumo energético, lo que da como resultado un rango de vuelo posible reducido para un tamaño de batería dado.

Además, los ventiladores encerrados solo se pueden operar para despegar y aterrizar en superficies rígidas, tales como plataformas de aterrizaje y pistas designadas. Esto limita la facilidad de uso de la aeronave e impide su operación durante el despegue y el aterrizaje en superficies no rígidas, tales como parques, campos y jardines. Para aplicaciones militares, esto es indeseable y no es satisfactorio para aterrizajes improvisados en ubicaciones remotas.

Otro concepto de avión VTOL es el S2 eléctrico™ por Joby Aviation. Este diseño tiene alas fijas con una pluralidad de motores eléctricos, preferiblemente cuatro, montados en cada ala. Cuatro motores adicionales están montados en el estabilizador trasero o cola. Una desventaja de este concepto de aeronave es que cada motor eléctrico se acciona de manera independiente, lo que requiere un accionador separado para cada motor. Como se ha señalado anteriormente, esto requiere un peso adicional significativo para el sistema de accionamiento de motor.

Otro concepto de aeronave VTOL es el sistema de rotor basculante ElectronFlight™. Este sistema tiene dos alas fijas con motores de eje vertical montados de forma permanente tanto en los lados anteriores como posteriores de cada ala. Además, una porción externa de cada ala tiene un panel pivotante en el que están montados dos rotores. Los rotores son accionados por empuje diferencial, lo que anula la necesidad de un sistema de accionamiento especializado.

En el documento US 2016/0288903 se divulgan dispositivos de vectorización de empuje accionados aerodinámicamente.

En el documento US 2016/0311522 se divulga un perfil aerodinámico para una aeronave y una aeronave.

En el documento US 2011/0042509 se divulga una aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical y un paradigma de control de vuelo que usa diferenciales de empuje.

En el documento WO 2017/096478 se divulga un helicóptero multirrotor híbrido y un vehículo aéreo de ala fija.

Objeto de la invención

Es un objeto de la presente invención superar sustancialmente o al menos mejorar una o más de las desventajas mencionadas anteriormente, 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) como se expone en la reivindicación 1.

Una línea de empuje del primer motor eléctrico y rotor está, en una primera alternativa, inclinada en ángulo con respecto a una línea de empuje del segundo motor eléctrico y rotor.

El primer motor eléctrico y rotor están, en una segunda alternativa, ubicados por encima de la superficie de control, y el segundo motor eléctrico y rotor están ubicados por debajo de la superficie de control, de forma tal que una línea de empuje del primer motor eléctrico y rotor es generalmente paralela a, e inclinada, con respecto a una línea de empuje del segundo motor eléctrico y rotor.

El primer motor eléctrico es operado preferiblemente por el sistema de control a una velocidad rotacional más alta que el segundo motor eléctrico en respuesta a un comando para mover la superficie de control entre la primera posición y la segunda posición, en donde además el primer motor eléctrico es operado por el sistema de control a una velocidad rotacional más baja que el segundo motor eléctrico en respuesta a un comando para mover la superficie de control entre la segunda posición y la primera posición.

En una realización, cada ala tiene al menos dos motores eléctricos, cada uno teniendo rotores, estando dispuestos los motores eléctricos y los rotores en parejas que tienen líneas de empuje que cancelan cualquier momento de giro cuando la pareja de motores eléctricos y rotores giran a velocidades de rotación generalmente iguales.

En una realización, cada ala tiene dos rotores, con accionadores más pequeños para proporcionar redundancia.

En un modo de vuelo estacionario, el sistema de control está configurado preferiblemente para hacer rotar cada motor y rotor a una velocidad adecuada para generar una fuerza de empuje combinada de todos los motores y

rotores eléctricos igual a una masa total de la aeronave y carga útil multiplicada por la aceleración gravitacional.

5 La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) incluye además preferiblemente un, freno un accionador pequeño o un dispositivo de sujeción para mantener la superficie de control en las posiciones primera y segunda deseadas.

El sistema de control opera preferiblemente el freno, el accionador pequeño o el dispositivo de sujeción.

10 La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) comprende además preferiblemente una primera y una segunda ala trasera, montadas en lados opuestos del fuselaje, en donde una porción distal de cada ala delantera, más alejada del fuselaje, está conectada a una porción distal del ala trasera adyacente con un miembro de conexión, que define una estructura de ala en forma de caja.

15 Preferiblemente, el primer motor eléctrico y rotor y el segundo motor eléctrico y rotor tienen cada uno una hélice de paso variable, y la aeronave comprende además un sistema de control para controlar la velocidad rotacional y/o el paso de pala de cada hélice de paso variable; en donde el sistema de control está configurado para cambiar el paso de la primera hélice con respecto a la segunda hélice para generar un momento de giro para hacer pivotar la superficie de control alrededor del eje de pivote.

20 Los motores eléctricos son preferiblemente motores de corriente continua sin escobillas que cambian de velocidad en respuesta a la frecuencia de conmutación cambiante de los controladores de velocidad electrónicos del sistema de control.

25 **Breve descripción de los dibujos**

A continuación, se describirá una realización preferida de la invención, a modo de ejemplo específico, con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

30 La figura 1 es un diagrama esquemático en el que se representa la aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de la presente invención en una configuración de despegue y aterrizaje;

la figura 2 es un diagrama esquemático en el que se representa la aeronave VTOL de la figura 1 en una segunda configuración de vuelo hacia delante;

35 la figura 3 es un esquema en el que se muestra una disposición de montaje para montar un motor eléctrico en un ala de la aeronave de las figuras 1 y 2 en una posición de rotor vertical (de despegue y aterrizaje);

40 la figura 4 es una vista esquemática adicional de la disposición de la figura 3, con el rotor en una posición parcialmente inclinada;

la figura 5 es una vista esquemática adicional de la disposición de la figura 3, con el rotor en una posición inclinada adicional;

45 la figura 6 es una vista esquemática adicional de la disposición de la figura 3, con el rotor en posición horizontal (de vuelo hacia delante);

la figura 7 es una vista en perspectiva en la que se representa una realización adicional de la aeronave VTOL;

50 la figura 8 es una vista lateral de la disposición del ala de la figura 7;

la figura 9 es una vista superior de la disposición del ala de la figura 7;

la figura 10 es una vista en perspectiva de la disposición del ala de la figura 7, con las palas del rotor replegadas;

55 la figura 11A es una vista lateral esquemática que muestra una disposición de montaje para montar un motor eléctrico en un ala de la aeronave de una cualquiera de las figuras 7 a 10, con el rotor en posición horizontal (de vuelo hacia delante);

60 la figura 11B es una vista en perspectiva de la disposición montada en la figura 11A;

la figura 11C es una vista lateral esquemática que muestra una disposición de montaje para montar un motor eléctrico en un ala de la aeronave de una cualquiera de las figuras 7 a 10 con el rotor en una posición de rotor vertical (de despegue y aterrizaje);

65 la figura 11D es una vista en perspectiva de la disposición de la figura 11C;

las figuras 12A a 12D son vistas esquemáticas en sección transversal que representan la transición entre la vertical y la horizontal para la disposición de ala de la aeronave de una cualquiera de las figuras 7 a 11;

5 la figura 13 es una vista esquemática de la disposición de montaje de motor eléctrico de cualquiera de las realizaciones primera y segunda;

la figura 14 es una vista en perspectiva de una aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de ocho rotores de la presente invención en una configuración de despegue y aterrizaje; y

10 la figura 15 es una vista en perspectiva de una aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) de ocho rotores de la presente invención en una configuración de vuelo hacia adelante.

Descripción detallada de las realizaciones preferidas

15 Se divulga una aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) 10. En la realización preferida, como se representa en los dibujos, hay dos pares de alas. En concreto, las alas delanteras 20, 22 y las alas traseras 30, 32. Cada una de las alas delanteras 20, 22 está unida a una región lateralmente opuesta del fuselaje 24. De manera similar, cada una de las alas traseras 30, 32 está unida a una región lateralmente opuesta del fuselaje 24. En la realización que se muestra en los dibujos, la aeronave 10 se representa como una aeronave de un solo asiento 10.
20 Sin embargo, se prevén realizaciones más grandes para múltiples personas.

En la realización que se muestra en los dibujos, las porciones distales de las alas delanteras 20, 22 y las alas traseras 30, 32 están conectadas, de forma tal que los dos pares de alas 20, 22, 30, 32 definen una estructura de ala en forma de caja o ala cerrada.

25 En otra realización (no mostrada), las alas delanteras 20, 22 y las alas traseras 30, 32 pueden ser alas reforzadas con puntales, conectados con barras de unión o puntales. Un ala reforzada con puntales es generalmente más ligera que un ala en voladizo convencional.

30 Si bien la aeronave VTOL 10 que se describe en el presente documento es una aeronave 10 de ala en forma de caja o reforzada con puntales, los expertos en la materia apreciarán que la aeronave 10 puede ser una aeronave de ala en voladizo convencional en la que las alas delanteras 20, 22 y las alas traseras 30, 32 están separadas y no interconectadas. Además, la aeronave 10 puede tener solamente un único par de alas.

