

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 933 378**

51 Int. Cl.:

B64C 39/02 (2006.01)

B64C 39/10 (2006.01)

B64C 1/26 (2006.01)

B64C 29/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **26.04.2019** **PCT/US2019/029283**

87 Fecha y número de publicación internacional: **31.10.2019** **WO19210128**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **26.04.2019** **E 19730601 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **26.10.2022** **EP 3784570**

54 Título: **Conjunto de rotor de paso variable para aplicaciones de aeronave de empuje vectorizado accionada eléctricamente**

30 Prioridad:

27.04.2018 US 201862663415 P

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
06.02.2023

73 Titular/es:

TEXTRON SYSTEMS CORPORATION (100.0%)
MS 9050/300 124 Industry Lane
Hunt Valley, MD 21030, US

72 Inventor/es:

BAITY, SEAN MARSHALL;
BILLINGSLEY, DAVID D.;
GALLOWAY, BRAD S.;
CHAPMAN, RICHARD M.;
OTRADOVEC, DANIEL THOMAS y
SCHILL, GRAHAM

74 Agente/Representante:

VALLEJO LÓPEZ, Juan Pedro

ES 2 933 378 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

Conjunto de rotor de paso variable para aplicaciones de aeronave de empuje vectorizado accionada eléctricamente

5 Antecedentes

La invención se refiere a rotores de propulsión usados en sistemas de aeronave, por ejemplo, en aeronaves tripuladas o no tripuladas que tienen capacidad de despegue y aterrizaje vertical (VTOL).

10 Se sabe que los sistemas de aeronave tienen ciertas características. Los sistemas de ejemplo incluyen los siguientes:

- 1) Cuadricópteros de múltiples rotores pequeños no tripulados ("drones")
- 2) Eléctrico de ala fija no tripulado
- 3) Aeronave de alas rotatorias/ala fija con motor de combustión interna (CI) no tripulado
- 15 4) Rotor (cuádruple-híbrido) de aeronave de ala fija de sustentación/empuje separados no tripulada
- 5) Aeronaves VTOL de despegue tipo cohete
- 6) Aeronaves de ala fija de un único motor tripuladas
- 7) Aeronaves de tipo alas rotatorias tripuladas

20 Los sistemas anteriores exhiben diferencias en toda diversas características, incluyendo coste y complejidad; autonomía; capacidad de carga útil; características de lanzamiento/recuperación; densidad de energía; capacidad de ajuste a escala; presencia de operador humano; y otras.

25 El documento US2003094537 divulga una aeronave de despegue y aterrizaje vertical que tiene un ala equipada con dos góndolas, una a babor y una a estribor, teniendo cada góndola dos motores de basculación en tándem, uno delante y uno detrás del ala. Los motores de basculación delanteros se pueden bascular más allá de la vertical y los motores de basculación de empuje traseros se pueden bascular más allá de la vertical de tal modo que la aeronave puede mantener un descenso pronunciado con los discos de hélice horizontales y un ángulo de ataque bajo del ala. Cada motor está equipado con una hélice de paso variable de dos palas que se pone en bandera para detenerse

30 verticalmente, otras realizaciones tienen hélices de paso cíclico. Un piloto automático controla todas las fases de vuelo y tiene un sistema de control de respaldo manual.

Sumario

35 Se divulga un conjunto de rotor para su uso en aplicaciones de aeronave de empuje vectorizado accionada eléctricamente. El conjunto de rotor tiene un control de paso de pala de rotor, aplicado a un motor de corriente continua sin escobillas, por ejemplo, con el fin de proporcionar un control de empuje variable como parte de un conjunto de propulsión articulado aplicado en una aeronave diseñada para funcionar y realizar una transición entre un despegue y aterrizaje vertical (VTOL) y un funcionamiento de ala fija.

40 El conjunto de rotor se divulga en el contexto de una aplicación de ejemplo, que es una aeronave configurable que puede llenar un vacío funcional entre los "drones" de consumo y los sistemas de aeronave no tripulados (UAS) del Grupo 2. En una realización, la aeronave es un UAS totalmente eléctrico con capacidad de VTOL que maximiza la capacidad dentro de una clase de peso inferior a 25 kg (55 lb), utilizable en aplicaciones tales como topografía de precisión y supervisión durante misiones tanto lineales como verticales con un coste unitario, operativo y de ciclo de vida reducido. Generalmente, la aeronave puede emplearse en servicios de petróleo y gas, seguridad, gestión de tierras/incendios forestales, seguridad marítima, supervisión ambiental, topografía y cartografía de precisión, agricultura de precisión, respuesta en caso de catástrofes, gestión de riesgos de seguros, inteligencia, vigilancia y reconocimiento, y reclamación de seguros, por ejemplo. Son posibles otras aplicaciones de aeronave para el conjunto de rotor.

50

La invención reivindicada se refiere a una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1. En las reivindicaciones dependientes 2-13 se divulgan características opcionales adicionales.

55 Breve descripción de los dibujos

Los anteriores y otros objetivos, características y ventajas serán evidentes a partir de la siguiente descripción de realizaciones particulares de la invención, como se ilustra en algunos de los dibujos adjuntos en los que los caracteres de referencia semejantes se refieren a las mismas partes en todas las diferentes vistas.

- 60 La figura 1 es una vista isométrica de una aeronave;
la figura 2 es una vista lateral de la aeronave;
las figuras 3-5 son vistas de la aeronave que ilustran la capacidad de configuración;
la figura 6 es una vista isométrica de la aeronave que ilustra la propulsión de vectorización de empuje;
65 la figura 7 es un diagrama de bloques de un sistema de control de vuelo;
la figura 8 es un diagrama de bloques del control de vuelo a un nivel detallado;

la figura 9 es una ilustración esquemática de un concepto de despliegue de la aeronave;
 la figura 10 es una ilustración esquemática de otro concepto de despliegue de la aeronave;
 las figuras 11-12 son ilustraciones de rotores y su articulación;
 la figura 13 es una representación cuasi-esquemática de diversas maniobras de vuelo hacia delante que emplean una vectorización de empuje;
 la figura 14 es una vista superior de una aeronave que emplea paneles solares fotovoltaicos;
 las figuras 15 y 16 son ilustraciones esquemáticas de componentes modulares que se pueden usar en conexión con otros tipos de célula;
 las figuras 17-19 son unas vistas superior, frontal y lateral, respectivamente, de una primera aeronave de otro tipo de célula que emplea los componentes modulares;
 las figuras 20-22 son unas vistas superior, frontal y lateral, respectivamente, de una segunda aeronave de otro tipo de célula que emplea los componentes modulares;
 Las figuras 23 y 24 son unas representaciones cuasi-esquemáticas (una vista superior y una vista lateral, respectivamente) de rangos de articulación de rotor;
 la figura 25 es una vista isométrica que muestra detalles con respecto a una articulación de rotor bidimensional;
 las figuras 26 a 28 son vistas laterales de aeronaves con diferentes configuraciones de propulsión;
 las figuras 29-31 son representaciones cuasi-esquemáticas de diferencias de control de vuelo y dinámica entre las tres configuraciones de las figuras 26-28;
 la figura 32 es una representación cuasi-esquemática de diferentes geometrías de barquilla de propulsión;
 la figura 33 es una vista de una aeronave con el compartimento de carga útil/batería expuesto;
 las figuras 34-35 son representaciones esquemáticas de disposiciones de secciones de carga útil y de batería del compartimiento de carga útil/batería;
 la figura 36 es una vista isométrica de una percha con un tren de aterrizaje montado;
 las figuras 37 y 38 son vistas isométricas que ilustran la unión modular de una percha de soporte a la aeronave;
 la figura 39 es una vista isométrica de un primer rotor de paso variable con un paso de pala neutro;
 la figura 40 es una vista isométrica del primer rotor de paso variable con un paso de pala negativo;
 la figura 41 es una vista isométrica del primer rotor de paso variable con un paso de pala positivo;
 las figuras 42 y 43 son vistas en sección del primer rotor de paso variable;
 la figura 44 es una vista isométrica de un segundo rotor de paso variable con un primer paso de pala, que no es parte de la invención reivindicada sino que está presente solo con fines ilustrativos;
 la figura 45 es una vista isométrica del segundo rotor de paso variable con un segundo paso de pala;
 la figura 46 es una vista en sección del segundo rotor de paso variable;
 la figura 47 es una vista isométrica de una porción de una aeronave con el segundo conjunto de rotor de paso variable en una configuración de VTOL que no es parte de la invención reivindicada sino que está presente solo con fines ilustrativos;
 la figura 48 es una vista isométrica de una porción de una aeronave con el segundo conjunto de rotor de paso variable en una configuración de vuelo hacia delante que no es parte de la invención reivindicada sino que está presente solo con fines ilustrativos;
 la figura 49 es una vista isométrica de una variante del primer conjunto de rotor de paso variable que emplea aletas de enfriamiento externas para la disipación de calor.

Descripción detallada

Visión de conjunto

El conjunto de rotor divulgado está diseñado para su aplicación a aeronaves no tripuladas de tamaño pequeño/mediano. Sin embargo, el concepto se puede ajustar a escala, con un beneficio creciente, a plataformas más grandes, incluyendo sistemas tanto tripulados como no tripulados. La capacidad de entregar una orientación y un empuje aerodinámico de rotor variable con un ancho de banda de control mayor que el proporcionado por los sistemas de paso fijo posibilita que el sistema se construya de forma que produzca una mayor maniobrabilidad y capacidad de control de la aeronave al tiempo que se proporcionan beneficios de gestión térmica para aplicaciones accionadas por motores eléctricos.

La mayoría de los sistemas de aeronave no tripulados pequeños de múltiples rotores (drones) utilizan motores eléctricos distribuidos para obtener una combinación de sustentación, empuje o momento angular diferencial como parte de la propulsión y el control de la aeronave (alabeo, cabeceo, guiñada). Más en general, muchos de los sistemas eléctricos de hoy en día usan motores de CC sin escobillas (BLDC) para proporcionar control de empuje de rotor y potencia de propulsión. Estos sistemas son generalmente eléctricamente eficientes, tienen un ancho de banda de respuesta de control alto y se unen a unas superficies aerodinámicas de rotor de paso fijo para aplicaciones para diversas modalidades de aeronave. Sin embargo, los sistemas de rotor de paso fijo diseñados para aplicaciones de VTOL de múltiples rotores no son adecuados para un vuelo de ala fija eficiente, caracterizado por un aumento en el flujo de aire de entrada de corriente libre.

El conjunto de rotor divulgado es un dispositivo de múltiples funciones que se adapta a un BLDC para proporcionar un control de empuje de propulsión de rotor controlando instantáneamente el paso de la superficie aerodinámica (pala) de rotor a medida que el sistema rota y proporciona una capacidad de rechazo de calor adicional durante el

funcionamiento del motor.

Cuando se aplica a aeronaves, el mecanismo de paso variable posibilita que el paso de hélice adapte la eficiencia/eficacia del rotor para condiciones operativas específicas. Esto proporciona una eficiencia energética mayor del sistema de propulsión, reduciendo la cantidad de combustible/batería almacenada a bordo de la aeronave de tal modo que se puede aplicar a una capacidad de carga útil mayor o aumentando el alcance/autonomía. En particular, cuando se aplica a aeronaves que están diseñadas para funcionar en regímenes tanto de VTOL como de ala fija, la capacidad de paso variable posibilita que una única hélice sea muy adecuada para un vuelo de ala fija eficiente y un VTOL eficaz en todo un régimen de velocidad aerodinámica amplio.

Además, el sistema posibilita lograr un empuje de rotor variable, al tiempo que se mantiene una velocidad de punta de rotor constante. Esto tiene ventajas evidentes en aplicaciones en las que la intención es que no pueda ser detectado de forma audible por un observador humano.

Además, el mecanismo de paso variable se puede instalar contra el elemento estacionario (BLDC de parte rotatoria interior) o rotatorio (BLDC de parte rotatoria exterior) del motor con unas características de transferencia térmica eficaces entre los componentes. En la invención reivindicada, los rotores de posición variable tienen una configuración de parte rotatoria exterior. El aumento en el área superficial y en la exposición al flujo de aire aumentan la capacidad de rechazo de calor del motor. Esto posibilita que el motor logre un delta de temperaturas más bajo cuando se le da energía, aumentando la fiabilidad, la durabilidad y el rendimiento energético máximo que, de lo contrario, estaría limitado térmicamente. Esto posibilita que el diseñador de aeronaves emplee unos sistemas de motor, que componen una fracción significativa de la masa total de la aeronave, más livianos. También se podría usar la transferencia térmica del calor rechazado desde el motor de BLDC al conjunto de hélice rotatoria, independientemente o en concierto con otros sistemas, para aumentar la temperatura superficial del conjunto de palas rotatorias para mitigar la acumulación de hielo debido a las condiciones ambientales.

Aunque generalmente se conocen barquillas de basculación y de paso variable, la divulgación se refiere en particular al concepto de un paso variable aplicado a un motor eléctrico pequeño, en particular, a la vectorización de empuje en un sistema de aeronave no tripulado, con la característica de potenciar la gestión térmica, accionamiento a velocidad de rotor constante y antihielo.

El conjunto rotor/hélice incluye un mecanismo cinemático, aplicado a un motor eléctrico, que es capaz de variar el paso instantáneo de una o más palas de hélice a través de un accionamiento servocontrolado por medio de un enlace mecánico. El conjunto de rotor se acopla con el BLDC de una forma que logra una transferencia térmica eficaz al área superficial del conjunto de rotor. El sistema de motor/rotor resultante se aplica como parte de un conjunto de barquilla de basculación que es capaz de controlar activamente el ángulo relativo del eje de rotación de rotor con respecto a un marco de referencia fijo. Una pluralidad de estos sistemas de barquilla de propulsión se unen a una aeronave, para proporcionar una capacidad de vectorización de empuje para lograr y mantener el vuelo. Un sistema de gestión de vuelo coordina el control de cada ángulo de basculación de barquilla, RPM de rotor y paso de pala de rotor independiente para producir una respuesta dinámica y un estado de aeronave resultante global.

Descripción de realizaciones

Como se menciona, el conjunto de rotor se divulga en el contexto de una aplicación de ejemplo, que es una aeronave configurable que puede llenar un vacío funcional entre los "drones" de consumo y los sistemas de aeronave no tripulados (UAS) del Grupo 2. En una realización, la aeronave es un UAS totalmente eléctrico con capacidad de VTOL que maximiza la capacidad dentro de una clase de peso inferior a 25 kg (55 lb), utilizable en aplicaciones tales como topografía de precisión y supervisión durante misiones tanto lineales como verticales con un coste unitario, operativo y de ciclo de vida reducido. Son posibles otras aplicaciones de aeronave para el conjunto de rotor a escalas y tamaños de plataforma más grandes y más pequeños.

El conjunto de rotor se describe a continuación principalmente con referencia a las figuras 39-49. Esto va precedido por la descripción de unas aplicaciones de aeronave de ejemplo, con referencia a las figuras 1-38.

Las figuras 1 y 2 muestran una aeronave 10 de acuerdo con una realización. La figura 1 es una vista isométrica (desde la parte frontal superior derecha) y la figura 2 es una vista lateral.

La aeronave 10 tiene un fuselaje central 12 y unos paneles de ala 14 que se extienden lateralmente. Cuatro conjuntos de motor/rotor 16 se unen a unos extremos respectivos de dos perchas de soporte 18, extendiéndose cada uno longitudinalmente y estando montado en el lado inferior como se muestra. Los conjuntos 16 también se denominan "rotores" y "barquillas de propulsión" o "barquillas" en el presente documento. Como se describe con más detalle a continuación, los paneles de ala 14 se pueden retirar para cambiar la configuración operativa de la aeronave 10. La aeronave se puede configurar de dos formas principales: ala fija con despegue y aterrizaje vertical (VTOL) y cuadricóptero de VTOL (más generalmente, aeronave de alas rotatorias), lo que se describe con más detalle a continuación. El fuselaje central 12 se contornea para tener la forma de un ala volante, es decir, una forma similar a un ala capaz de proporcionar sustentación en una corriente de aire horizontal. En una realización de cuatro rotores,

los rotores 16 se disponen en unas esquinas respectivas del fuselaje central 12. Los rotores frontales 16 se orientan hacia arriba y los rotores posteriores 16 hacia abajo, y al menos algunos de los rotores 16 son articulables o de posición variable (por ejemplo, todos los rotores, únicamente rotores delanteros, únicamente rotores traseros). Durante un funcionamiento de ala fija, el control posicional se logra mediante la vectorización de empuje, descrita con más detalle a continuación. La aeronave 10 se puede lograr sin superficies de control convencionales como alerones hipersustentadores, estabilizadores, etc. La omisión de tales superficies de control puede ayudar a reducir el ruido de célula, lo que puede ser ventajoso en ciertas aplicaciones. En diferentes realizaciones, se puede construir una aeronave similar con diversas combinaciones y distribuciones de configuraciones de rotor y lograrse con tan pocos como dos rotores. Una disposición típica incluye cuatro rotores 16 como se muestra; son posibles otras disposiciones.

En la realización ilustrada, los pares delantero/trasero de los rotores 16 son colineales en líneas paralelas al eje longitudinal de la aeronave como se muestra. La orientación de rotor hacia arriba/hacia abajo opuesta utiliza una hélice de empuje en la parte posterior y una hélice de tracción en la parte frontal. Esto permite que los rotores 16 tanto frontales como posteriores roten 90 grados o más y, por lo tanto, prevé la retención de un empuje positivo a través de la transición entre el vuelo estacionario o vuelo vertical (despegue/aterrizaje) y el vuelo hacia delante. En realizaciones alternativas, las perchas de soporte 18 se pueden extender lateralmente en lugar de delante atrás.

Los rotores 16 pueden incorporar superficies de control integradas o bien como extensiones del propulsor accionado y/o bien como hélice de paso variable. Estas características se pueden implementar de forma simultánea o independiente para controlar las fuerzas impartidas sobre la aeronave y los momentos de fuselaje resultantes. Los propulsores incluyen rotores de paso variable con el fin de funcionar con un empuje variable a velocidades de rotación constantes y/o hélices de paso variable como se muestra. Los rotores también se pueden implementar de diversas formas, incluyendo rotores coaxiales, contrarrotatorios y entrelazados, ventiladores carenados y rotores sin buje como se muestra. Adicionalmente, la sección de cola del fuselaje central 12 se puede articular, bascular o transformar para proporcionar control de paso.

Las figuras 3-5 ilustran la capacidad de configuración de la aeronave 10. La figura 3 muestra la aeronave 10 con los paneles laterales retirables 14 separados del fuselaje central 12. Esta es la configuración de aeronave de alas rotatorias mencionada anteriormente. Aunque el fuselaje central 12 proporciona de hecho algo de sustentación en una corriente de aire horizontal como se ha mencionado anteriormente, el funcionamiento es esencialmente el de una aeronave de alas rotatorias, requiriendo un empuje hacia arriba significativo procedente de los rotores para mantener la altitud durante el vuelo horizontal.

La figura 4 muestra la unión de un panel de ala 14 al fuselaje central 12. Este es un ejemplo de una disposición de largueros de enclavamiento de acoplamiento a ciegas, en la que un larguero 20 se extiende al interior de un canal 22 correspondiente del fuselaje 12 y es retenido por un pasador de liberación rápida 24 (que puede ser cargado por resorte, por ejemplo).

La figura 5 muestra una configuración alternativa en la que se proporcionan unos rotores 30 adicionales sobre unas perchas 32 adicionales unidas a los paneles de ala retirables 14'. Esta configuración proporciona un empuje global mayor y puede ser adecuada para aplicaciones en consecuencia.

La figura 6 ilustra la naturaleza de una propulsión de vectorización de empuje, con control en cuatro dimensiones - ángulo de basculación longitudinal de conjunto de rotor θ , ángulo de basculación lateral de conjunto de rotor ψ , RPM de rotor ω y paso de pala de rotor ϕ . T indica el vector de empuje resultante. Los subíndices numéricos se refieren a los cuatro rotores 16 separados. En general, cada uno de los rotores 16 se puede controlar independientemente, aunque, como se describe con más detalle a continuación, puede haber configuraciones en las que algunos de los rotores o bien son fijos o bien están restringidos en relación con otros. Además, este diagrama solo supone una basculación en un único eje, pero como también se describe con más detalle a continuación, se puede proporcionar una basculación en múltiples ejes, previendo una maniobrabilidad aún mayor.

La figura 7 ilustra componentes principales implicados en el control de vuelo, incluyendo los siguientes:

- Componentes relacionados con la energía 40, incluyendo la generación de energía (por ejemplo, paneles solares), el almacenamiento de energía (por ejemplo, baterías), la distribución y supervisión de energía, la gestión de la energía almacenada y la gestión de la generación de energía.
- Componentes de navegación y relacionados 42, incluyendo enlaces de datos para comunicaciones externas, cargas útiles, control de vuelo, navegación, detección de navegación y medición interna.

La figura 8 proporciona detalles de control de vuelo como si implicaran que un controlador de vuelo implementado por ordenador 50 interaccionase con la dinámica de equipo 52 de la aeronave. El controlador de vuelo 50 genera salidas de control que incluyen señales que representan los valores θ , ω , ϕ y ψ como se ha mencionado anteriormente, que hacen que la aeronave física 10 interaccione con su entorno en consecuencia. Como se muestra, el controlador de vuelo 50 se puede lograr como un controlador basado en modelos que incorpora un modelo del equipo físico de la aeronave para el control predictivo. Los efectos detectados se proporcionan al controlador 50 para hallar una estimación de estado y estimadas de la altitud y la trayectoria, así como la velocidad aerodinámica y la dirección,

estimadas que se proporcionan de vuelta al controlador de vuelo 50 junto con otras entradas para actualizar las salidas de control. Como se menciona, la metodología de control se basa en un empuje vectorizado, a diferencia de otras aeronaves que dependen de superficies de control tales como alerones hipersustentadores, etc.

La figura 9 ilustra un concepto de despliegue de la aeronave 10, que es esencialmente el de una misión de vuelo fijo que emplea VTOL con la flexibilidad operativa potenciada consiguiente. Comenzando con el transporte 60 y cualquier mantenimiento previo al vuelo 62, el funcionamiento procede al despegue vertical 64, la transición al vuelo horizontal 66, la ejecución de vuelo 68, la transición de vuelta al vuelo vertical 70 y el aterrizaje vertical 72. Esto puede ser seguido por un mantenimiento posterior al vuelo y entonces el transporte posterior, o bien para su almacenamiento o bien para una misión posterior.

La figura 10 ilustra otro concepto de despliegue de la aeronave 10, que se denomina "mantenimiento de posición" - una misión en la que la aeronave 10 está en vuelo estacionario durante un período prolongado sobre una única ubicación. El funcionamiento avanza desde el despegue de VTOL desde una ubicación de despegue 80, la transición a un vuelo de ala fija y el tránsito a la ubicación de posición 82, la transición a un vuelo estacionario o mantenimiento de posición en la ubicación de posición 82, entonces la transición posterior de vuelta a un vuelo de ala fija, el tránsito a una ubicación de aterrizaje 84 y un aterrizaje de VTOL.

Una ventaja de la aeronave 10 es la capacidad del fuselaje central 12 similar a un ala para proporcionar sustentación en una corriente de aire. La autonomía de la aeronave en una misión de mantenimiento de posición puede ser mayor cuando se despliega con vientos en altura, a diferencia de una aeronave de alas rotatorias convencional cuya autonomía disminuye generalmente cuando se despliega para un mantenimiento de posición con vientos en altura.

Las figuras 11 y 12 ilustran los rotores 16 y su articulación con más detalle. Esta disposición emplea un servocontrol en tándem paralelo, es decir, dos servomecanismos separados 90 se disponen en paralelo como se ve del mejor modo en la figura 12. En esta disposición, el eje de rotación 92 se extiende a través del centro de gravedad del rotor 16, como se ve del mejor modo en la figura 11. Se pueden emplear mecanismos alternativos, tales como servo(s) directo(s) en el eje, servos en serie-en tándem, rotación fuera del centro de gravedad, mecanismos neumáticos o hidráulicos, disposiciones accionadas por correas o engranajes, etc. Como se ha hecho notar anteriormente, el posicionamiento variable se puede limitar a un eje o puede ser de múltiples ejes, por ejemplo, basculación/guñada.

La figura 13 ilustra diversas maniobras de vuelo hacia delante, todas las cuales emplean una vectorización de empuje a excepción de los movimientos de guñada pura (guñada a la derecha, guñada a la izquierda) que se pueden realizar usando solo diferenciales de empuje (diferentes empujes aplicados a los rotores 16 en diferentes lados de la aeronave). Los vectores de empuje requeridos se muestran esquemáticamente. Por lo tanto, para un cabeceo hacia arriba, por ejemplo, los rotores frontales aplican un empuje hacia arriba más alto mientras que los rotores posteriores empujan hacia abajo.

La figura 14 ilustra el uso de los paneles solares fotovoltaicos 100 en la superficie de la aeronave 100 para proporcionar energía eléctrica para el funcionamiento. Este enfoque aprovecha el área superficial de la aeronave para el potencial de captación. Puede ser posible modularizar los paneles 100 sobre los paneles de ala 14. Internamente, la aeronave 10 puede emplear otros componentes de energía, incluyendo baterías y/o tecnologías de conversión tales como generadores que usan combustión interna, ciclos Otto/de diésel, turbinas (gas de combustión o gas comprimido), pilas de combustible (por ejemplo, hidrógeno o propano), o una fuente de energía constante tal como la nuclear.

Las figuras 15 y 16 ilustran cierta modularidad de los componentes de sistema que puede posibilitar el uso del enfoque de vectorización de empuje general en diversos tipos de aeronave diferentes, como se describe con más detalle a continuación. El sistema de propulsión, incluidos los rotores 16 con los accionadores y componentes asociados del sistema de control de accionamiento y de movimiento de empuje vectorizado 110 (incluyendo el almacenamiento de energía, la distribución de energía y otros componentes como se muestra), se puede adaptar a otros tipos de célula, incluyendo la retroadaptación de sistemas de ala fija existentes.

Las figuras 17-22 muestran ejemplos de la aplicación a otros tipos de célula. Las figuras 17-19 son unas vistas superior, frontal y lateral de una célula de ala fija pequeña 120 convencional del tipo que emplea habitualmente un único motor de combustión, configurado con los rotores 16 y las perchas 18 unidos a los lados inferiores de las alas de forma similar a la aeronave 10. Las figuras 20-22 son unas vistas superior, frontal y lateral de un segundo tipo de aeronave de ala fija 130 configurado de forma similar con los rotores montados en percha 16.

Las figuras 23 y 24 ilustran rangos de articulación (forma de arco de barrido) y ángulos de articulación de ejemplo (línea de trazo discontinuo) de los rotores 16. En este ejemplo, La figura 23 ilustra una articulación en torno a un eje generalmente vertical (de guñada), mientras que la figura 24 ilustra la articulación alrededor de un eje generalmente horizontal (de basculación). Generalmente, las barquillas de propulsión individuales pueden tener uno o más grados de libertad para rotar en relación con la célula/superficie de sustentación/fuselaje. El eje de articulación se puede desacoplar o acoplar para lograr un rango de barrido de movimiento de efecto final.

La figura 25 muestra detalles adicionales con respecto a la articulación bidimensional, con (1) una rotación de delante

atrás (basculación) y (2) una rotación de babor a estribor (guiñada).

Las figuras 26-28 muestran ejemplos de diferentes configuraciones de propulsión como se ha mencionado anteriormente de forma breve. La figura 26 es una configuración simétrica que tiene una barquilla frontal (rotor) de posición variable y una barquilla posterior de posición variable, en donde "posición" se refiere a la articulación angular tal como se muestra en las figuras 23-24. La figura 27 es una configuración asimétrica que tiene una barquilla frontal de posición variable y una barquilla posterior de posición semifija (de variabilidad limitada). La figura 28 es otra configuración asimétrica que tiene una barquilla frontal de posición variable y una barquilla posterior de posición fija.

La siguiente tabla describe detalles funcionales de las diferentes configuraciones de las figuras 26-28 en diferentes fases de vuelo.

Fase de vuelo	Figura 26 Simétrica	Figura 27 Conjunto restringido	Figura 28 Fija
VTOL/Vuelo estacionario	Todos los rotores con un rango similar de articulación/movimiento	Rotores o bien asignados a un rango completo de articulación o bien designados con capacidad de accionamiento limitada	El par/conjunto se afianza a la aeronave sin capacidad de articulación que admite VTOL en un papel de múltiples rotores tradicional. El conjunto/par restante proporciona una capacidad de vectorización de empuje a través de un rango completo de capacidad de articulación
Transición	Todos los rotores activos proporcionan asistencia de sustentación y transición	Todos los rotores activos con conjunto restringido proporcionan asistencia de sustentación y transición.	Todos los rotores activos con conjunto/par fijo proporcionan solo asistencia de sustentación.
Ala fija	Todos los rotores activos Opción de guardar pares/conjuntos de rotores	El par/conjunto restringido está deshabilitado/guardado. Opción de activar con asistencia de maniobra específica, tal como ascenso agresivo o maniobras evasivas.	Par/conjunto fijo deshabilitado/guardado.

Para la disposición simétrica de la figura 26, todas las barquillas de propulsión tienen rangos de movimiento equivalentes y se usan durante todas las fases de vuelo. Sin embargo, el sistema puede funcionar con únicamente un par/conjunto de sistemas de propulsión funcionando para proporcionar todo el control de vuelo - funcionando el resto con capacidades de vectorización de empuje limitadas o nulas. En una realización que tiene cuatro rotores, esto se puede lograr o bien con el par de rotores delantero o bien con el par de rotores posterior. Puede haber una preferencia por el par de rotores delantero para un vuelo de ala fija para lograr el estado de hélice más eficiente durante un vuelo de crucero; por lo tanto, los motores posteriores se pueden guardar en una posición definida y pasarse a estado activo durante las fases de vuelo de ala fija, produciendo una eficiencia eléctrica de sistema aumentada y una firma acústica reducida. Los rotores posteriores/traseros se pueden hacer reaccionar entonces durante el vuelo de ala fija para una mayor velocidad máxima o capacidad de ascenso y para entrar en una transición a VTOL para la recuperación al concluir el vuelo. Además, esta capacidad de control asimétrico posibilita que el sistema emplee un par/conjunto de rotores con unos rangos de movimiento restringidos o sin capacidades de vectorización de empuje de guiñada/basculación para reducir el peso y la complejidad de los sistemas de propulsión instalados. Para las realizaciones con más de 4 barquillas de propulsión, se puede aplicar la designación de una capacidad de articulación alternativa/restringida entre sistemas de propulsión delanteros y traseros de tal modo que un conjunto delantero y posterior podría tener una mezcla de barquillas de propulsión restringidas/fijas y unas capacidades de articulación completamente capaces. La selección de estas modalidades de control alternativas se puede hacer permutando e intercambiando módulos de propulsión en la aeronave.

Las figuras 29-31 ilustran diferencias de control de vuelo y dinámica entre las tres configuraciones de las figuras 26-28, respectivamente. Es decir, la figura 29 muestra un funcionamiento para una aeronave que tiene la configuración simétrica de la figura 26; la figura 30 muestra un funcionamiento para una aeronave que tiene la configuración restringida de la figura 27; y la figura 31 muestra un funcionamiento para una aeronave que tiene la configuración fija restringida de la figura 28. Todas ellas pueden lograr un despegue pronunciado, pero varían en cuanto a la naturaleza de su transición al vuelo hacia delante, variando desde una transición rápida (la figura 29, para la configuración simétrica de la figura 26) a una transición suave (la figura 30, para la configuración restringida de la figura 27) a una transición poco profunda (la figura 31, para la configuración fija de la figura 28).

La figura 32 es una representación cuasi-esquemática de diferentes geometrías de barquilla de propulsión (configuraciones de rotores montados en perchas) que se pueden usar. Se muestran cinco configuraciones 140-1 a

140-5. Para cada configuración 140, se muestran tres vistas: superior, frontal y lateral (procediendo hacia abajo en la figura 32). Las diferentes implementaciones de la colocación y unión al fuselaje de la aeronave de las barquillas de propulsión incluyen variaciones tales como descentramientos y soportes laterales.

5 Las figuras 33 a 35 ilustran aspectos de la colocación de baterías y el posicionamiento dinámico para gestionar el centro de gravedad de la aeronave. La figura 33 muestra la aeronave 10 que tiene un compartimento 150 dentro del fuselaje central 12. Este compartimento está dividido en un compartimento de carga útil central 152 y cuatro compartimentos de batería circundantes 154. Esta distribución interna incluye emplazamientos de instalación de batería variables que proporcionan flexibilidad para gestionar el centro de gravedad (CG) de la aeronave de una forma deliberada y controlada sin la modificación de la aeronave u otros sistemas de apoyo. Esto se representa en las figuras 10 34 y 35. La figura 34 muestra una condición en la que una carga útil 158 está alineada con el CG y, por lo tanto, las baterías 160 se disponen simétricamente. La figura 35 muestra una situación diferente en la que la carga útil 158 no está alineada con el CG y, por lo tanto, las baterías 160 se sitúan de forma asimétrica para compensar, manteniendo el CG en la misma ubicación centrada que en la situación de la figura 34.

15 La figura 36 muestra aspectos de un diseño de tren de aterrizaje y un método de unión. Como se muestra, en una realización, los trenes de aterrizaje 170 se unen a la percha 18, y sus posiciones sobre la misma pueden ser ajustables en posición (por ejemplo, mediante el uso de unas abrazaderas deslizantes 172) para lograr un centro de gravedad (CG) deseado. Todos los trenes de aterrizaje 170 se pueden fabricar a partir del uso del mismo componente en existencias y pueden emplear diferentes programas de estratificación para el ajuste basándose en los diferentes casos de carga y peso de aeronave. Esto posibilita que el resto de la aeronave optimice la fracción de masa estructural para aumentar la capacidad de carga útil/autonomía al tiempo que se prevén diferentes equipamientos y configuraciones.

20 Las figuras 37-38 ilustran una unión modular de una percha de soporte 18 a la aeronave. Cada percha 18 se une modularmente a la célula de sustentación de lado inferior, por ejemplo, el fuselaje central 12. Una cuña ajustable 180 se dispone entre la parte de debajo de la aeronave y la percha 18, posibilitando que el sistema de propulsión (los rotores 16 montados en perchas) se alinee en relación con la aeronave 10 para lograr las líneas de empuje, el ángulo de ataque y la compensación deseados.