35 Con referencia a las figuras, las alas delanteras 20, 22 y las alas traseras 30, 32 están separadas de forma vertical.

Como se representa en la figura 2, la porción de punta 40 de las alas traseras 30, 32 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.

40 Con referencia nuevamente a la figura 2, un lado proximal de cada aleta 40 está conectado al miembro de conexión 42 que une el ala delantera 20 adyacente y el ala trasera 30. Un miembro de conexión adicional 42 une el ala delantera adyacente 22 y el ala trasera 32 en el lado opuesto del fuselaje.

45 Cada una de las alas delanteras 20, 22 y las alas traseras 30, 32 tiene un borde anterior 25, 35. El borde anterior 25, 35 tiene un perfil curvo, en forma de una porción de un perfil aerodinámico. El borde anterior no rota ni se mueve de otra manera.

50 En el lado posterior de cada borde anterior 25, 35, las alas delanteras 20, 22 y/o las alas traseras 30, 32 tienen un alerón o una superficie de control 50 montados de forma pivotante. Cada superficie de control 50 es pivotante entre una configuración generalmente vertical para despegue y aterrizaje (como se representa en las figuras 11C, 11D) y una configuración generalmente horizontal para vuelo hacia adelante (como se representa en las figuras 11A, 11B).

55 La superficie de control 50 puede ser una única superficie que se extiende de forma continua a lo largo de toda la longitud del ala 20, 22, 30, 32. Como alternativa, cada ala 20, 22, 30, 32 puede tener una o más superficies de control 50 pivotantes de forma independiente, de forma tal que las superficies de control 50 son capaces de pivotar alrededor del borde anterior 25, 35, con independencia de las otras superficies de control 50.

60 La aeronave de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) 10 incluye una pluralidad de motores eléctricos 60. Cada motor 60 tiene una hélice o rotor 70. Como se representa en las figuras, la porción de cuerpo 62 de cada motor 60 está montada adyacente a la superficie superior o a la superficie inferior de la superficie de control móvil 50, generalmente en la posición delantera del borde anterior fijo 25, 35. La superficie de control 50 tiene la capacidad de rotar en un rango de entre 80 y 100 grados aproximadamente y, preferiblemente, aproximadamente 90 grados, tanto para el modo de vuelo horizontal (figura 2) como para el modo de vuelo vertical (figura 1).

65 Los motores 60 se pueden montar lo suficientemente por delante del borde anterior 25, 35 de modo que las palas del rotor se puedan plegar hacia atrás y permanecer alejadas de la estructura del ala.

ES 2 986 122 T3

Hay dos posibles disposiciones de montaje para los motores 60 y la superficie de control 50:

- 5 a) Cada motor 60 se puede conectar de manera pivotante a uno de los bordes anteriores fijos 25, 35 y la superficie de control 50 se puede asegurar a la porción de cuerpo 62 del motor 60 (por ejemplo, figura 11C); o
b) La superficie de control 50 se puede conectar de manera pivotante a uno de los bordes anteriores fijos 25, 35, y la superficie de control se puede asegurar a la porción de cuerpo 62 del motor 60.

10 Cada uno de los motores eléctricos 60 es pivotante alrededor del borde anterior 25, 35, con las superficies de control 50 entre una primera posición en la que el rotor de cada motor 60 tiene un eje de rotación generalmente vertical y una segunda posición en la que el rotor de cada motor 60 tiene un eje de rotación generalmente horizontal.

15 En la realización que se representa en las figuras 1 a 6, al menos una de las alas 20, 22, 30, 32 tiene un primer y un segundo motor 60, que están inclinados entre sí alrededor de un plano que pasa a través de la superficie de control 50. En la realización que se muestra en los dibujos, esto se logra mediante la ubicación de los motores 60 en los lados superior e inferior opuestos del ala 20, 22, 30, 32. En la realización que se representa en las figuras 1 - 6, cada ala tiene cuatro motores eléctricos 60. En concreto, dos motores eléctricos 60 están montados por encima del ala 20, 22, 30, 32 y dos motores eléctricos están montados por debajo del ala 20, 22, 30, 32, en una configuración alterna. Sin embargo, en la realización que se representa en las figuras 14 y 15, cada ala tiene dos motores eléctricos 60.

20 Los motores eléctricos 60 y sus apoyos de montaje están montados cada uno en la superficie de control 50 pivotante. Todos los motores rotan alrededor de un punto de bisagra 33. Los cuatro motores 60 son montados con diferentes líneas de empuje. En particular, dos de los motores 60 tienen una línea de empuje que tiende a hacer rotar la superficie de control 50 de forma horizontal, y otros dos motores tienen una línea de empuje que tiende a hacer rotar el ala 20, 22, 30, 32 de forma vertical. Cuando los cuatro motores 60 operan al unísono, los momentos se cancelan y se logra la estabilización en el modo de vuelo vertical.

25 En la secuencia de ajuste del ala, que se representa en las figuras 3 a 6, se muestra el cambio de la inclinación de los motores 60 y la superficie de control 50 cuando se realiza la transición entre la posición de despegue del ala y la posición de vuelo hacia adelante del ala. Como se muestra en esas figuras, los bordes anteriores 25, 35 son estacionarios y no pivotantes. En contraste, los motores 60 y las superficies de control 50 pivotan al unísono.

30 Con referencia a la figura 6, cuando el ala alcanza la posición horizontal final para el vuelo hacia adelante, el acoplamiento entre los bordes anteriores 25, 35 y las superficies de control 50 evita que el ala 20, 22, 30, 32 pivote de manera adicional. Esto ocurre porque el ala 20, 22, 30, 32 y la superficie de control 50 tienen superficies de acoplamiento complementarias.

35 Una segunda realización de la invención se muestra en las figuras 7 a 10. En esta realización, cada uno de los cuatro motores 60 está montado por debajo de las alas 20, 22, 30, 32. En particular, cada motor 60 está asegurado de manera articulada a una ubicación por debajo del ala 20, 22, 30, 32, que se puede usar para crear una ranura en el borde anterior 72, que aumenta aún más el coeficiente de sustentación y reduce el golpeteo en ángulos de inclinación altos, en el descenso.

40 La ranura del borde anterior 72 es el espacio entre los bordes anteriores 25, 35 y la superficie de control de inclinación 50. La ranura 72 se puede ver en las figuras 3, 4 y 5 y está en la posición cerrada en la figura 6. Esta también se puede ver en la figura 11A.

45 Con referencia a la figura 8, en esta disposición los ejes de rotación de los motores no son paralelos. En particular, cada motor impar 60 tiene un eje de rotación XX que está inclinado hacia abajo con respecto a la superficie de control 50, y cada motor par 60 tiene un eje de rotación YY que está inclinado hacia arriba con respecto a la superficie de control 50. De esta manera, dos de los motores 60 tienen una línea de empuje que tiende a hacer rotar la superficie de control 50 en sentido horario y otros dos motores tienen una línea de empuje que tiende a hacer rotar la superficie de control 50 en sentido antihorario. Cuando los cuatro motores 60 operan al unísono, los momentos se cancelan y se logra la estabilización en el modo de vuelo vertical.

50 La aeronave 10 proporciona una fuente de alimentación regulada por separado a cada motor 60. Esto permite que se suministre una tensión diferente a cada motor y, por tanto, cada motor puede generar selectivamente una salida de potencia variable para lograr las condiciones de vuelo deseadas, tales como girar a la izquierda y a la derecha.

55 Además, la potencia independiente de los motores 60 permite que los motores 60 sean usados para inclinar la superficie de control 50 ubicada en los bordes posteriores de las alas 20, 22, 30, 32.

60 Las figuras 11A a 11D son vistas esquemáticas de un motor 60 montado en el lado inferior de una de las alas 20, 22, 30, 32. Una placa de bisagra 28 está conectada al borde anterior fijo 25, 35 y se extiende hacia abajo. El motor 60 está conectado de manera pivotante a la placa de bisagra 28 en el punto de bisagra 33. La hélice 70 y la estructura de apoyo se fijan a la superficie de control 50, que rota alrededor del punto de bisagra 33.

En esta realización, teniendo motores 60 montados en el lado inferior del ala, en la secuencia de ajustes de ala que se representa en las figuras 11A a 11D se muestra el cambio de inclinación de los motores 60 y las superficies de control 50 cuando se realiza la transición entre la posición de ala de despegue vertical y la posición de ala de vuelo horizontal hacia adelante. De la misma manera que en la primera realización, los bordes anteriores 25, 35 son estacionarios y no pivotantes, y los motores 60 y las superficies de control 50 pivotan al unísono.

Las figuras 12A a 12D son vistas esquemáticas en sección transversal en las que se representa la transición entre la vertical y la horizontal para la disposición de ala de una cualquiera de las figuras 7 a 11D. Las figuras 12A a 12D también representan que las líneas de empuje de los motores adyacentes en cada ala no son paralelas, lo que da como resultado el momento alrededor del punto de bisagra 33, que se puede usar de forma selectiva para hacer rotar las superficies de control 50.