30 La siguiente tabla presenta información adicional con respecto al sistema de aeronave.

Característica	Análisis
Diseño de aeronave reconfigurable - aeronave de ala fija con capacidad de VTOL que puede funcionar como un multirrotor	El sistema divulgado difiere de los sistemas de aeronave conocidos debido a que no solo puede hacer la transición entre vuelo de ala fija y aeronave de alas rotatorias, sino que también se pueden retirar las alas, reduciendo el factor de forma/la envergadura de ala y facilitando el funcionamiento en un modo de vuelo estacionario al tiempo que se siguen conservando los beneficios de un fuselaje sustentador (por ejemplo, mantenimiento de posición)
Maniobra a través de vectores de propulsor independientes generados mediante un control singular de la salida de empuje y el ángulo de basculación relativos de cada barquilla de propulsor	La aeronave no utiliza superficies de control tradicionales (alerones, timón de dirección, timón de profundidad, alerones hipersustentadores) o accionamiento de control de aeronave de alas rotatorias (paso colectivo, cíclico), usando, en su lugar, un único sistema de propulsores controlados independientemente que proporcionan sustentación, empuje y control de vuelo.
Maniobrabilidad de vectores de empuje: Basculación-vuelo estacionario	La capacidad de empuje vectorizado posibilita que el sistema mantenga el cabeceo/la elevación/el ángulo de ataque de aeronave en todos los regímenes de vuelo. Esto incluye posibilitar que el sistema controle la postura de carga útil/aeronave durante el vuelo estacionario y mitiga la rotación del fuselaje requerida para una traslación de basculación. También posibilita una eficiencia de vuelo estacionario aumentada, debido a que el sistema se puede alinear con el viento y mitigar las fuerzas del viento de cara durante el vuelo estacionario basculando barquillas hacia delante. Cuando se está realizando un mantenimiento de posición, se puede utilizar el aire de corriente libre (vientos en altura) para proporcionar una sustentación de apoyo para reducir las demandas de potencia de vuelo estacionario de rotor. Este es un caso de uso y método de implementación singular para el empuje vectorizado.
Maniobrabilidad de vectores de empuje: Traslación dentro del plano	El diseño de ala volante y empuje vectorizado posibilita que el sistema se traslade sin bascular como un multirrotor/cuadricóptero tradicional. Más allá de un punto de transición de velocidad aerodinámica definida, es decir, la velocidad de pérdida de la célula durante el vuelo hacia delante, esto posibilita que la aeronave realice una transición al vuelo de ala fija.

(continuación)

Característica	Análisis
Maniobrabilidad de vectores de empuje: Guiñada de alta velocidad	El empuje vectorizado posibilita que la aeronave supere las limitaciones de tasa de guiñada de par diferencial características de las plataformas de múltiples rotores.
Diseño de mecanismo de basculación de servo en tándem de propulsor	La implementación de servo en tándem proporciona redundancia y la rotación de motor en el eje minimiza el par requerido para un accionamiento de alta velocidad
Superficies de control de vuelo integradas (pasivas) en las barquillas de basculación o en el fuselaje sustentador de célula	Posibilita una capacidad de planeo y de compensación. Posibilita que las fuerzas impartidas para la maniobrabilidad de la aeronave complementen o amplifiquen la vectorización de empuje primaria
Sistema/mecanismo de rotor de paso variable integrado	El accionamiento de rotor de paso variable añade un grado adicional de libertad para el control de vectores de empuje y el funcionamiento entre VTOL y vuelo hacia delante que las hélices de paso fijo no pueden proporcionar.
Algoritmos de mezclado	A diferencia de los sistemas de sustentación-empuje separados, la solución de empuje vectorizado puede usar esquemas de mezclado que permiten resolver tanto el equilibrio de fuerzas de la aeronave como los parámetros de control deseados usando solo los propulsores principales.
Eficiencia/autonomía de vuelo estacionario de un ala volante	La configuración de ala volante proporciona una relación alta entre sustentación y resistencia (por ejemplo, de ~ 20:1) en comparación con los helicópteros tradicionales (4:1), rotores de basculación o plataformas de múltiples rotores. Esta sustentación aumentada mientras se está en funcionamiento con vientos en altura reduce la energía eléctrica requerida para mantener la altitud o ascender mientras se está en vuelo estacionario. La plataforma de ala volante proporciona una sustentación mayor con un flujo de aire creciente y salva las distancias entre los multirrotores sin sustentación y las aeronaves de ala fija que no tienen capacidad de vuelo de VTOL ($< V_{pérdida}$).

Conjunto de rotor

5 Las figuras 39 a 49 describen un conjunto de rotor de acuerdo con una o más realizaciones. Generalmente, el conjunto de rotor presenta algunas/la totalidad de las siguientes características:

- Conjunto de hélice de superficie aerodinámica rotatoria
- Mecanismo de control de paso de pala/superficie aerodinámica variable
- 10 - Se aplica a un motor de corriente continua sin escobillas (BLDC)
- Proporciona un control de empuje variable
- Posibilita un empuje vectorizado como parte de un conjunto de propulsión articulado
- Pluralidad de los módulos aplicados a un sistema de aeronave
- Metodología de control de vuelo a nivel de sistema para gestionar vectores de empuje independientes para lograr
- 15 una maniobra resultante de aeronave global
- Opera en un sistema que realiza una transición entre VTOL y vuelo de ala fija

Las figuras 39 a 43 ilustran una primera realización de un conjunto de rotor 200 con un ajuste de paso de pala. La figura 39 ilustra una posición de paso de pala neutra, a medio camino entre un paso completamente positivo y un paso completamente negativo. La figura 40 ilustra el paso en un primer sentido de rotación, que se identifica como paso "negativo". La figura 41 muestra el paso en el sentido de rotación opuesto, identificado como "positivo". La realización de las figuras 39 a 43 es un ejemplo de una configuración "de parte rotatoria exterior" del motor de rotor, en las que una porción de motor exterior (visible en estas figuras) rota alrededor de una porción de motor interior fijada a la célula (no visible), y la varilla de empuje se extiende axialmente a través de la porción de motor exterior y no rota con el rotor.

25 El conjunto de rotor 200 de las figuras 39-43 incluye los siguientes componentes:

- 202 - Mecanismo de paso de pala (alojamiento externo visible; mecanismo interno descrito a continuación)
- 204 - Superficie aerodinámica de pala o simplemente "pala"
- 30 206 - Motor
- 208 - Bancada de motor
- 210 - Servomecanismo o "servo" de accionamiento de paso
- 212 - Varilla de empuje de accionamiento de paso
- 214 - Superficie de interacción rotatoria

35 Durante el funcionamiento, el paso de la pala 204 varía mediante el funcionamiento del servo 210 según lo impuesto por un subsistema de control de aeronave de nivel superior, como se ha descrito anteriormente con referencia a las

figuras 7 y 8. El servo 210 rota la superficie de interacción rotatoria 214 que traduce el movimiento rotatorio en un movimiento lineal de la varilla de empuje 212 (verticalmente en las figuras 39-42). El mecanismo de paso 202 traduce el movimiento lineal de la varilla de empuje 212 en una rotación de la pala 204 alrededor de su eje, variando de este modo el paso o ángulo de ataque de la pala 204 con respecto a la corriente de aire que pasa.

La figura 42 muestra una sección transversal simplificada del conjunto de rotor 200, que muestra partes internas del mecanismo de paso 202. La varilla de empuje 212 se acopla a un brazo transversal 220 que tiene un acoplamiento de seguimiento 222 a una brida en forma de disco 224 que forma parte de la pala 204. Este mecanismo convierte un movimiento lineal vertical de la varilla de empuje 212 en una rotación de la pala 204 mediante la acción del acoplamiento de seguimiento 222.

La figura 43 ilustra un aspecto térmico beneficioso del conjunto de rotor 200 según tiene lugar durante el funcionamiento debido a su estructura. El calor generado por el motor 206 se disipa de dos formas. Una, mostrada como $Q_{\dot{M}}$, es un flujo de calor radialmente hacia fuera a la corriente de aire que pasa. Una segunda forma, mostrada como $Q_{\dot{1}}$, es el flujo conductivo al mecanismo de paso variable 202, que es enfriado directamente (de cara) por la corriente de aire que se aproxima y, por lo tanto, funciona como un disipador de calor. El calor se saca del mecanismo de paso variable 202 de dos formas, mostradas como $Q_{\dot{D}}$ (radialmente hacia fuera) y por conducción $Q_{\dot{2}}$ a las palas 204, que liberan el calor como $Q_{\dot{B}}$ por convección a la corriente de aire que pasa.

Las figuras 44-48 ilustran un segundo ejemplo, que no es parte de la invención reivindicada sino que está presente solo con fines ilustrativos, de un conjunto de rotor 300 con un ajuste de paso de pala. La figura 44 ilustra el paso en un primer sentido de rotación, y la figura 45 muestra el paso en el sentido de rotación opuesto. La figura 46 es una vista en sección transversal. La figura 47 muestra el conjunto de rotor 300 configurado verticalmente durante el uso, (por ejemplo, para un despegue o aterrizaje vertical (VTOL)), y la figura 48 muestra el conjunto de rotor 300 configurado horizontalmente durante el uso, para un vuelo hacia delante. El conjunto de rotor 300 es un ejemplo de una configuración "de parte rotatoria interior" del motor de rotor, en la que la rotación de la pala de rotor 312 es accionada por un eje central extendido de un motor de rotor que se fija a la célula, empleando un casquillo 315 que prevé un movimiento lineal de una horquilla 303 desacoplado de la rotación de la pala de rotor 312.

Como se muestra en estas figuras, el conjunto de rotor 300 incluye los siguientes componentes:

- 301 Alojamiento dividido
- 302 Acoplador de pala
- 303 Horquilla de enlace
- 304 Alojamiento de cojinete lineal (aloja los cojinetes de horquilla 313, véase la figura 46)
- 305 Soporte de servo
- 306 Servo
- 307 Motor de accionamiento
- 308 Brazo de acoplador de pala
- 309 Cremallera de engranaje
- 310 Engranaje con piñón
- 311 Enlace ajustable
- 312 Pala de hélice
- 313 Cojinetes de horquilla (dentro del alojamiento de cojinete 304; véase la figura 46)
- 314 Cojinete de pala
- 315 Casquillo lineal

Durante el funcionamiento, el servomotor 306 rota el piñón 310 en respuesta a una entrada impuesta desde el subsistema de control de aeronave de nivel superior, como se ha descrito anteriormente con referencia a las figuras 7 y 8, y esta rotación se traduce en un movimiento lineal vertical de la horquilla 303 y el alojamiento de cojinete 304 (deslizándose sobre el casquillo 315) mediante la cremallera 309 engranada por el piñón 310. El movimiento vertical de la horquilla 303 provoca la rotación del brazo de acoplador de pala 308 a través del enlace 311, lo que da como resultado la rotación de paso correspondiente de la pala 312.

Como se muestra en las figuras 47-48, el conjunto de rotor 300 se monta en una aeronave mediante una disposición de horquilla que incluye un miembro en forma de U ("copa") interior 400 que se acopla de forma rotatoria a un miembro en forma de U ("horquilla") exterior 402 que se une rigidamente a la célula. La copa 400 pivota con respecto a la horquilla 402 para lograr una orientación diferente para diferentes modos de funcionamiento. La figura 47 muestra la configuración de VTOL, en la que la copa 400 y el conjunto de rotor 300 se rotan 90 grados con respecto a la horquilla 402. La figura 48 muestra la disposición de vuelo hacia delante en la que la copa 400 y el conjunto de rotor 300 se rotan 0 grados con respecto a la horquilla 402. La rotación de la copa 400 es provocada por un accionador 404 y un enlace asociado (no visible) bajo el mando del subsistema de control de vuelo de nivel superior. El accionador 404 se monta dentro de una abertura de un miembro similar a un brazo rígido 406 de la célula.

La figura 49 es una vista isométrica de un conjunto de rotor de paso variable 400 alternativo, que puede ser similar en casi todos los aspectos al conjunto de rotor 200 descrito anteriormente. Para potenciar adicionalmente la disipación

de calor, el alojamiento de mecanismo de paso 402 está configurado con las aletas de enfriamiento 404, aumentando el área superficial externa y, por lo tanto, aumentando el acoplamiento térmico con la corriente de aire que pasa y mejorando la disipación de calor en consecuencia.

5 Lo siguiente representa aspectos importantes de las disposiciones de rotor de paso variable divulgadas:

1. Ancho de banda de control de empuje de rotor aumentado

10 Esta característica se distingue de los rotores de paso fijo pequeños que proporcionan una respuesta adecuada a pequeña escala, pero tienen una capacidad de respuesta dinámica limitada para posibilitar un control de vuelo de múltiples rotores a medida que se ajusta la escala del sistema en cuanto a su tamaño e inercia.

15 Beneficio: La capacidad de variar rápida y continuamente el paso de rotor y, por lo tanto, el empuje obtenido, durante el funcionamiento como parte de una estrategia de control de aeronave, posibilita que unos sistemas más grandes logren mejoras en la precisión del control aerodinámico, en las velocidades de respuesta y en la maniobrabilidad de la aeronave.

20 2. Eficiencia de rotor ajustada para diversos regímenes de vuelo consistentes con aeronaves de ala fija con capacidad de VTOL

Esta característica se distingue de las hélices de paso fijo, que se enfrentan al desafío de comportarse de forma eficaz y eficiente en diversos regímenes operativos (VTOL, Transición y Vuelo de ala fija)

25 Beneficio: La capacidad de ajustar el paso de rotor para adecuarse al régimen de vuelo (VTOL, Transición, Vuelo de ala fija) posibilita que la hélice se ajuste a un punto operativo definido para maximizar la eficiencia de propulsión y/o la eficiencia de empuje, produciendo una autonomía de aeronave aumentada y reduciendo los márgenes (mecánicos, eléctricos, térmicos) de diseño de componentes para las condiciones operativas de caso límite resultantes de una solución de paso fijo

30 3. Transferencia térmica al conjunto de rotor

35 Esta característica se distingue de los conjuntos de motor/rotor típicos que se basan exclusivamente en estrategias de gestión térmica del motor. Este requisito marca los requisitos de dimensiones de motor, de materiales, de flujo de aire y de características (disipadores térmicos, salidas de soplado, soplantes, etc.). A menudo, esto se aborda haciendo aumentos en el área superficial del motor, seleccionando materiales de alta temperatura y dejando las características del motor expuestas/externas a la célula con el fin de aprovechar el flujo de aire inducido o de corriente libre mientras se está en funcionamiento. Todos estos enfoques aumentan el tamaño, el peso y el coste del motor.

40 Beneficio: Se proporciona un área superficial de rechazo de calor aumentada estableciendo superficies de interacción termoconductoras entre la fuente de calor (el motor) y el conjunto de rotor. El conjunto de rotor se sitúa de tal modo que proporciona una exposición más directa al flujo de aire de corriente libre/inducido e interacciona con la superficie de interacción entre la transmisión y el motor de tal modo que (el eje de transmisión/cojinete) está bien/mejor situado para rechazar el calor generado por el núcleo del motor. Esta transferencia de calor posibilita al sector del diseño de motores reducir los márgenes de diseño para una gestión térmica independiente para reducir el peso, aumentar los tiempos de funcionamiento a la potencia máxima y aumentar la eficiencia de motor. Además, el calor rechazado obtenido del motor se puede transferir adicionalmente a las palas con el fin de aumentar la temperatura de pala como una mitigación de las condiciones de formación de hielo durante el vuelo

50 4. Funcionamiento de velocidad de punta de rotor constante

Esta característica se distingue de los sistemas de hélice de paso fijo que modulan el empuje y/o el momento angular basándose en una velocidad de rotor variable. La velocidad variable del rotor da como resultado que la superficie aerodinámica funcione con unos números de Mach dinámicos que inducen una firma acústica dinámica. Esta variación en el perfil del espectro acústico contribuye a la detectabilidad acústica por un ser humano.

55 Beneficio: El sistema proporciona la capacidad de accionar el rotor a una velocidad angular constante, dando como resultado una velocidad de punta de rotor constante. Para aplicaciones de vectorización de empuje, la capacidad de ajustar rápidamente el empuje de hélice a través de un paso controlado posibilita que los rotores de velocidad constante logren un empuje variable.

60 Aunque se han mostrado y descrito en particular diversas realizaciones de la invención, los expertos en la materia entenderán que se pueden realizar diversos cambios en la forma y los detalles sin apartarse del alcance de la invención según es definido por las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (10), que comprende:

5 una célula;
una pluralidad de rotores eléctricos articulados (16) unidos a la célula, siendo al menos algunos de los rotores (16) unos rotores de posición variable que tienen una pluralidad de configuraciones operativas y transiciones entre las mismas basándose en señales de posición de rotor suministradas a los mismos, generando los rotores (16) unas magnitudes y direcciones de empuje vectorizado respectivas en unas configuraciones operativas respectivas como
10 resultado del accionamiento coordinado de uno o más grados de libertad en relación con la aeronave (10), en donde cada uno de los rotores de posición variable (16) incluye una disposición respectiva que tiene un accionador de paso de pala acoplado a un mecanismo de paso variable (202), estando configurado y operativo el mecanismo de paso variable (202) para traducir una salida rotatoria del accionador de paso de pala en una rotación de paso variable correspondiente de la pala de rotor (204),
15 en donde el mecanismo de paso variable (202) incluye una superficie de interacción rotatoria (214), una varilla de empuje y un brazo transversal, traduciendo la superficie de interacción rotatoria (214) entre la salida rotatoria del accionador de paso de pala y un movimiento lineal correspondiente de la varilla de empuje, estando acoplado el brazo transversal entre la varilla de empuje y una brida de la pala de rotor para traducir el movimiento lineal de la varilla de empuje en la rotación de paso variable de la pala de rotor,
20 en donde los rotores de posición variable (16) tienen una configuración de parte rotatoria exterior en la que una porción de motor exterior rota alrededor de una porción de motor interior fijada a la célula, y la varilla de empuje (212) se extiende axialmente a través de la porción de motor exterior y no rota con el rotor (16), y estando configurados adicionalmente los rotores de posición variable (16) para un paso variable de unas palas de rotor respectivas en respuesta a señales de paso de pala suministradas a los mismos;
25 una fuente de energía eléctrica para alimentar los rotores (16); y una circuitería de control configurada y operativa para generar las señales de posición de rotor y las señales de paso de pala para controlar de forma independiente el empuje de rotor, la orientación de rotor y el paso de pala de rotor de cada uno de los rotores de posición variable (16) de una forma que proporciona las transiciones entre las configuraciones operativas para modos de vuelo correspondientes de la aeronave, y la maniobra de vectorización de empuje impuesta de la aeronave (10) en las diferentes configuraciones.

2. La aeronave (10) de la reivindicación 1, en donde el mecanismo de paso variable (202) incluye además un alojamiento acoplado directamente a la porción de motor exterior para funcionar como un dissipador de calor para el calor generado por el motor (206) durante el funcionamiento, estando orientado el alojamiento hacia una corriente de
35 aire entrante para proporcionar la disipación del calor generado.

3. La aeronave (10) de la reivindicación 2, en donde el alojamiento tiene unas aletas de enfriamiento externas (404) que proporcionan un área superficial aumentada de la disipación del calor generado.

40 4. La aeronave (10) de la reivindicación 1, en donde los rotores (16) incluyen rotores frontales situados delante de un centro de la aeronave (10) y rotores posteriores situados detrás del centro de la aeronave (10), teniendo los rotores frontales una orientación o bien hacia arriba o bien hacia abajo y teniendo los rotores posteriores una orientación opuesta a la orientación de los rotores frontales.

45 5. La aeronave (10) de la reivindicación 4, en donde los rotores (16) que tienen una orientación hacia arriba están configurados para proporcionar una propulsión de tracción y los rotores (16) que tienen una orientación hacia abajo están configurados para proporcionar una propulsión de empuje.

50 6. La aeronave (10) de la reivindicación 1, en donde los rotores (16) incluyen rotores frontales situados delante de un centro de la aeronave y rotores posteriores situados detrás del centro de la aeronave, teniendo los rotores frontales una orientación o bien hacia arriba o bien hacia abajo y teniendo los rotores posteriores la misma orientación que la orientación de los rotores frontales.

55 7. La aeronave (10) de la reivindicación 1, que tiene una configuración simétrica en la que los rotores frontales y posteriores son los rotores de posición variable (16) y se hacen funcionar en un modo de VTOL y de vuelo estacionario, con los rotores frontales y posteriores situados para una sustentación vertical, en un modo de transición, con los rotores frontales y posteriores situados para una asistencia de sustentación y transición, y en un modo de vuelo hacia delante, con los rotores frontales y posteriores situados para un empuje hacia delante.

60 8. La aeronave (10) de la reivindicación 1, que tiene una configuración asimétrica en la que los rotores frontales son rotores de posición variable completa y los rotores posteriores son rotores de posición variable limitada, y los rotores frontales y posteriores se hacen funcionar en un modo de VTOL y de vuelo estacionario, con los rotores frontales y posteriores situados para una sustentación vertical, en un modo de transición, con los rotores frontales y posteriores situados para una asistencia de sustentación y transición, y en un modo de vuelo hacia delante, con los rotores
65 frontales situados para un empuje hacia delante y estando desactivados los rotores posteriores.

- 5 9. La aeronave (10) de la reivindicación 1, que tiene una configuración asimétrica en la que los rotores frontales son los rotores de posición variable y los rotores posteriores son rotores de posición fija, y los rotores frontales y posteriores se hacen funcionar en un modo de VTOL y de vuelo estacionario, con los rotores frontales situados para una sustentación vertical junto con la activación de los rotores posteriores, en un modo de transición, con los rotores frontales situados para una asistencia de sustentación y transición con la activación de los rotores posteriores para una asistencia de sustentación, y en un modo de vuelo hacia delante, con los rotores frontales situados para un empuje hacia delante y estando desactivados los rotores posteriores.
- 10 10. La aeronave (10) de la reivindicación 1, en donde los rotores de posición variable están configurados para una posición angular variable alrededor de un eje de basculación en relación con una dirección de movimiento de la aeronave (10).
- 15 11. La aeronave (10) de la reivindicación 10, en donde los rotores de posición variable están configurados además para una posición angular variable alrededor de un eje de guiñada en relación con una dirección de movimiento de la aeronave, proporcionando una combinación de las posiciones angulares variables alrededor del eje de basculación y el eje de guiñada una orientación de rotor resultante que tiene unas componentes angulares respectivas alrededor del eje de basculación y el eje de guiñada.
- 20 12. La aeronave (10) de la reivindicación 1, en donde los rotores de posición variable incluyen unos mecanismos de servocontrol respectivos para el posicionamiento impuesto de los mismos.
13. La aeronave (10) de la reivindicación 12, en donde los mecanismos de servocontrol son servomecanismos en tándem paralelos.