En las realizaciones preferidas que se representan en los dibujos, hay dos o cuatro motores 60 montados en cada ala 20, 22, 30, 32. Sin embargo, se pueden montar motores 60 adicionales en la aeronave 10, por ejemplo, en las alas 20, 22, 30, 32, en la punta delantera del fuselaje 24 o en los miembros de conexión de ala 42.

En una realización, el mecanismo de bisagra se puede integrar en la estructura de la cápsula del motor, reduciendo aún más el peso estructural. Una posible mejora adicional es que, cuando hay múltiples cápsulas de motor, cada cápsula aloja un cojinete de bisagra.

Con referencia a la figura 10, las palas de rotor 70 de los motores 60 se pueden plegar hacia abajo cuando no están en uso. Además, algunas de las palas de rotor 70 se pueden plegar hacia abajo y hacia atrás cuando están en modo de vuelo hacia adelante, ya que normalmente se requiere menos potencia de propulsión en el modo de vuelo hacia adelante en comparación con el despegue y el aterrizaje.

Las aeronaves de ala basculante convencionales requieren un accionador para inclinar el ala. En contraste, las realizaciones de la aeronave VTOL 10 que se divulgan en el presente documento usan el empuje de los motores para hacer rotar las superficies de control 50. Esto se logra, ya sea teniendo los motores montados en ambos lados del eje de basculación de ala (es decir, por encima y por debajo del ala) o, como alternativa, teniendo algunos motores inclinados en ángulo con relación a los otros motores para lograr líneas de empuje en ángulo compensatorio, como se muestra en figura 7. La operación se describirá a continuación.

Los motores 60 son preferiblemente motores de corriente continua sin escobillas que cambian de velocidad al cambiar la frecuencia de conmutación. Esta frecuencia de conmutación se controla mediante controladores de velocidad electrónicos (ESC, por sus siglas en inglés) en el sistema de control 90. Los motores 60 son en realidad motores de corriente alterna de imán permanente, pero la entrada desde el ESC es corriente continua, por lo que comúnmente se denominan de corriente continua sin escobillas. La operación del motor 60 es de forma tal que una entrada de frecuencia más alta desde el ESC da como resultado una velocidad de hélice más alta, y una entrada de frecuencia más baja desde el ESC da como resultado una velocidad de hélice más baja.

En la práctica, si la frecuencia de conmutación es igual, los momentos estarán equilibrados.

Primera realización - motores montados por encima y por debajo de las alas

Con referencia a la realización que se representa en las figuras 1 a 6, al aumentar la velocidad rotacional de los motores eléctricos 60 ubicados por encima de las superficies de control 50 del ala, el sistema de control tiene la capacidad de aumentar el empuje producido por las hélices superiores 70. De forma simultánea, la reducción de la velocidad de los motores 60 ubicados por debajo de las superficies de control 50 del ala reduce el empuje producido por las hélices inferiores 70. El resultado es un momento de giro que hace rotar las superficies de control 50 al modo generalmente horizontal de vuelo hacia adelante.

En contraste, al disminuir la velocidad de los motores eléctricos 60 ubicados por encima de las superficies de control 50 del ala y aumentar la velocidad de los motores eléctricos 60 ubicados por debajo de las superficies de control 50 del ala, el resultado es un momento de giro que hace rotar las superficies de control 50 a la configuración vertical (de despegue y aterrizaje).

Los motores 60 se controlan mediante el uso de algoritmos de mezcla en el software de control, que garantizan que la salida total de todos los motores 60 en ese segmento del ala produzca el empuje total requerido para un vuelo estable, pero que pueda también inclinar el ala de la vertical a la horizontal y viceversa según se ordene.

Para mantener las superficies de control 50 en la configuración vertical u horizontal deseada se usa un dispositivo de freno o de sujeción o un accionador pequeño.

Segunda realización - motores montados con vector de empuje angular inclinado

ES 2 986 122 T3

Con referencia a la realización que se representa en las figuras 7 a 13, al aumentar la velocidad rotacional de los motores eléctricos 60 que tienen líneas de empuje XX inclinadas hacia abajo, el sistema de control tiene la capacidad de aumentar el empuje producido por las hélices superiores 70. De forma simultánea, la reducción de la velocidad de los dos motores 60 que tienen líneas de empuje inclinadas hacia arriba YY, reduce el empuje producido por esas hélices 70. El resultado es un momento de giro que hace rotar las superficies de control 50 al modo generalmente horizontal de vuelo hacia adelante.

En contraste, al disminuir la velocidad de los motores eléctricos 60 que tienen líneas de empuje inclinadas hacia abajo XX, y al aumentar la velocidad de los motores eléctricos 60 que tienen líneas de empuje inclinadas hacia arriba YY, el resultado es un momento de giro que hace rotar las superficies de control 50 hacia la configuración vertical (de despegue y aterrizaje).

Una realización adicional de la aeronave 10 tiene 4, 6 o $2n$ ($n=1,2,3,4 \dots$) motores 60 por cada superficie de control 50, de forma tal que el mecanismo de inclinación tiene redundancia, de modo que ningún fallo de motor único impide la rotación del ala.

Ventajosamente, las realizaciones de la aeronave 10 eliminan la necesidad de accionadores grandes o pesados para hacer rotar el ala de una aeronave con configuración de ala basculante 10. También existe potencialmente una reducción en el número de componentes, incrementando de este modo la fiabilidad del sistema.

A continuación se describirá un ejemplo. Con referencia a las figuras 7 y 13, la realización que se muestra tiene cuatro motores 60 por ala 20, 22, 30, 32 y dieciséis motores 60 en total.

T_1 = Empuje de hélice y motor 1 (P_1)
 T_2 = Empuje de hélice y motor 2 (P_2)
 T_n = Empuje de hélice y motor n (P_n)
 T_{16} = Empuje de hélice y motor 16 (P_{16})

Cuando los motores 60 están en la configuración de eje vertical (por ejemplo, figura 12A), el empuje de vuelo estacionario total = $T_1 + T_2 + T_3 + \dots + T_{16}$

Para el vuelo estacionario equilibrado $\text{Peso} = \text{masa} * g$ (aceleración de la gravedad)

$$W = T_1 + T_2 + T_3 + \dots + T_{16}$$

El sistema de control puede cambiar el empuje que se genera por cada motor 60 mediante el aumento o la disminución de la velocidad de cada hélice 70, lo que se logra enviando una señal al controlador electrónico de velocidad del motor (ESC), que incrementa o disminuye la velocidad rotacional del motor 60. Como alternativa, se pueden usar hélices de paso variable y el empuje se cambia mediante la variación del paso de hélice.

Empuje en el ala 1 = $T_{w1} = T_1 + T_2 + T_3 + T_4$
Empuje en el ala 2 = $T_{w2} = T_5 + T_6 + T_7 + T_8$
Empuje en el ala 3 = $T_{w3} = T_9 + T_{10} + T_n + T_{12}$
Empuje en el ala 4 = $T_{w4} = T_{13} + T_{14} + T_{15} + T_{16}$

En estado de vuelo estacionario:

$$W = T_{w1} + T_{w2} + T_{w3} + T_{w4}$$

Usando algoritmos convencionales de estabilización de rotores múltiples, la velocidad de cada motor 60 se hace variar para la estabilización contra las perturbaciones y se usa empuje diferencial para hacer cabecear y balancear la aeronave 10.

En el modo de vuelo estacionario, las alas 20, 22, 30, 32 pueden estar libres o sujetas mediante el uso de otro mecanismo.

Ventajosamente, la aeronave 10 permite cojinetes de bisagra distribuidos más pequeños para cada motor 60, que pueden ser redundantes y de un diámetro mucho más pequeño (por tanto, más ligeros).

La invención puede proporcionar un borde anterior ranurado que reduce drásticamente el golpeteo que experimentan las aeronaves de ala basculante durante el descenso.

Se pueden montar motores eléctricos adicionales (no mostrados) en estructuras distintas a las alas, tales como el fuselaje, para generar fuerza de sustentación y/o velocidad de avance adicionales.

ES 2 986 122 T3

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

Ventajosamente, la estructura de ala en forma de caja proporciona rigidez adicional.