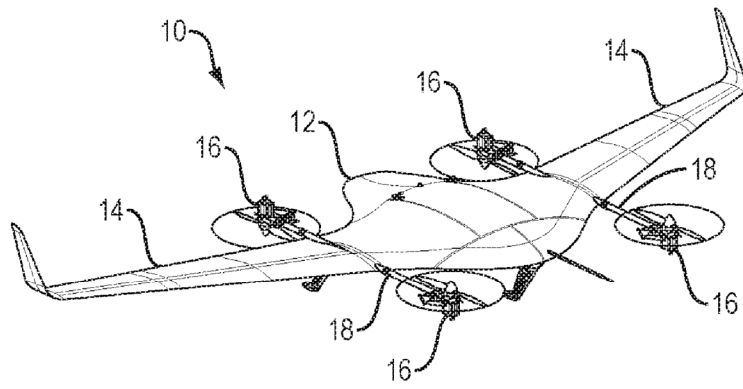


Fig. 1

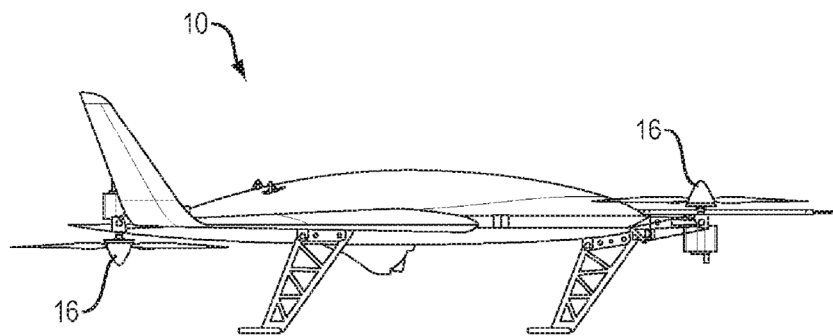


Fig. 2

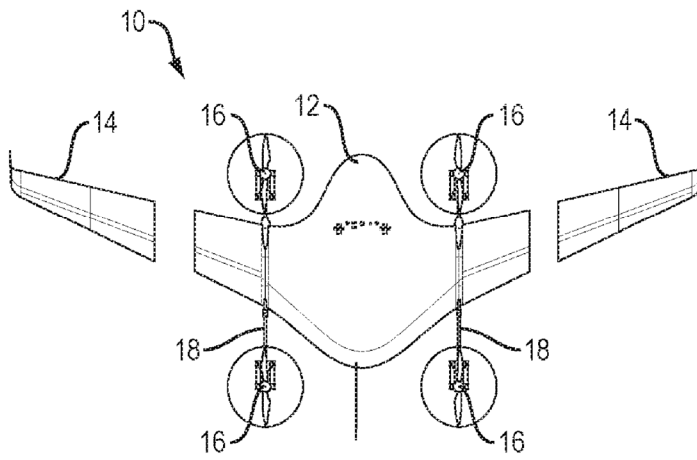


Fig. 3

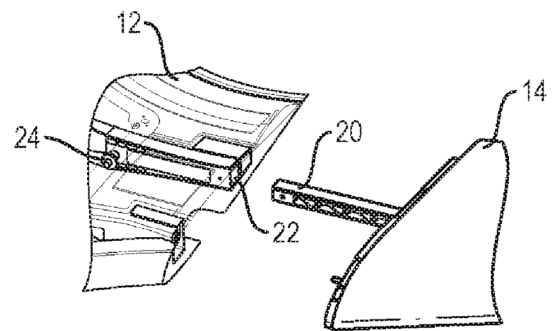


Fig. 4

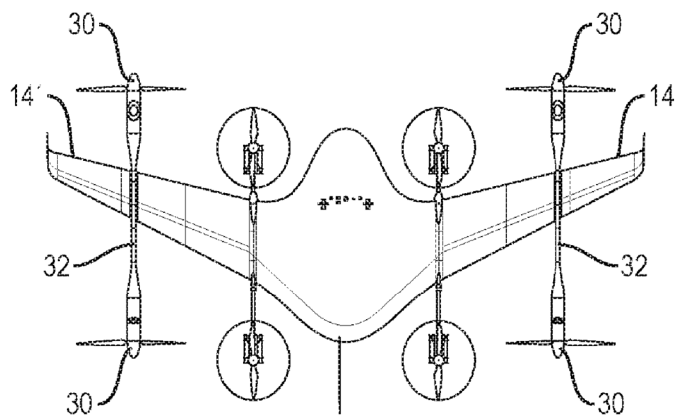


Fig. 5

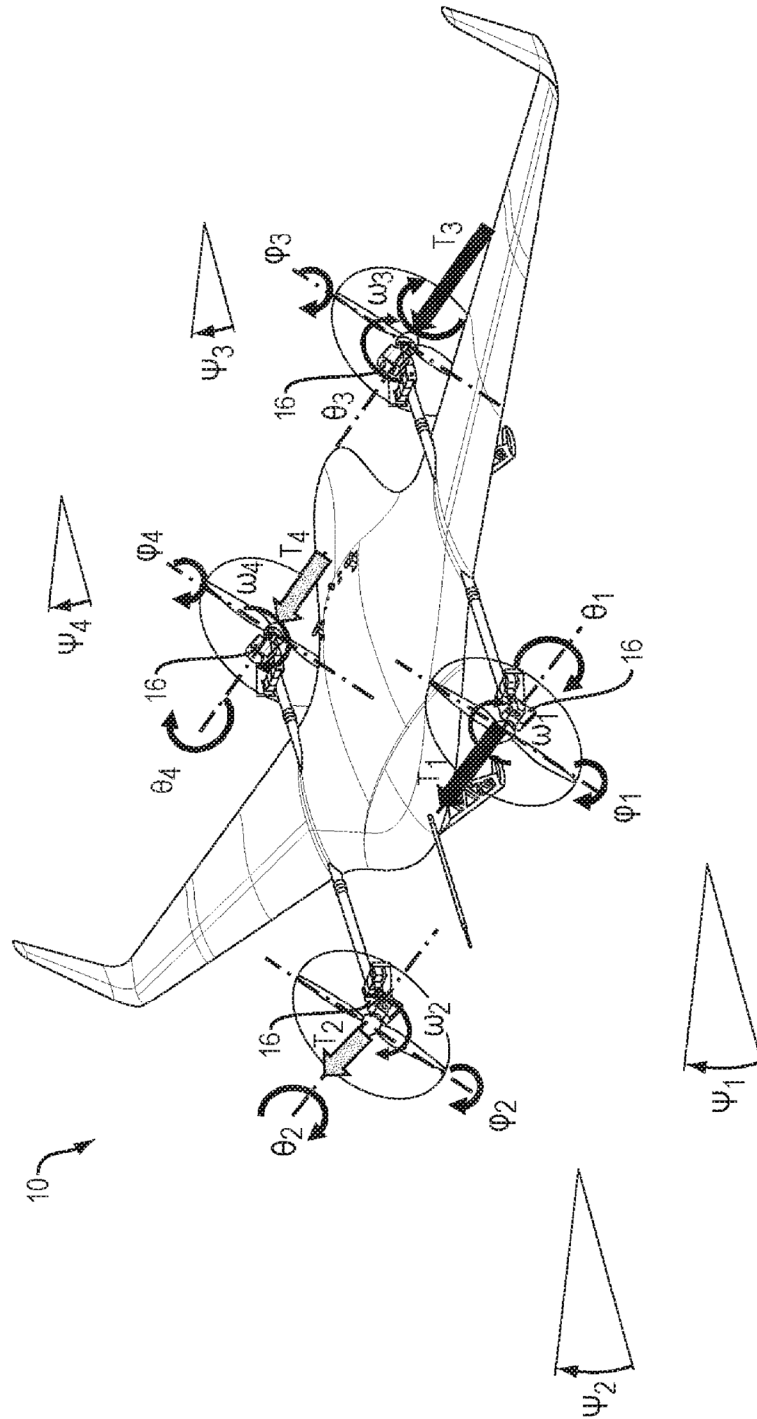


Fig. 6

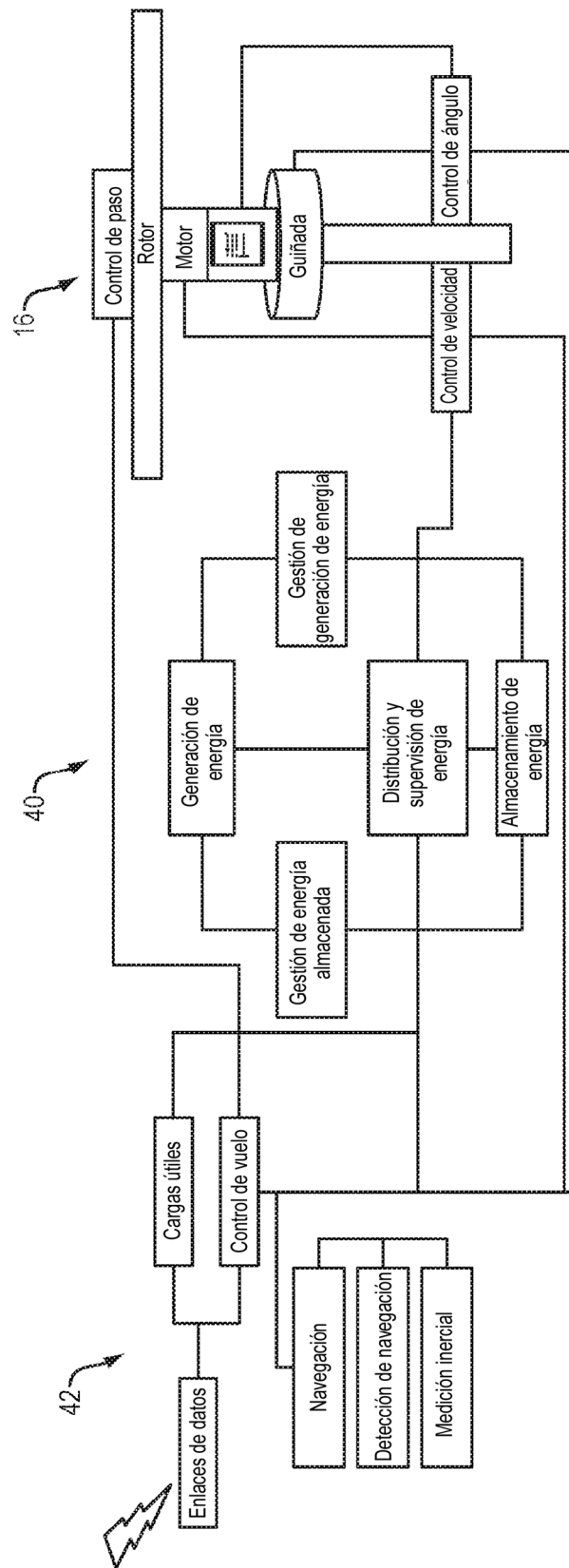


Fig. 7

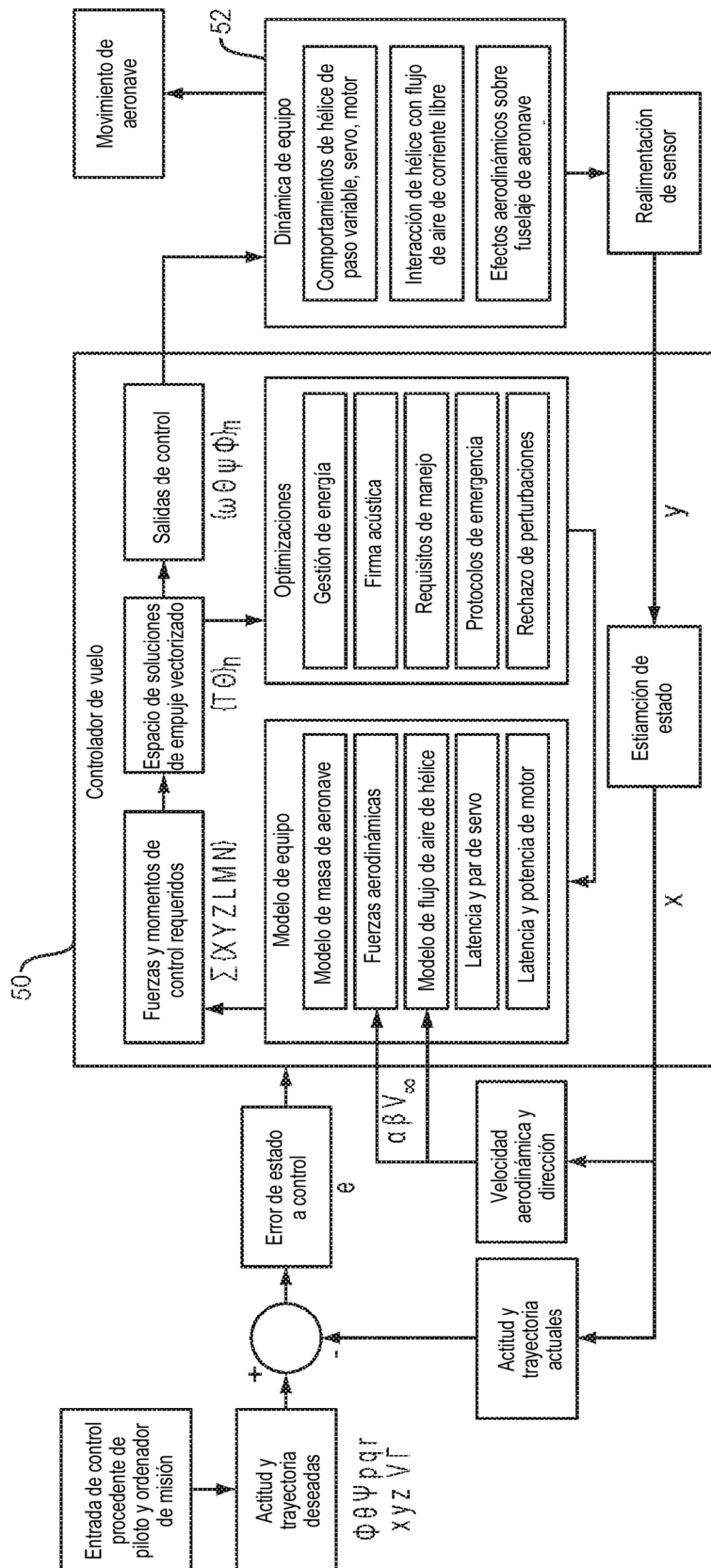


Fig. 8

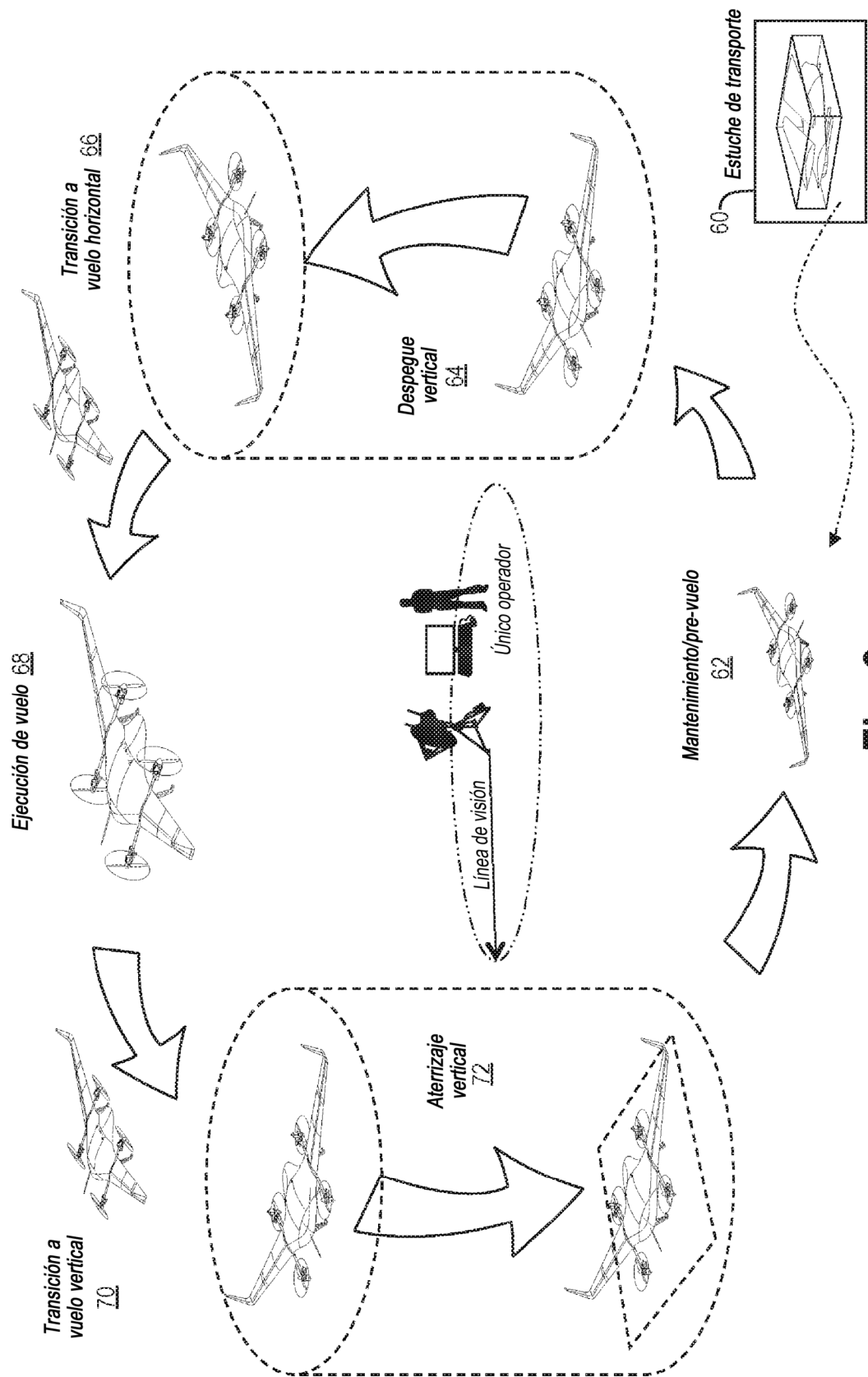


Fig. 9

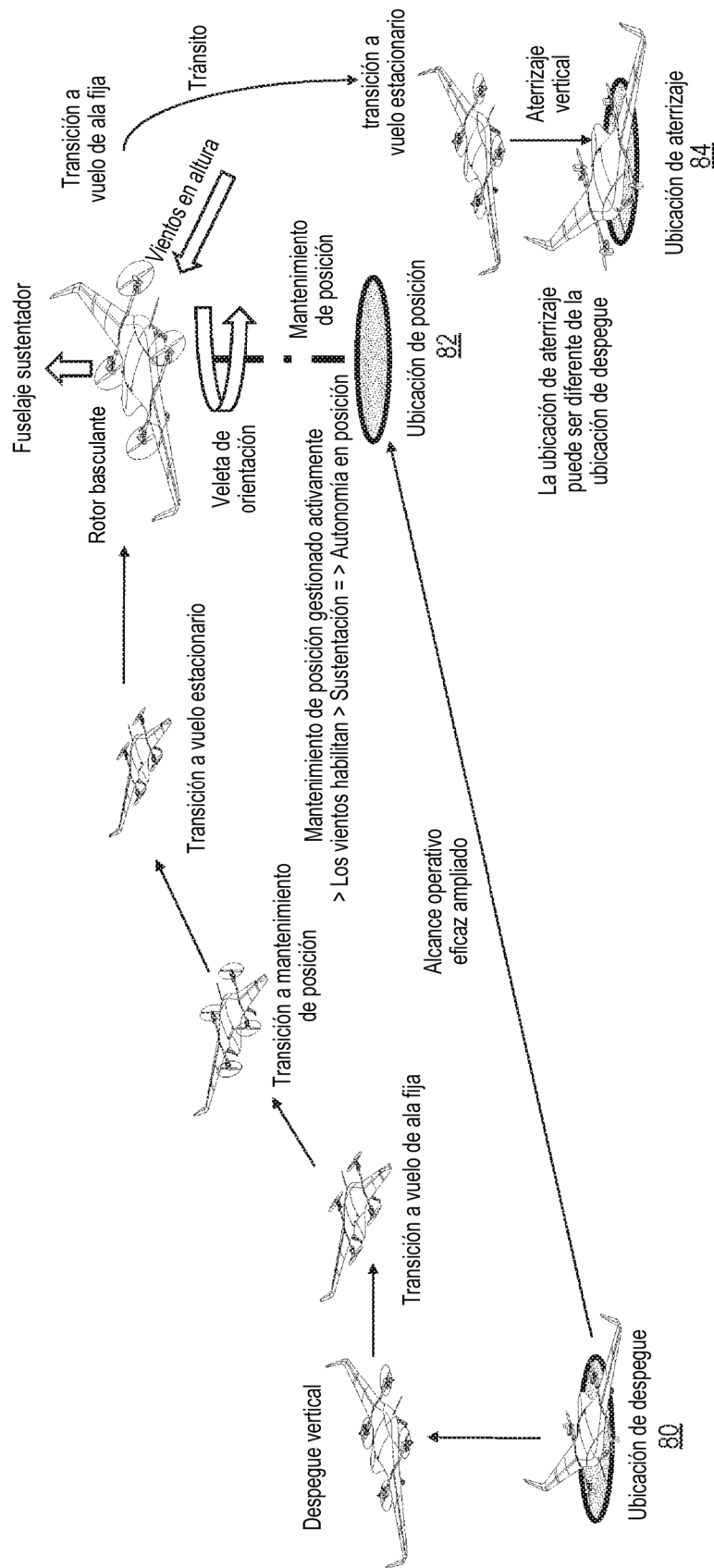


Fig. 10

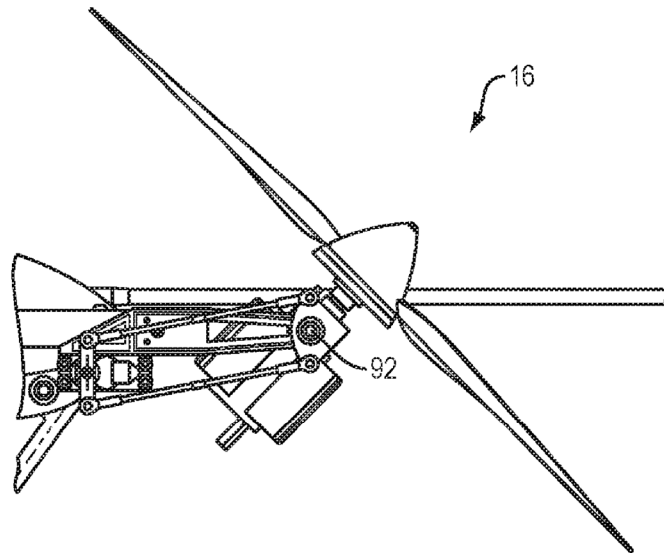


Fig. 11

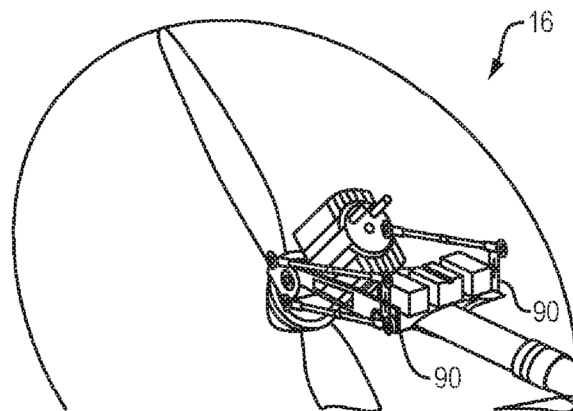


Fig. 12

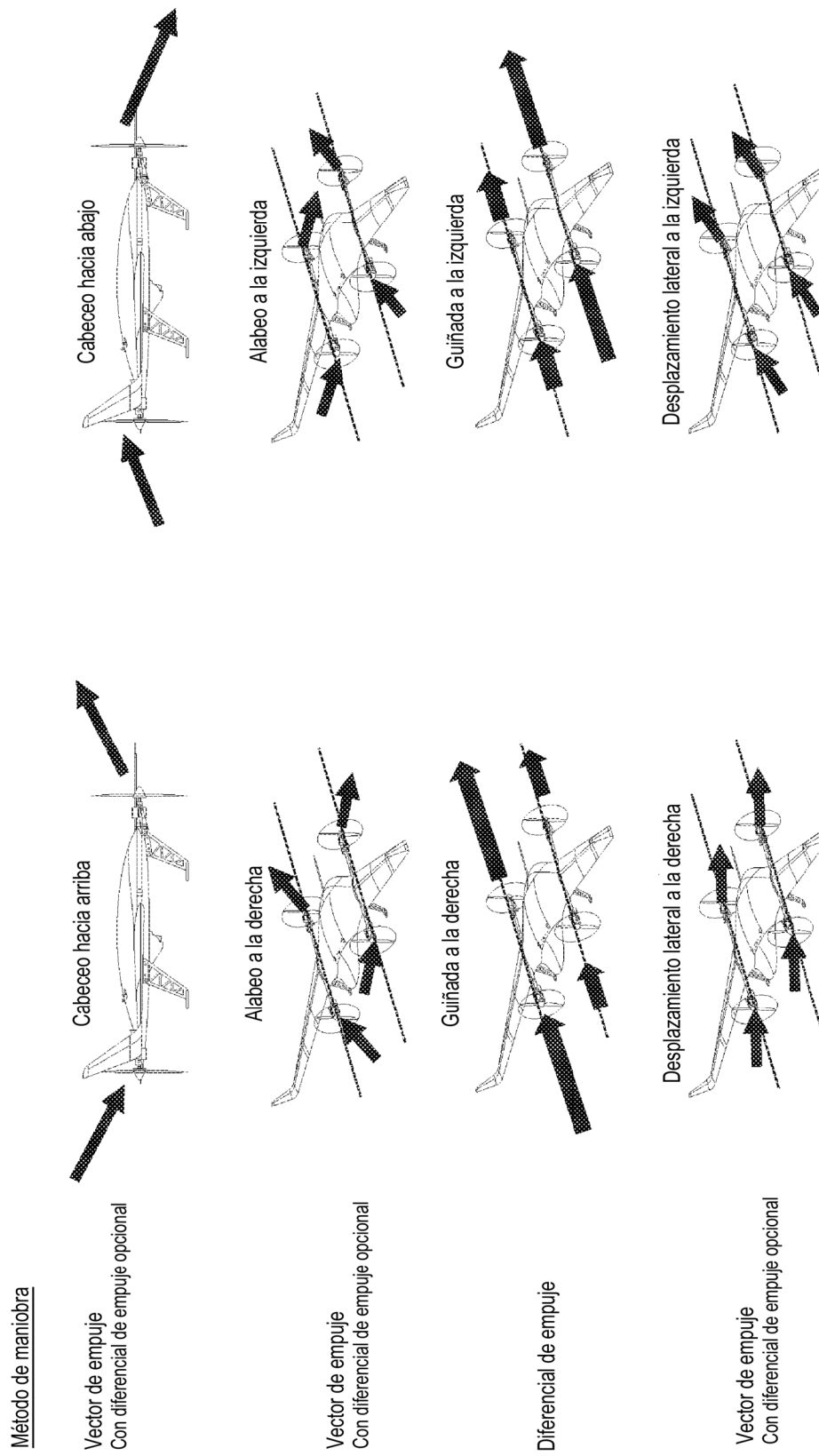


Fig. 13

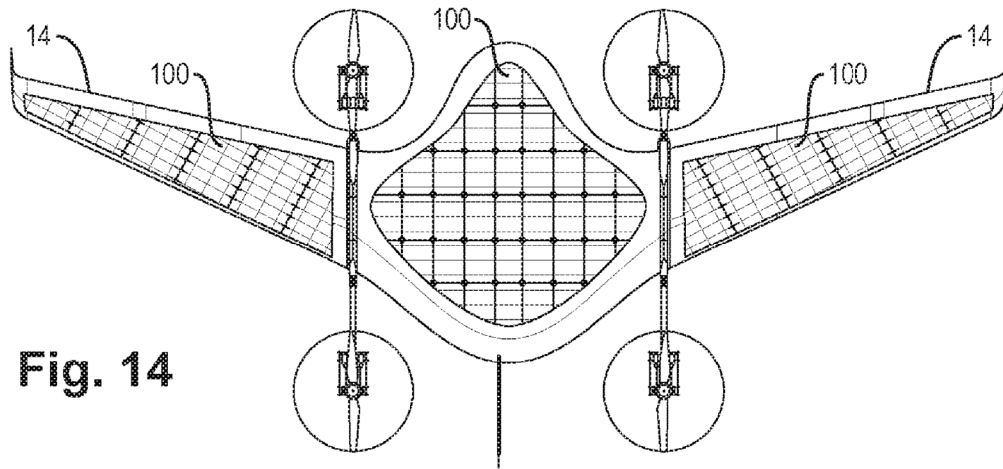


Fig. 14

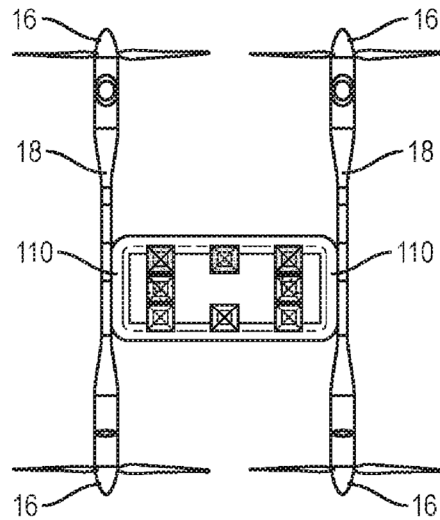
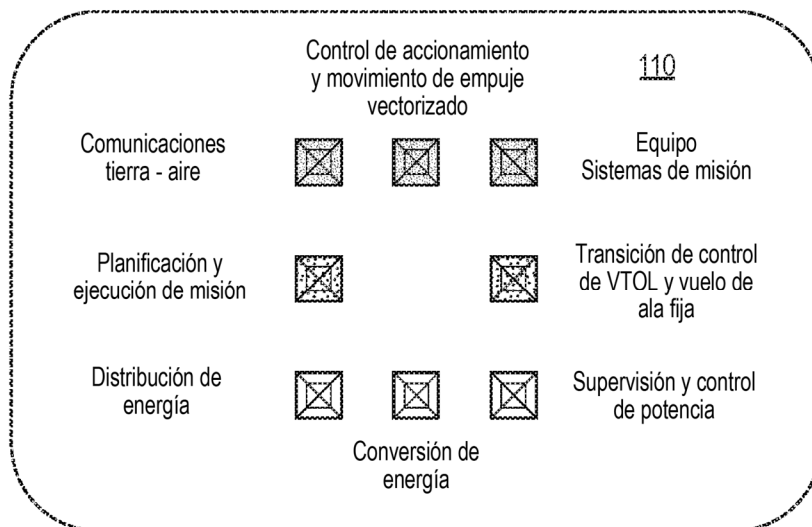


Fig. 15

Fig. 16



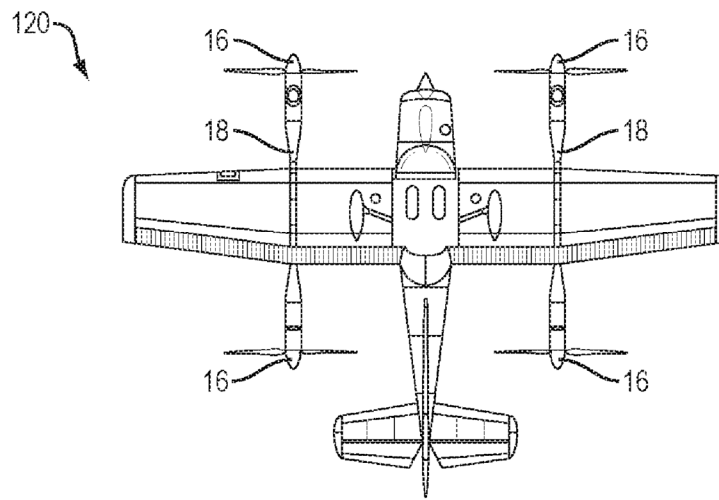


Fig. 17

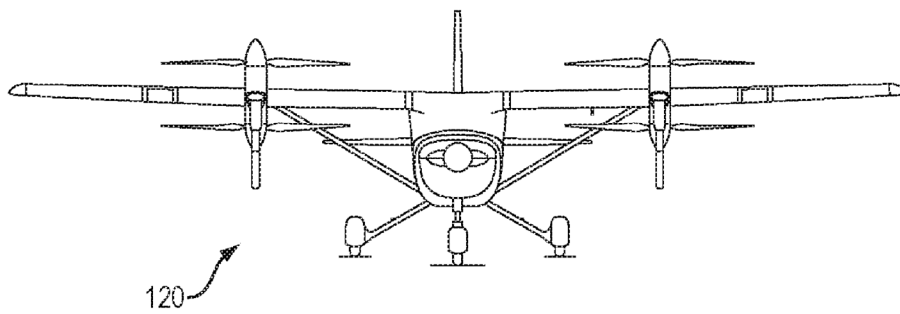


Fig. 18

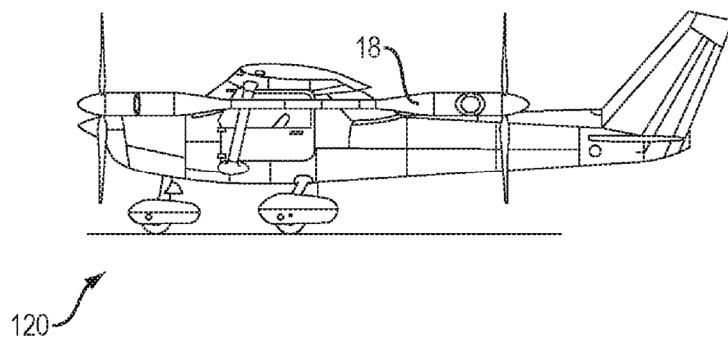


Fig. 19

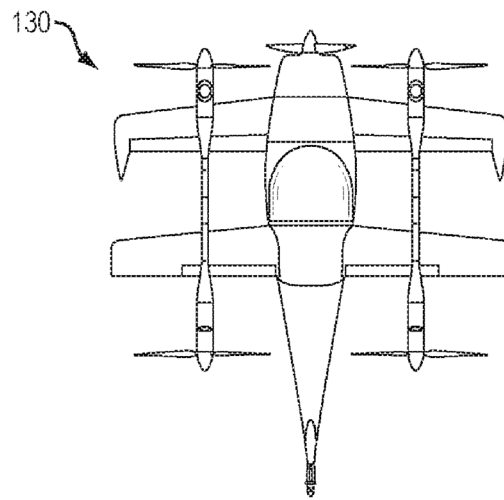


Fig. 20

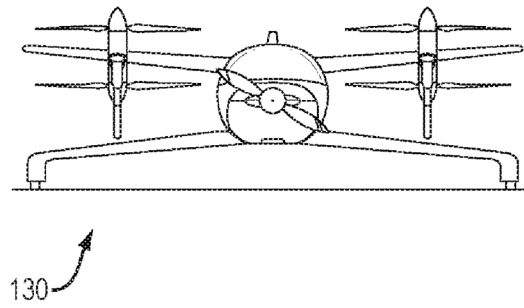


Fig. 21

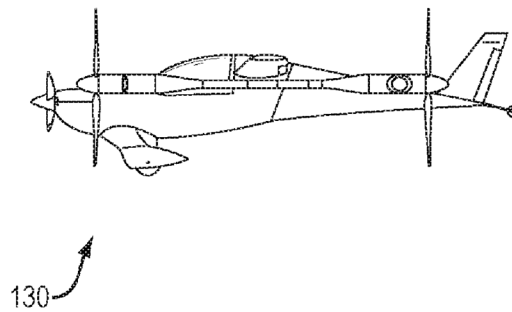


Fig. 22

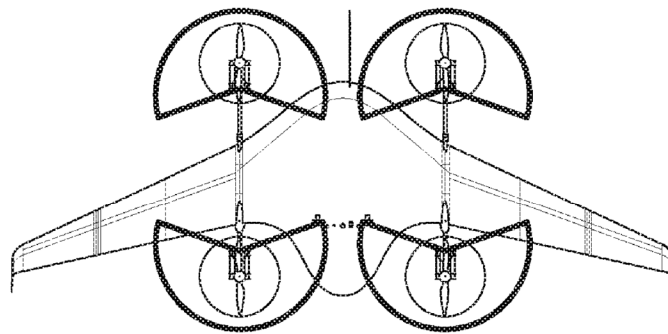


Fig. 23

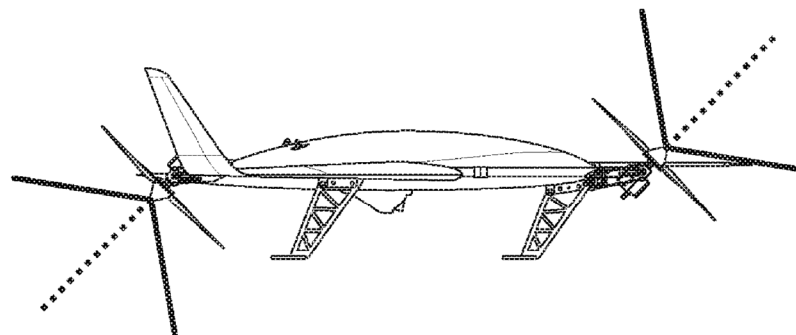
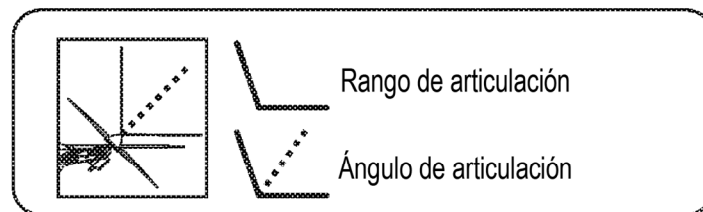


Fig. 24

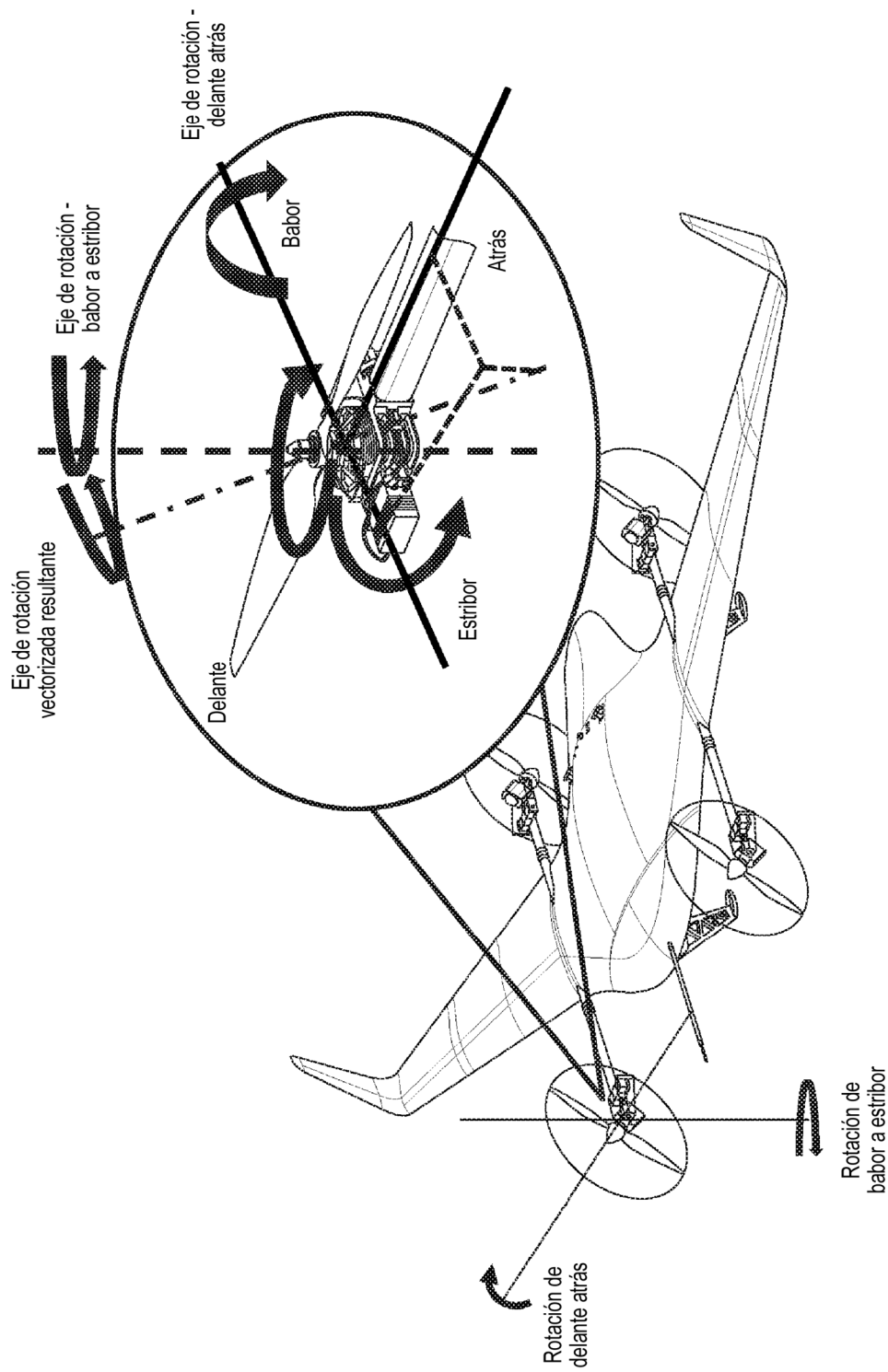
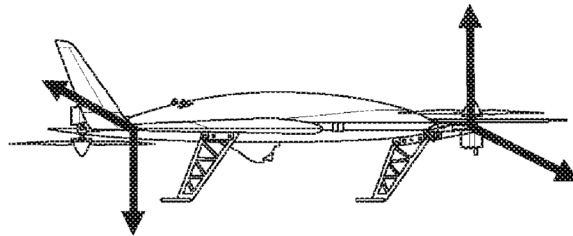
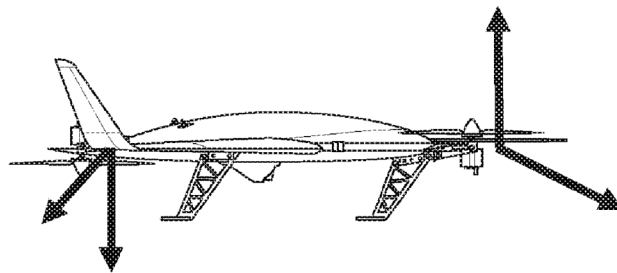


Fig. 25



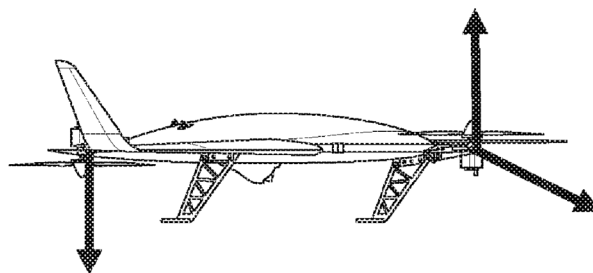
Barquilla posterior de posición variable
barquilla frontal de posición variable

Fig. 26



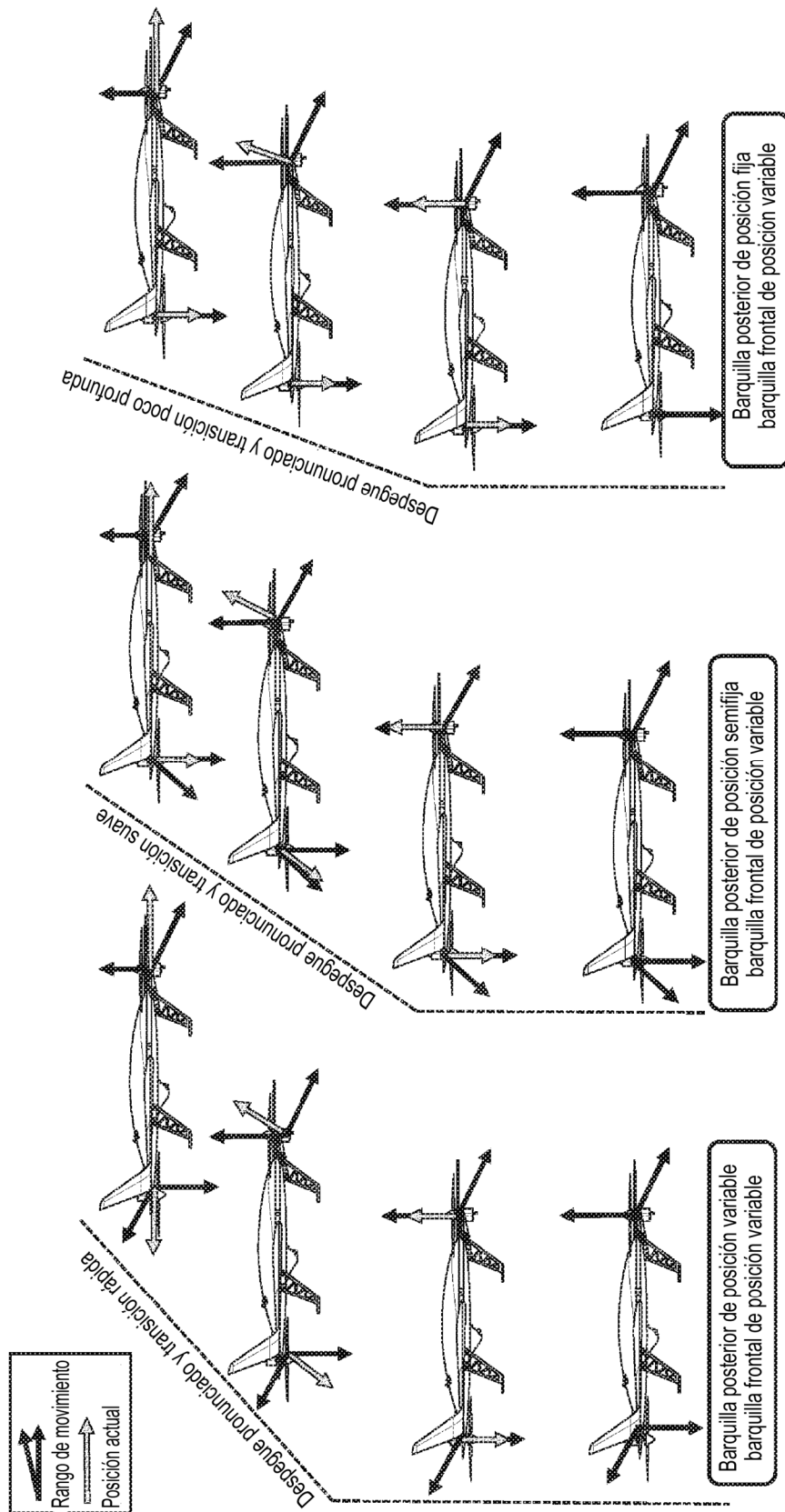
Barquilla posterior de posición semifija
barquilla frontal de posición variable