5 Ventajosamente, la aeronave 10 reduce el peso de los cojinetes y de la estructura de basculación requerida en comparación con una aeronave de ala basculante convencional. Esto se debe a que un ala basculante convencional requiere un único par de cojinetes grandes (uno a cada lado del fuselaje de la aeronave) con una estructura rígida que hace rotar.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (10) de despegue y aterrizaje vertical, VTOL, que comprende:

5 un fuselaje (24);
 alas delanteras (20, 22) primera y segunda montadas en lados opuestos del fuselaje (24), teniendo cada ala (20, 22) un borde anterior fijo (25) y una superficie de control posterior (50) que es pivotante alrededor de un eje de pivote generalmente horizontal;
 10 teniendo cada ala (20, 22) motores eléctricos (60) primero y segundo, teniendo cada uno rotores (70), estando los motores eléctricos (60) y los rotores (70) asegurados a, y pivotantes con, la superficie de control posterior (50) entre una primera posición en la que cada rotor (70) tiene un eje de rotación generalmente vertical y una segunda posición en la que cada rotor (70) tiene un eje de rotación generalmente horizontal;
 un sistema de control (90) para controlar cada motor eléctrico (60);
 15 caracterizada por que los motores eléctricos (60) primero y segundo y los rotores (70) ubicados en la misma ala (20, 22) están montados para tener, respectivamente, líneas de empuje diferentes, y por que el sistema de control (90) está configurado para operar selectivamente el primer motor eléctrico (60) y rotor (70) y el segundo motor eléctrico (60) y rotor (70) ubicados en la misma ala (20, 22) para generar fuerzas de empuje desiguales para generar un momento de giro para hacer pivotar la superficie de control (50) alrededor del eje de pivote; y
 20 o bien:
 la línea de empuje del primer motor eléctrico (60) y rotor (70) está inclinada en ángulo con relación a la línea de empuje del segundo motor eléctrico (60) y rotor (70), ubicados en la misma ala (20, 22); o
 el primer motor eléctrico (60) y rotor (70) están ubicados por encima de la superficie de control (50), y el
 25 segundo motor eléctrico (60) y rotor (70) están ubicados por debajo de la superficie de control (50) de la misma ala (20, 22), de forma tal que la línea de empuje del primer motor eléctrico (60) y rotor (70) es generalmente paralela, e inclinada, con respecto a la línea de empuje del segundo motor eléctrico (60) y rotor (70).

30 2. La aeronave VTOL (10) de la reivindicación 1, en donde el primer motor eléctrico (60) es operado por el sistema de control (90) a una velocidad rotacional más alta que el segundo motor eléctrico (60) ubicado en la misma ala (20, 22) en respuesta a un comando para mover la superficie de control (50) entre la primera posición y la segunda posición,
 en donde además el primer motor eléctrico (60) es operado por el sistema de control (90) a una velocidad rotacional
 35 más baja que el segundo motor eléctrico (60) ubicado en la misma ala (20, 22) en respuesta a un comando para mover la superficie de control (50) entre la segunda posición y la primera posición.

40 3. La aeronave VTOL (10) de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde los motores eléctricos (60) y los rotores (70) de cada ala están dispuestos en parejas que tienen líneas de empuje que cancelan cualquier momento de giro cuando los motores eléctricos (60) y rotores (70) rotan a velocidades de rotación generalmente iguales.

45 4. La aeronave VTOL (10) de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde en un modo de vuelo estacionario, el sistema de control (90) está configurado para hacer rotar cada motor (60) y rotor (70) a una velocidad adecuada para generar una fuerza de empuje combinada de todos los motores eléctricos (60) y rotores (70) igual a una masa total de la aeronave (10) y carga útil multiplicada por la aceleración gravitacional.

50 5. La aeronave VTOL (10) de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que incluye además un freno, un accionador pequeño o un dispositivo de sujeción para mantener la superficie de control (50) en la primera y segunda posiciones deseadas.

6. La aeronave VTOL (10) de la reivindicación 5, en donde el freno, el accionador pequeño o el dispositivo de sujeción es operado por el sistema de control (90).

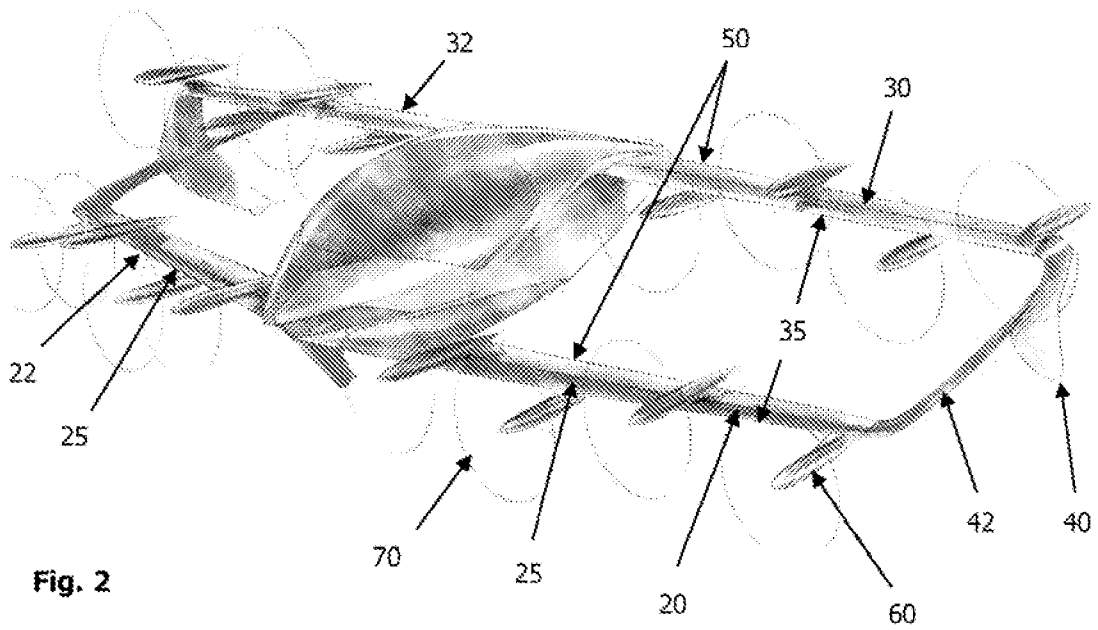
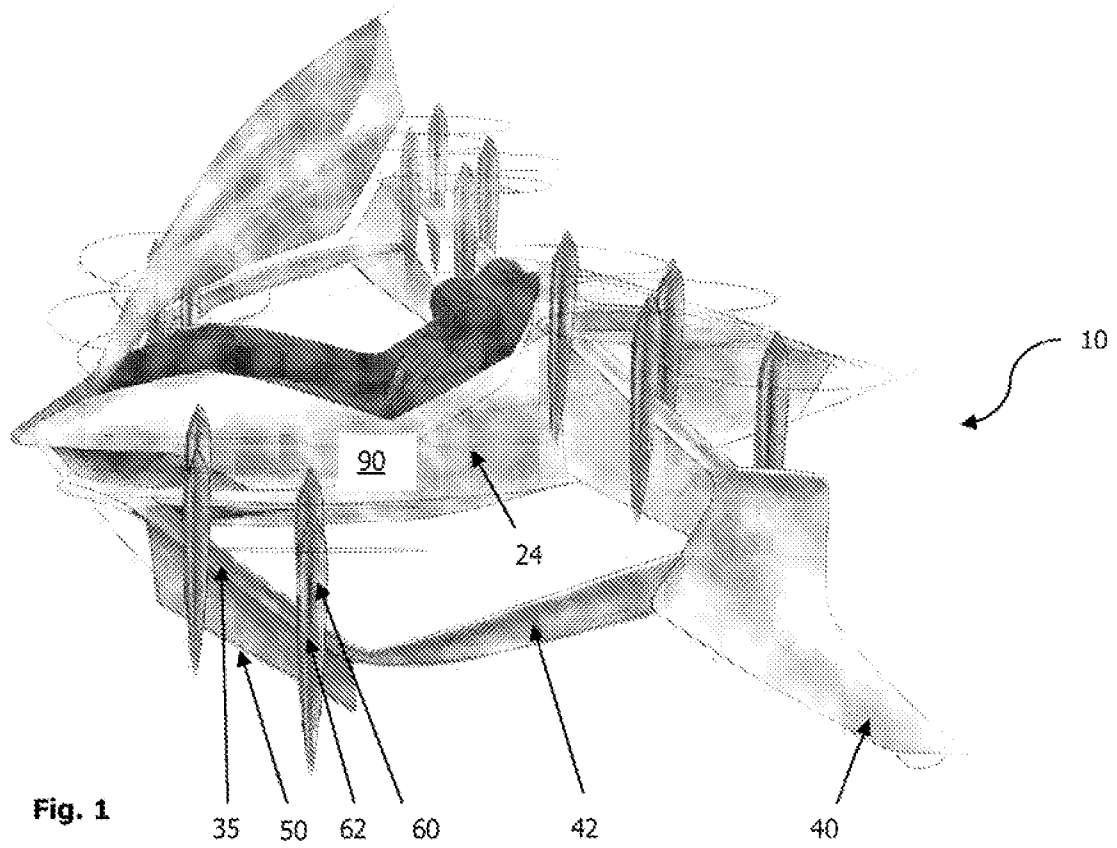
55 7. La aeronave VTOL (10) de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende además las alas traseras (30, 32) primera y segunda montadas en lados opuestos del fuselaje (24), en donde una porción distal de cada ala delantera (20, 22), más alejada del fuselaje, está conectada a una porción distal del ala trasera adyacente (30, 32) con un miembro de conexión (42), que define una estructura de ala en forma de caja.