Fig. 27



Barquilla posterior de posición fija
barquilla frontal de posición variable

Fig. 28



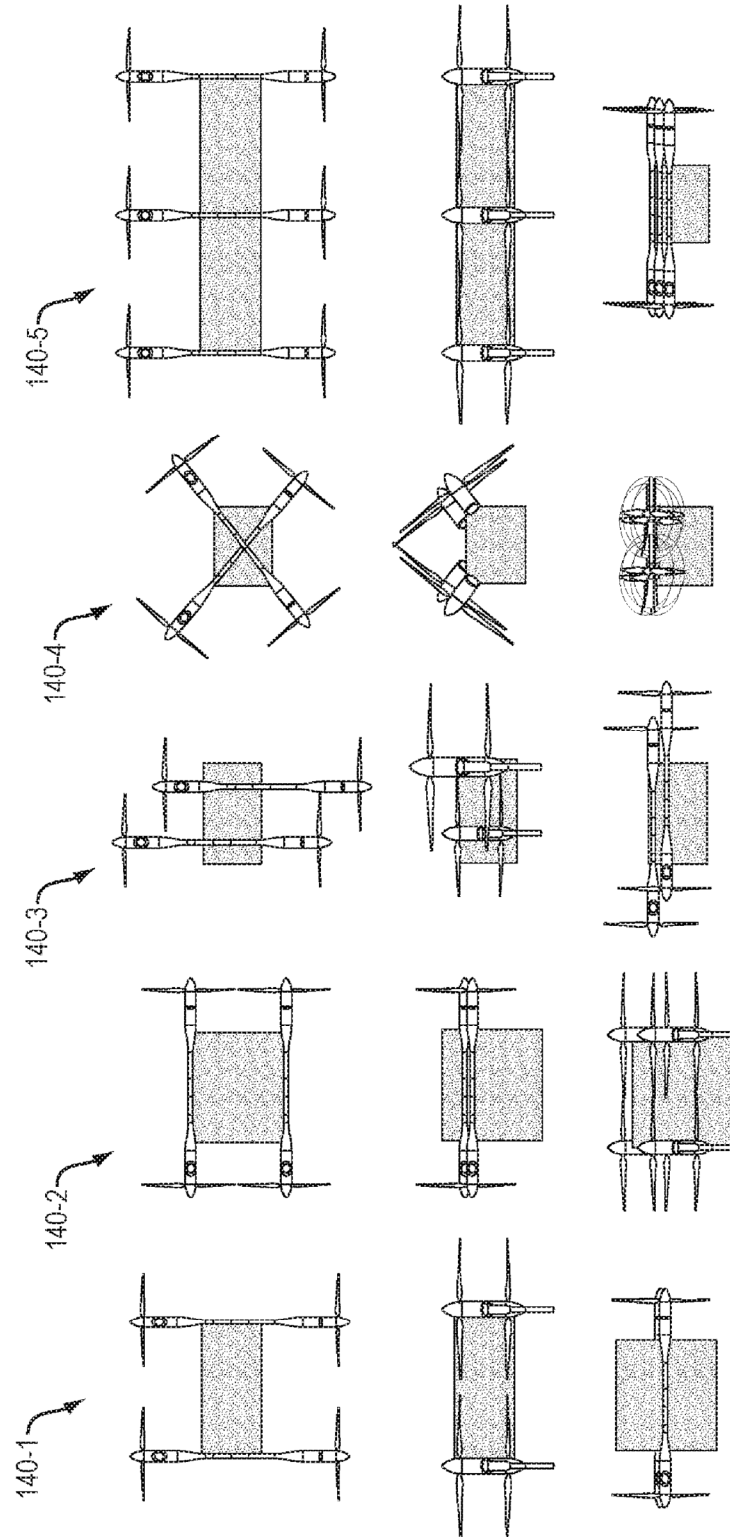


Fig. 32

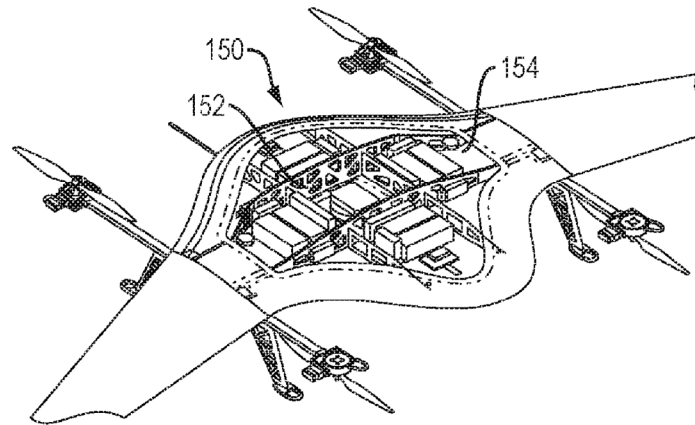


Fig. 33

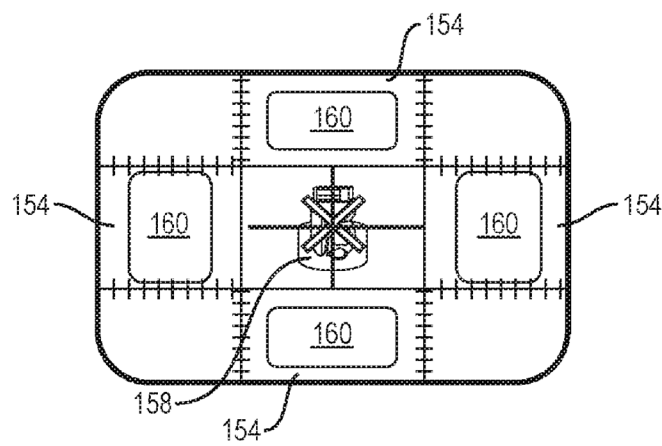


Fig. 34

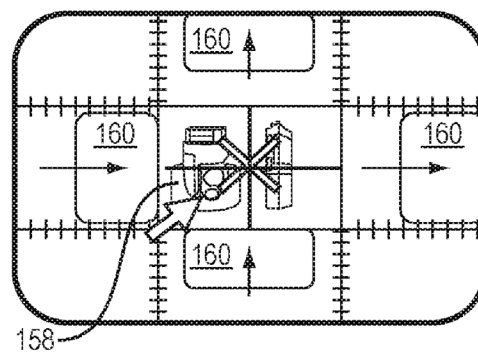


Fig. 35

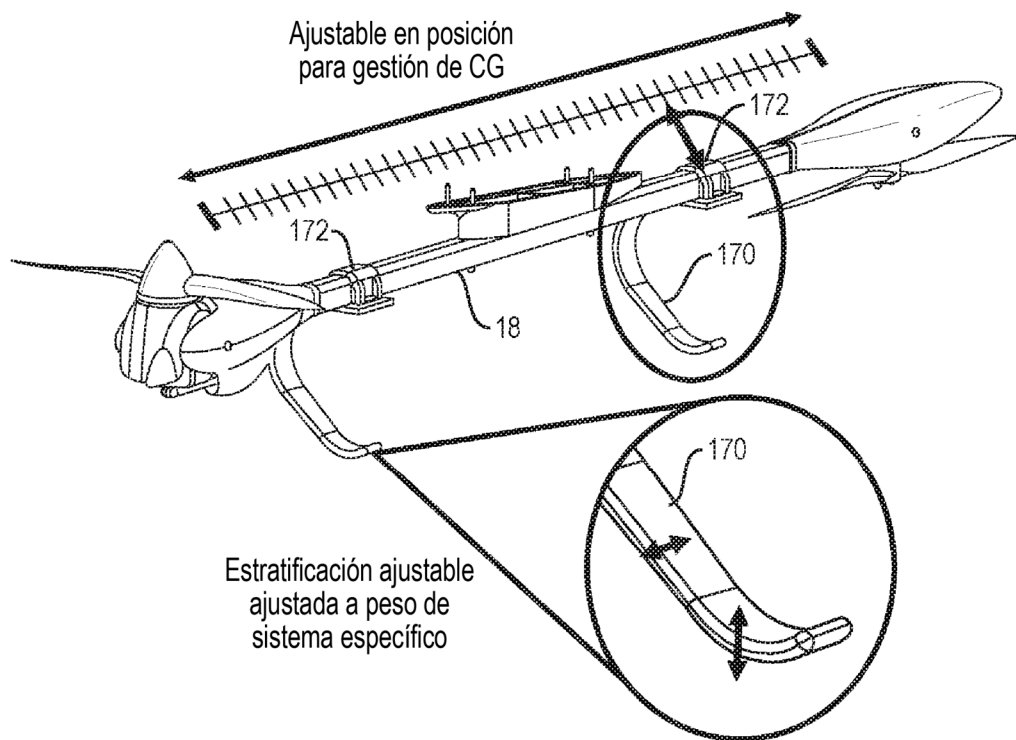


Fig. 36

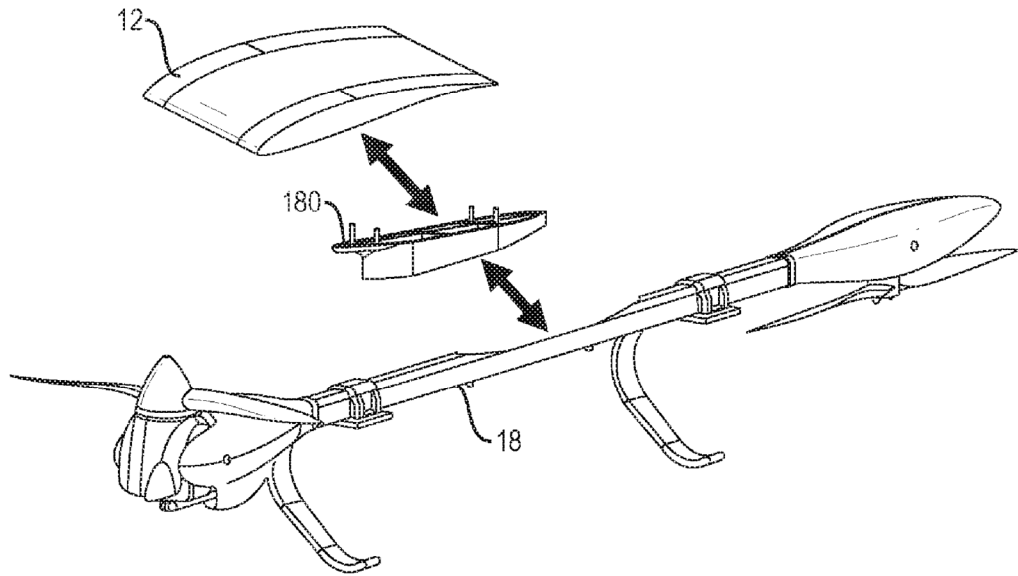


Fig. 37

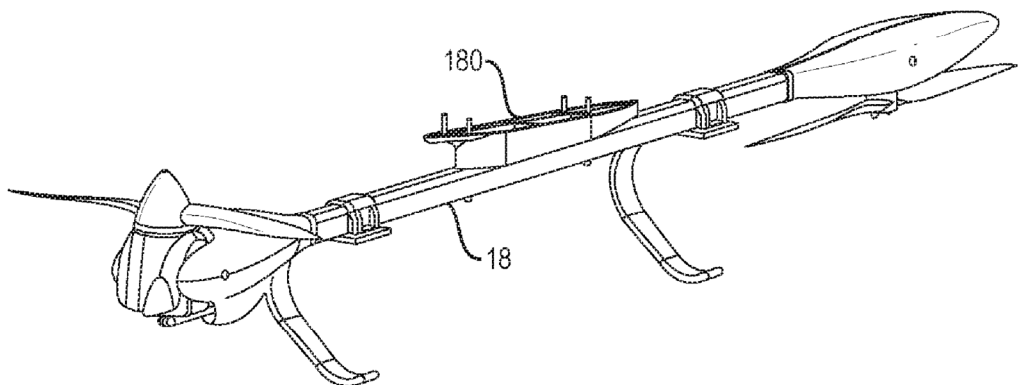
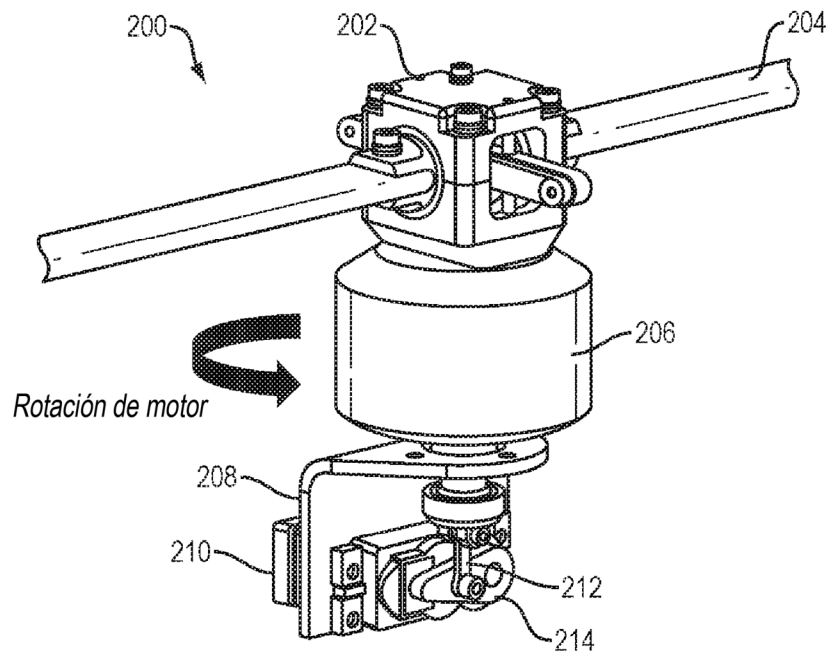
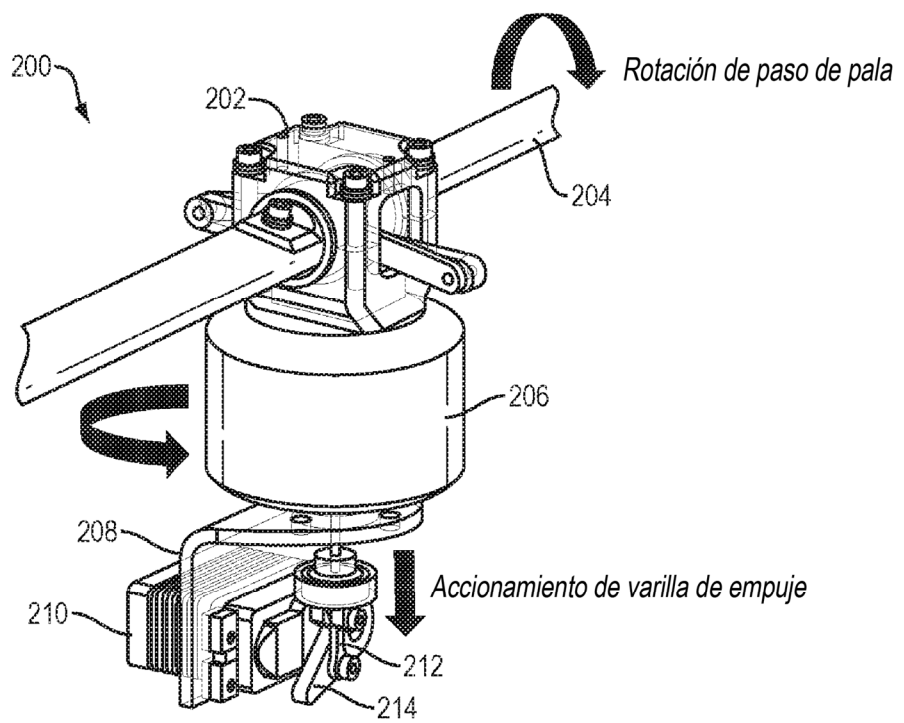