60 8. La aeronave VTOL (10) de la reivindicación 1, en donde cada rotor es una hélice de paso variable (70), en donde el sistema de control (90) está configurado para controlar la velocidad rotacional y/o el paso de pala de cada hélice de paso variable (70);
 en donde el sistema de control (90) está configurado para cambiar el paso de la primera hélice (70) con relación a la segunda hélice (70) para generar las fuerzas de empuje desiguales para generar un momento de giro para hacer pivotar la superficie de control (50) alrededor del eje de pivote.

65 9. La aeronave VTOL (10) de una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde los motores eléctricos (60)

ES 2 986 122 T3

son motores de corriente continua sin escobillas que cambian de velocidad en respuesta a la frecuencia de conmutación cambiante de los controladores de velocidad electrónicos del sistema de control (90).



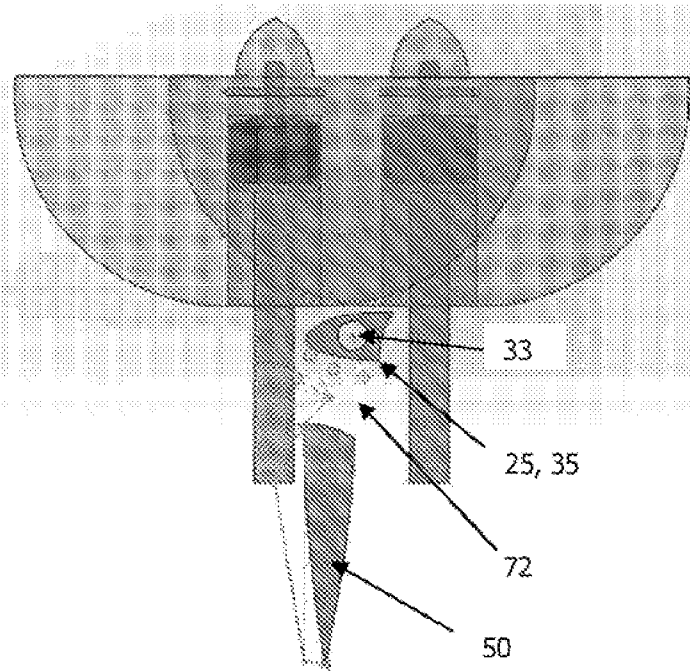