Fig. 38



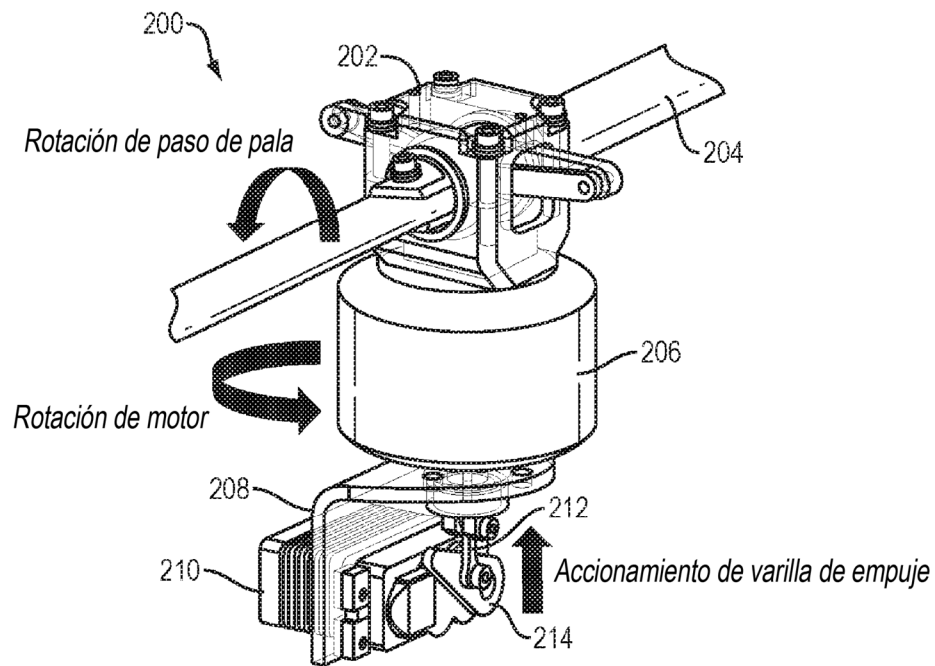
Neutro

Fig. 39



Paso negativo

Fig. 40



Paso positivo

Fig. 41

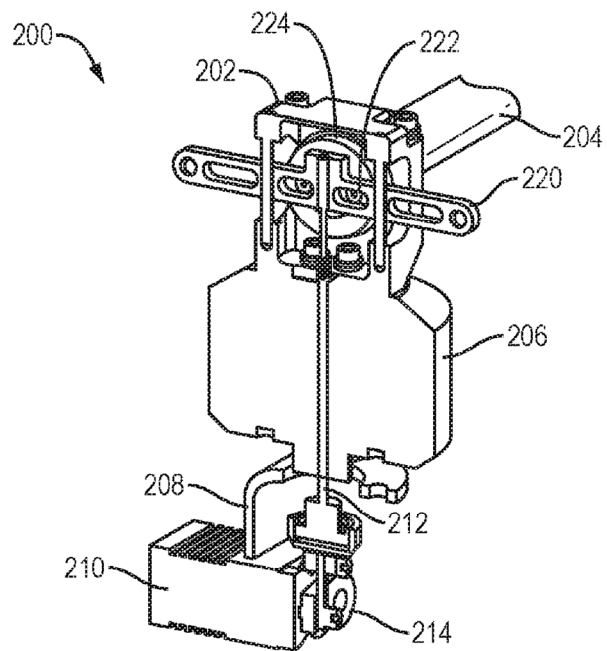
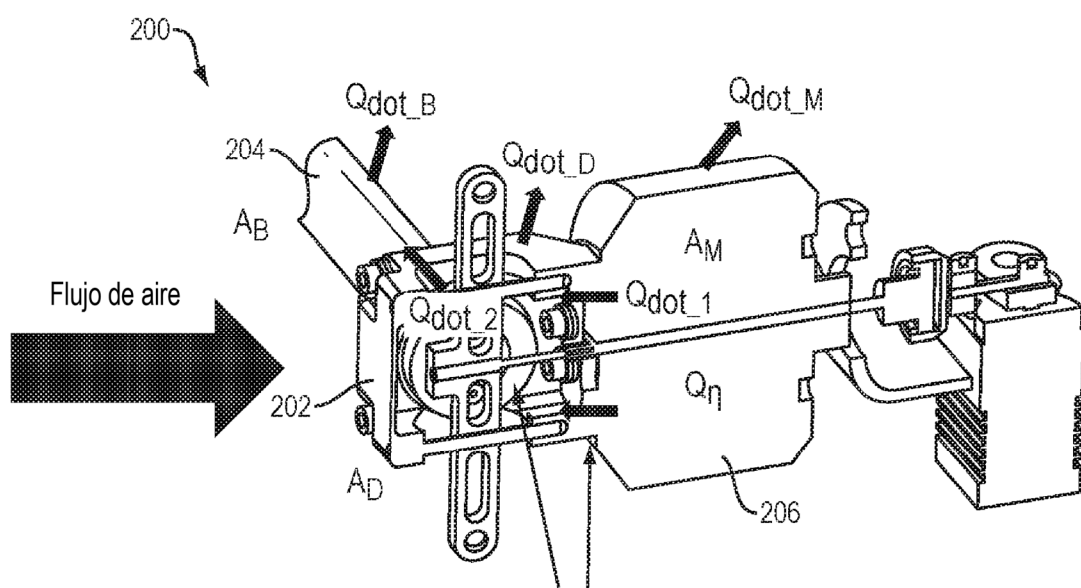


Fig. 42



Fronteras de transferencia de calor por conducción

Fig. 43

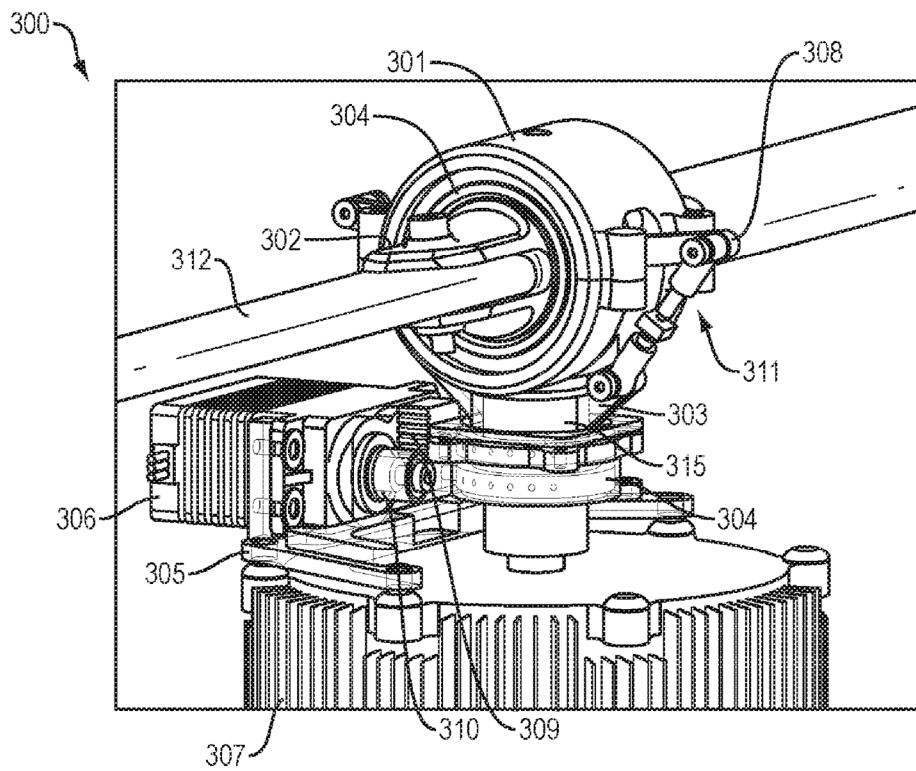


Fig. 44

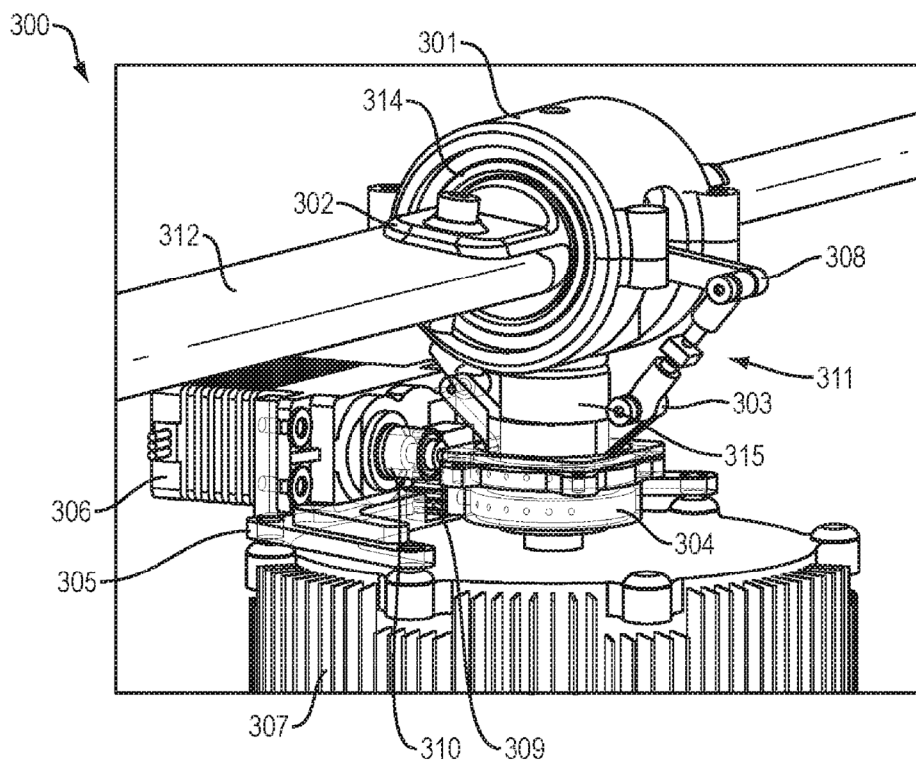


Fig. 45

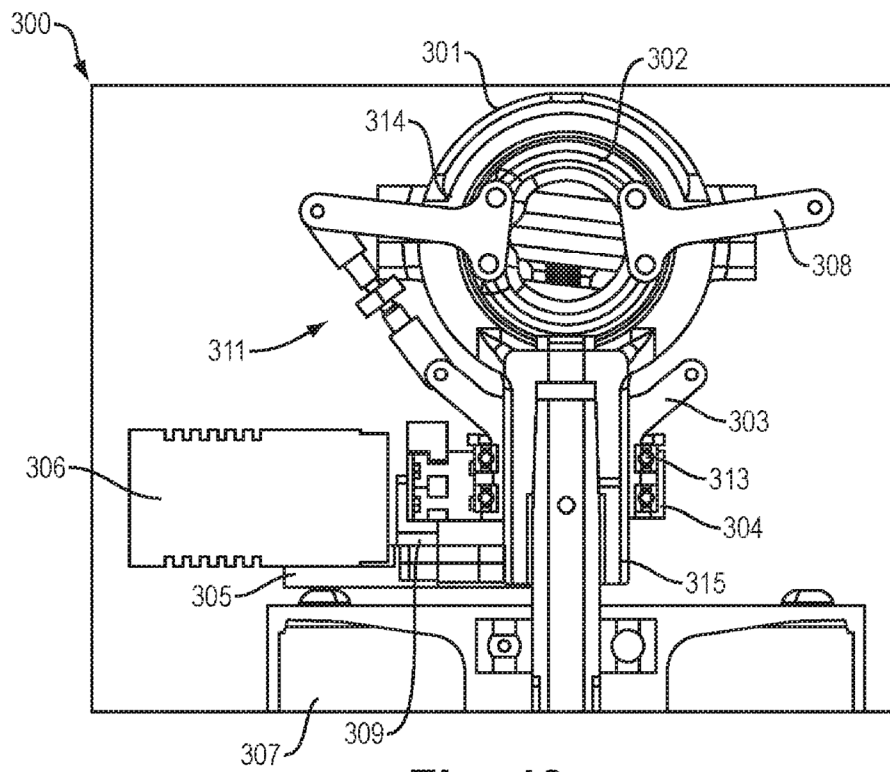


Fig. 46

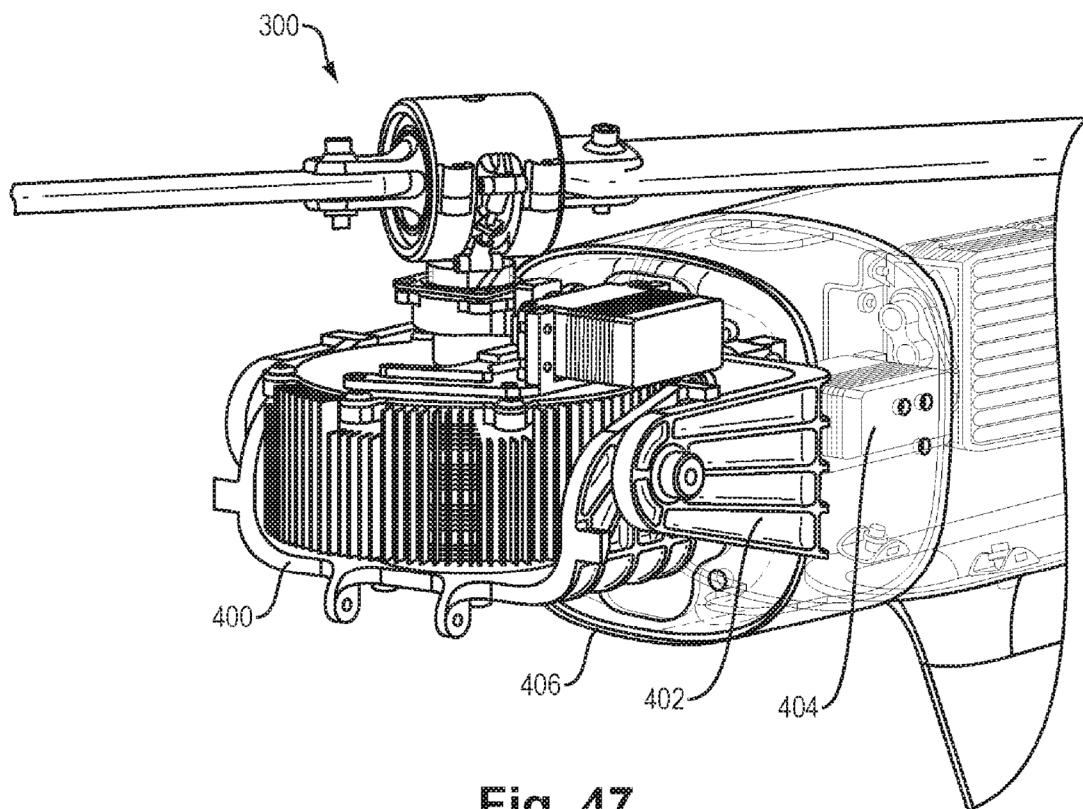


Fig. 47

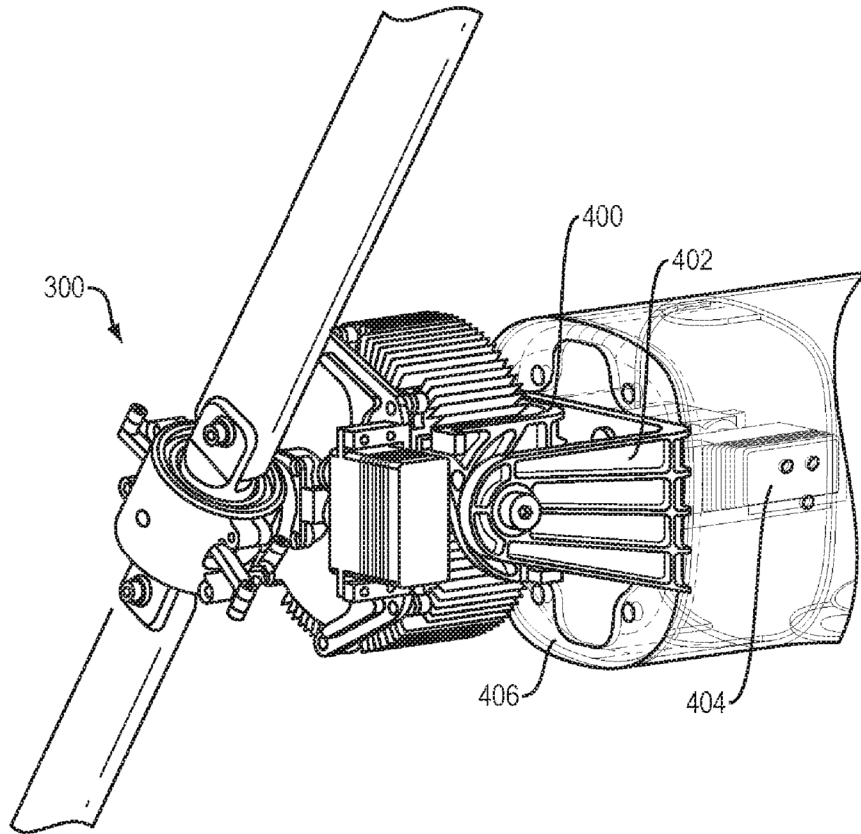


Fig. 48

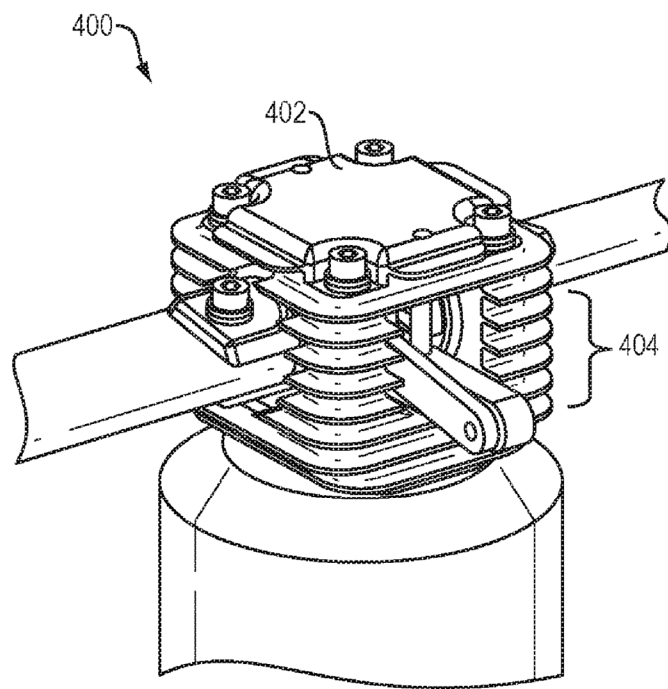


Fig. 49