Fig. 3

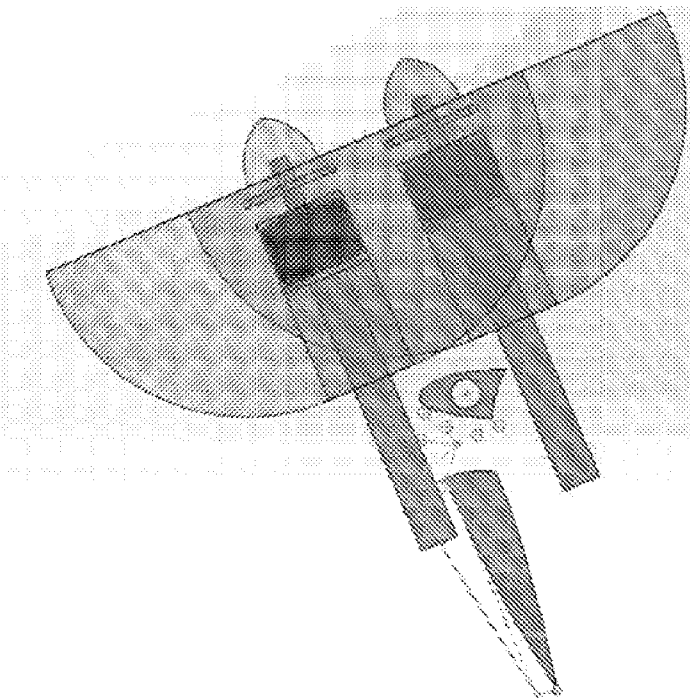


Fig. 4

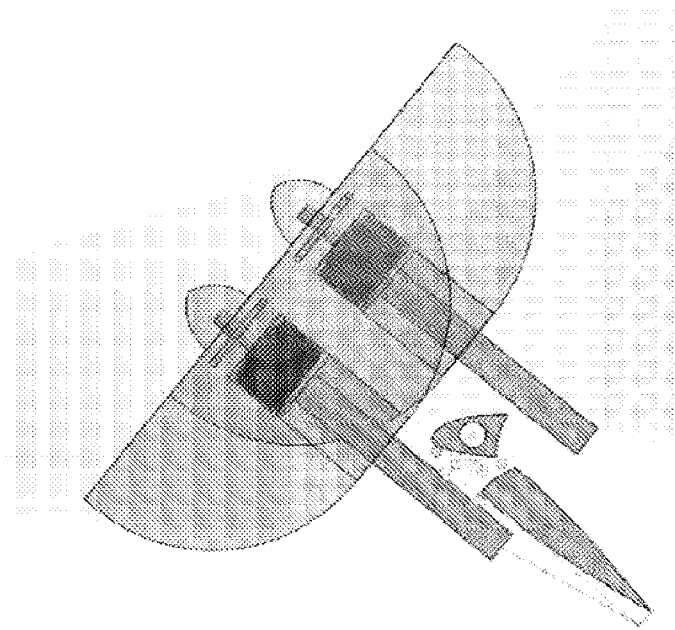


Fig. 5

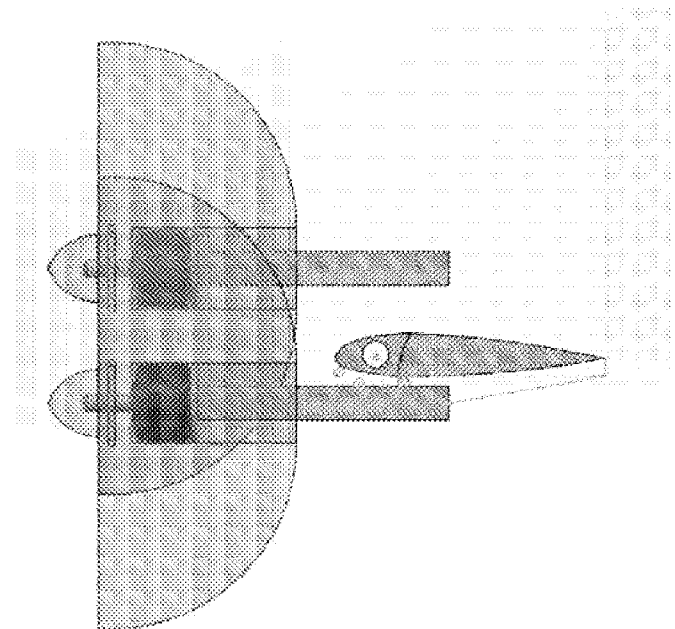


Fig. 6

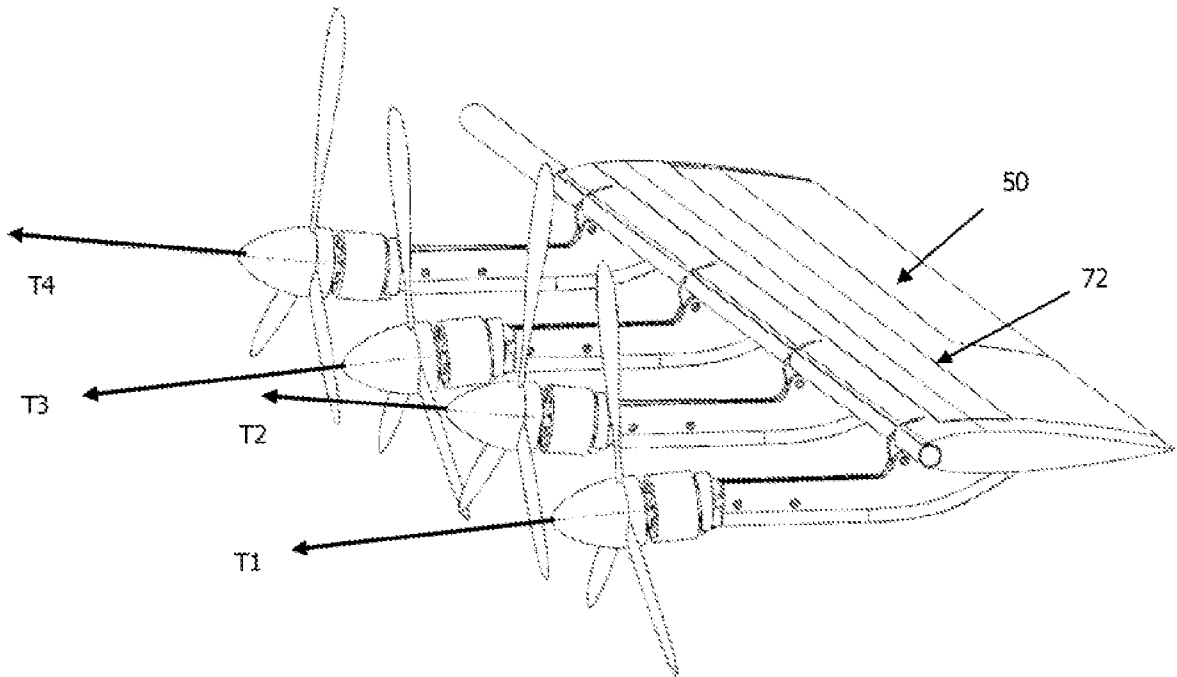


Fig. 7

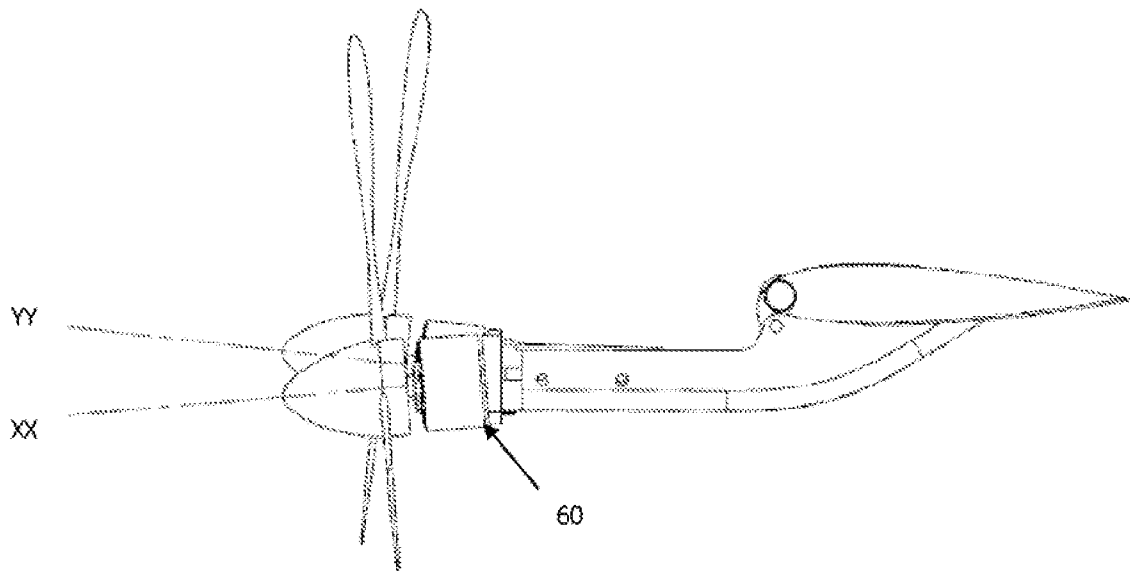


Fig. 8

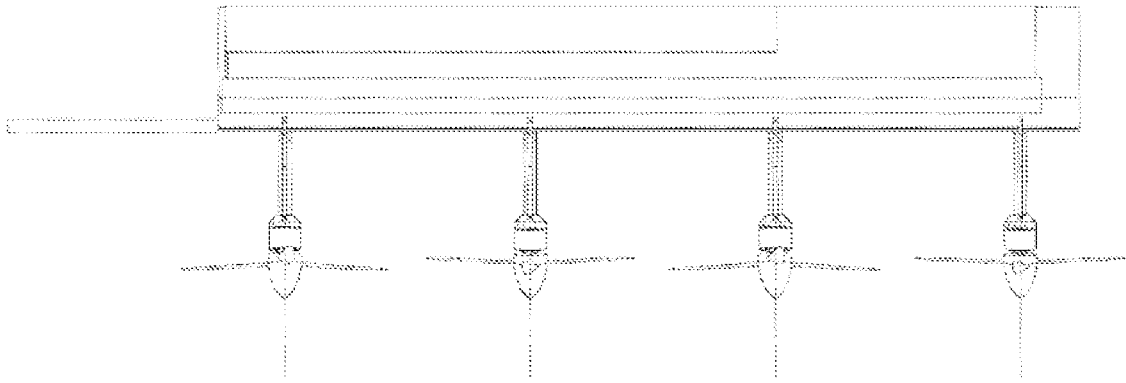


Fig. 9

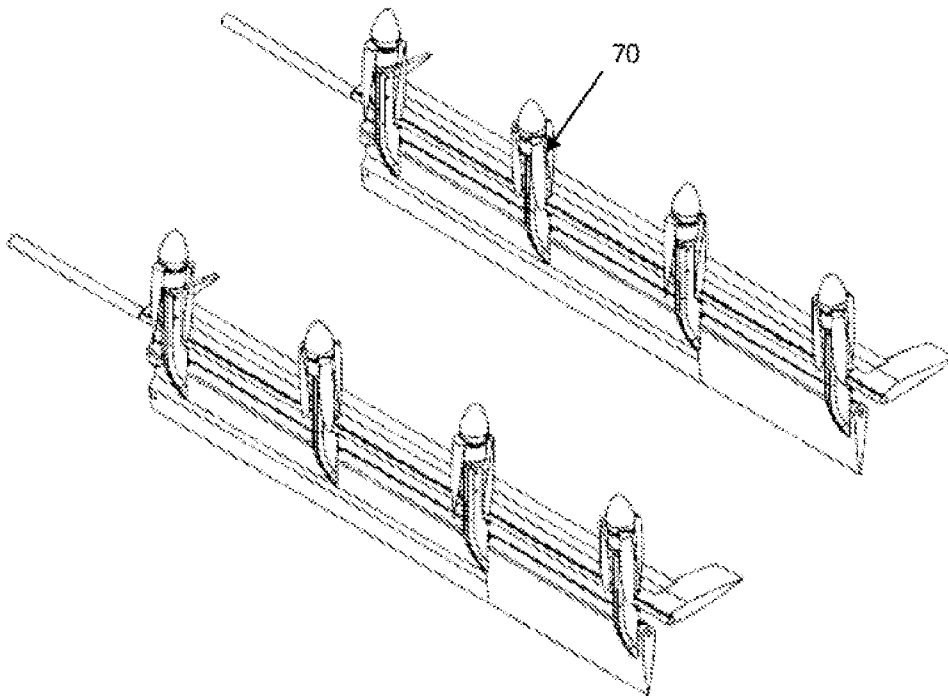


Fig. 10

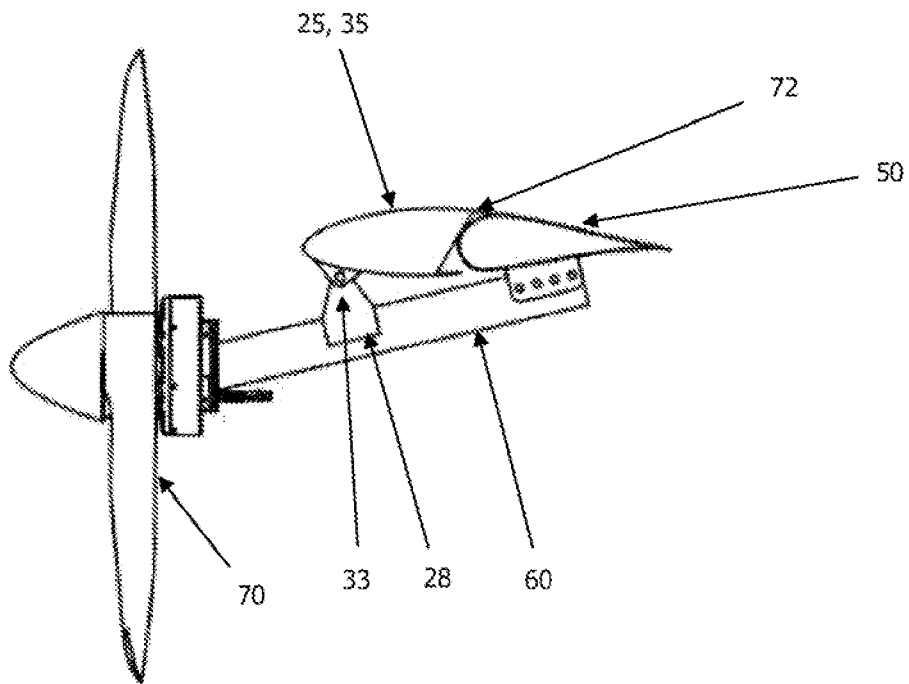


Fig. 11A

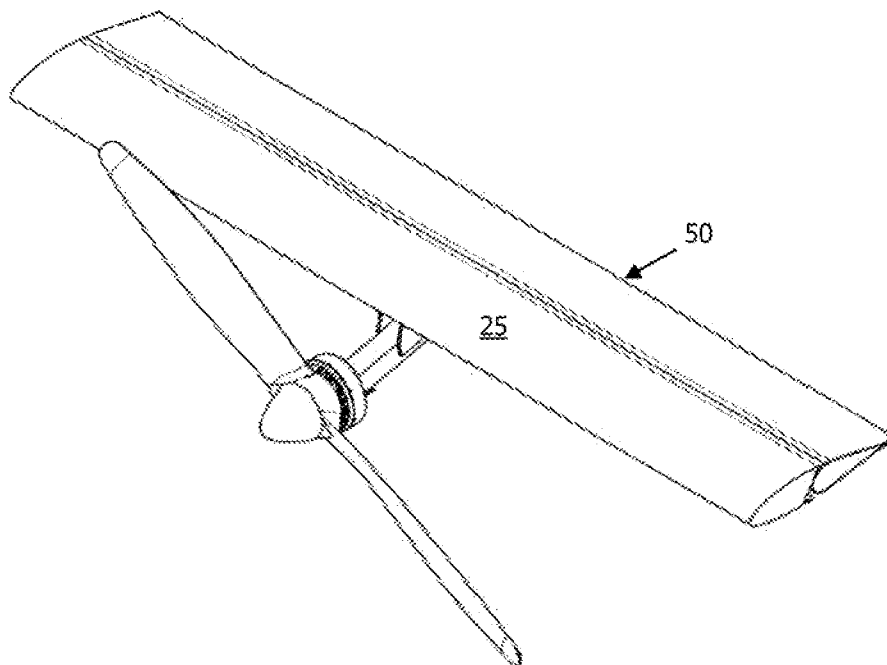


Fig. 11B

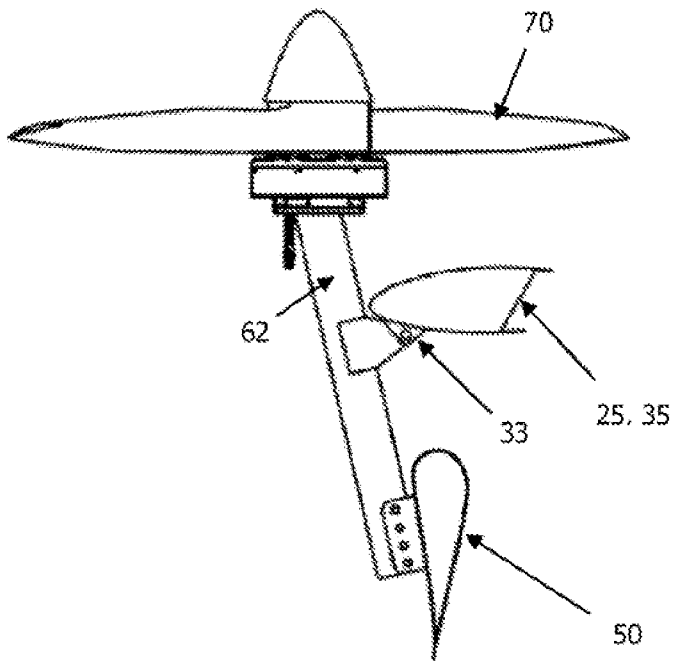


Fig. 11C

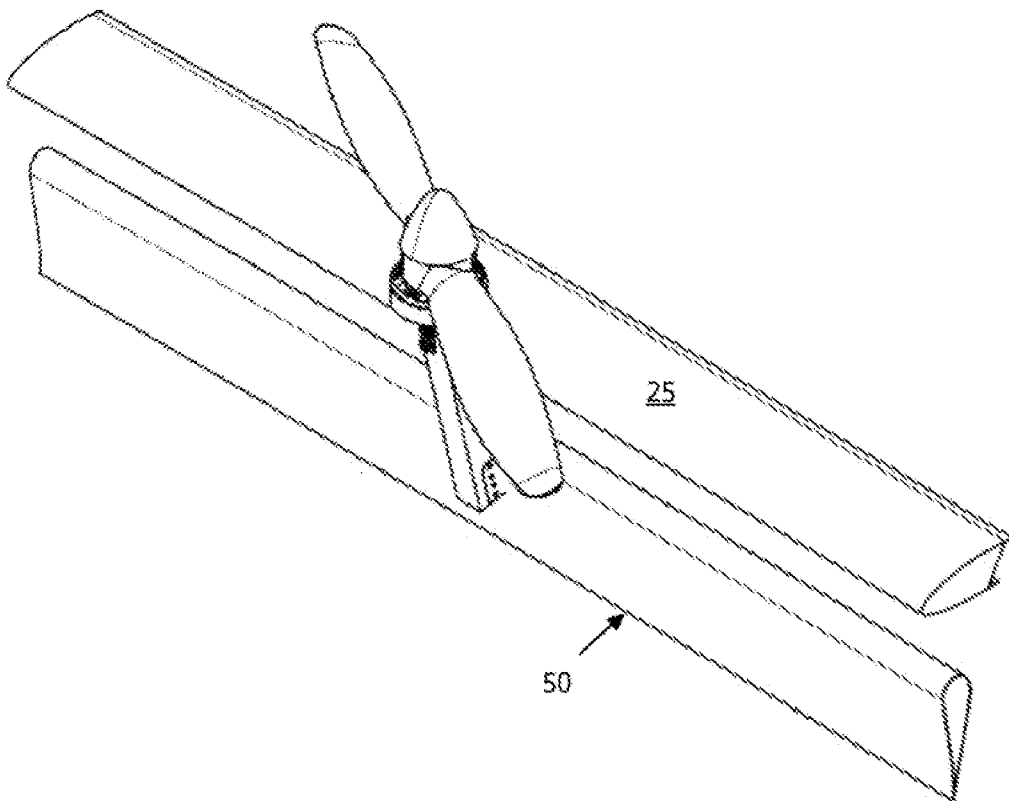


Fig. 11D

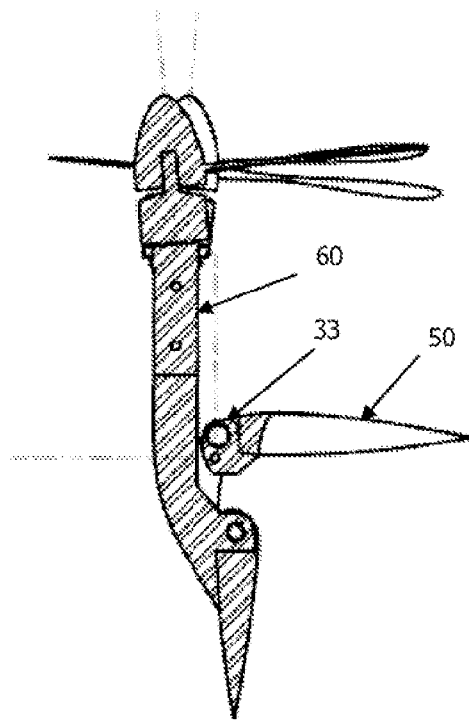


Fig. 12A

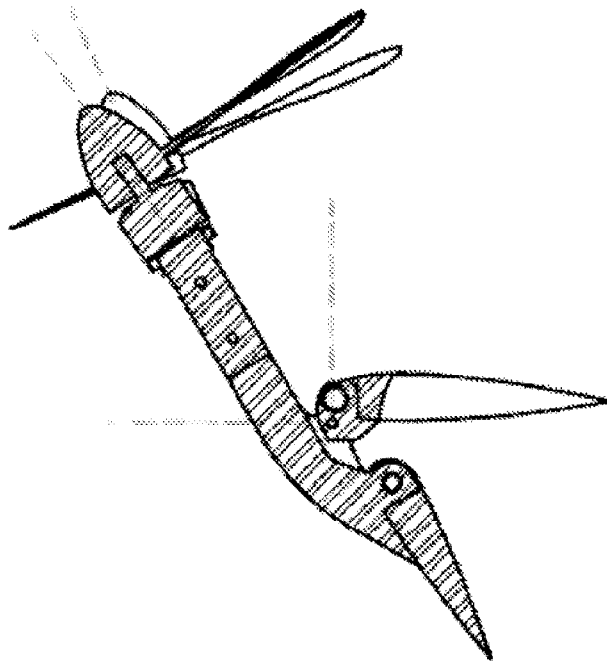


Fig. 12B

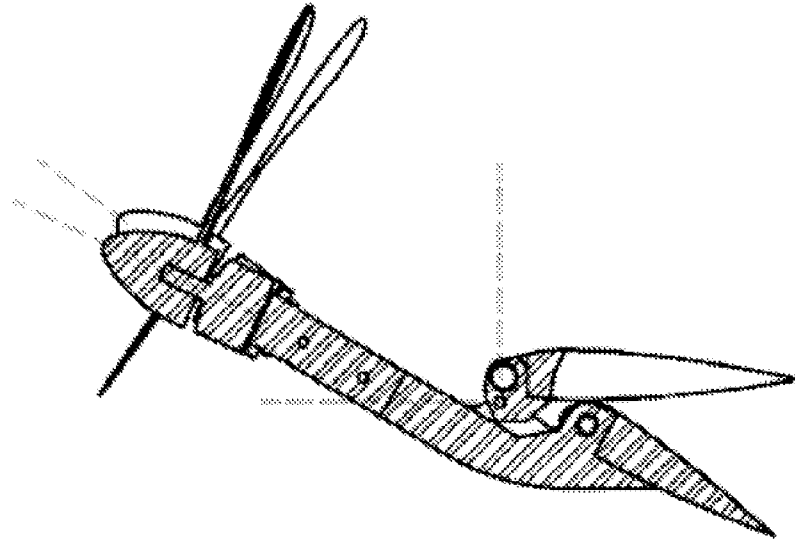


Fig. 12C

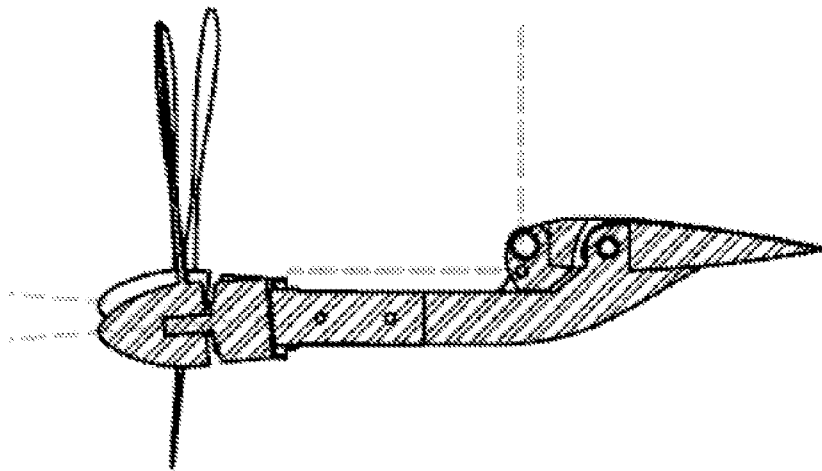


Fig. 12D

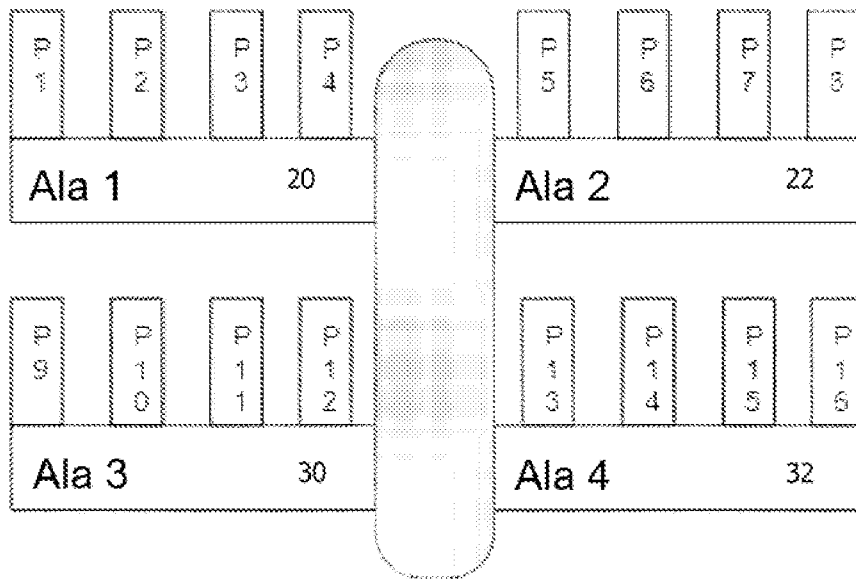


Fig. 13

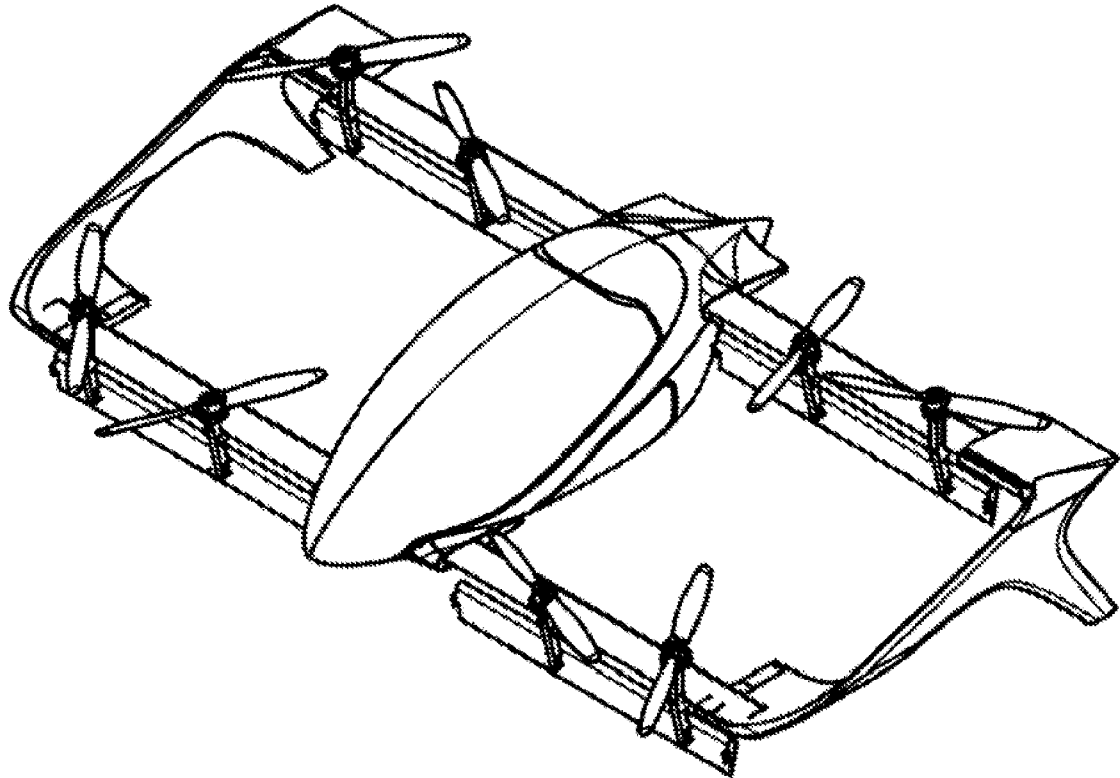


Fig. 14

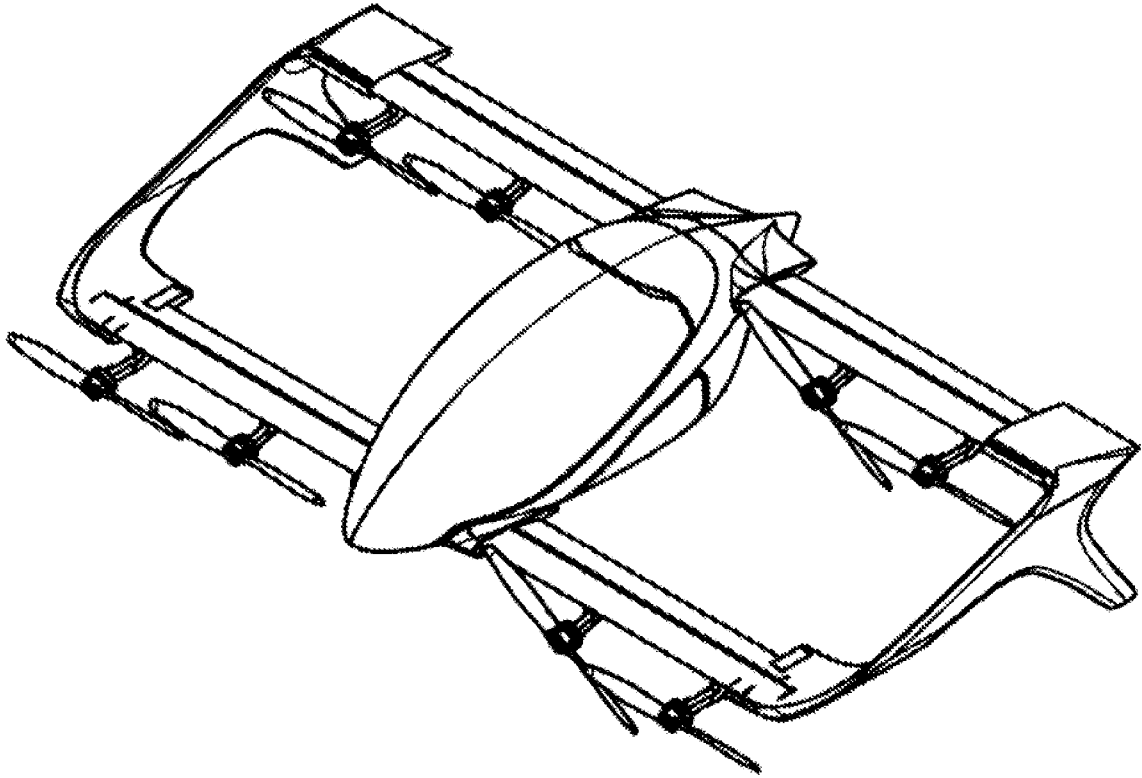


Fig. 15