

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 985 803**

51 Int. Cl.:

B64C 27/10	(2013.01) B64C 29/02	(2006.01)
B64U 80/84	(2013.01) B64C 39/02	(2013.01)
B64U 80/82	(2013.01) B64U 30/21	(2013.01)
B64U 50/19	(2013.01)	
B64U 10/13	(2013.01)	
B64U 10/10	(2013.01)	
B64C 27/24	(2006.01)	
B64C 27/26	(2006.01)	
B64C 27/605	(2006.01)	
B64C 27/82	(2006.01)	

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **21.05.2013 PCT/US2013/042026**
- 87 Fecha y número de publicación internacional: **13.02.2014 WO14025444**
- 96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **21.05.2013 E 13828332 (0)**
- 97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **10.07.2024 EP 2852529**

54 Título: **Vehículo de ala giratoria**

30 Prioridad:

21.05.2012 US 201261649741 P
15.03.2013 US 201361799878 P

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
07.11.2024

73 Titular/es:

ARLTON, PAUL E. (50.0%)
7239 Spoonbill Lane
Carlsbad, CA 92011, US y
ARLTON, DAVID J. (50.0%)

72 Inventor/es:

ARLTON, PAUL E. y
ARLTON, DAVID J.

74 Agente/Representante:

DEL VALLE VALIENTE, Sonia

ES 2 985 803 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

Vehículo de ala giratoria

5 **Descripción****Antecedentes**

10 La presente descripción se refiere a vehículos aéreos y, especialmente, a vehículos aéreos no tripulados (UAV). Más especialmente, la presente descripción se refiere a vehículos de ala giratoria no tripulados.

15 Los vehículos de ala giratoria se utilizan en una variedad de aplicaciones. Los vehículos de ala giratoria no tripulados suelen ser utilizados por los militares, por los organismos de cumplimiento de la ley y por actividades comerciales para operaciones de reconocimiento aéreo. El documento WO 2008/089432 A2, por ejemplo, describe un vehículo de ala giratoria que comprende un armazón que forma una columna estructural no giratoria que tiene un eje longitudinal, un primer extremo del armazón y un segundo extremo opuesto del armazón separado del primer extremo, un primer módulo de rotor soportado por la columna estructural no giratoria, incluyendo el primer módulo de rotor un primer cubo de rotor y una pluralidad de primeras palas de rotor conectadas de forma operativa al primer cubo de rotor y dispuestas para extenderse en relación perpendicular al eje longitudinal, y un primer impulsor de rotor que tiene un núcleo hueco y conectado de forma operativa al primer cubo de rotor del primer módulo de rotor para accionar las primeras palas del rotor alrededor del eje longitudinal, en donde la columna estructural no giratoria pasa a través del núcleo hueco del primer impulsor del rotor y se posiciona para hacer que el primer impulsor del rotor se sitúe entre el primer y el segundo extremo de la columna estructural no giratoria.

25 US 2012/0025012 A1 describe una aeronave de ala giratoria que comprende un armazón para soportar una pluralidad de sistemas de rotor para girar alrededor de un eje de rotación común, incluyendo un primer sistema de rotor primeras palas de rotor de paso variable soportadas para girar alrededor del eje de rotación del rotor común en un primer plano de rotación del rotor, un segundo sistema de rotor que incluye segundas palas de rotor de paso variable soportadas para girar alrededor del eje de rotación del rotor común en un segundo plano de rotación del rotor, un primer controlador de paso de las palas montado en armazón para controlar el paso de las primeras palas del rotor, un segundo controlador de paso de las palas montado en el armazón para controlar el paso de las segundas palas del rotor y una primera conexión de paso acoplada al primer controlador de paso de las palas y al segundo controlador de paso de las palas para accionar simultáneamente el primer controlador de paso de las palas y el segundo controlador de paso de las palas.

35 **Resumen**

40 Se proporciona una aeronave 1 de ala giratoria según la reivindicación. Un vehículo de ala giratoria, según la presente descripción, incluye una estructura de carrocería que tiene una columna o núcleo tubular alargado y un sistema de rotor coaxial contrarrotatorio con rotores, teniendo cada rotor un motor separado para accionar los rotores alrededor de un eje de rotación del rotor común. Se proporciona una fuente de alimentación que comprende, por ejemplo, una batería, una pila de combustible o un generador híbrido de gas y electricidad para suministrar energía eléctrica a los motores. La transmisión de potencia hacia y entre los sistemas de rotor se logra principalmente por medio de cableado eléctrico en vez de árboles mecánicos. Se describe una estructura modular que ayuda a la fabricación.

45 En realizaciones ilustrativas, se proporciona un tubo de par para transmitir potencia mecánica dentro de la columna tubular no giratoria, creando una estructura de mástil modular que puede utilizarse para soportar sistemas de rotores coaxiales en muchos tipos de vehículos.

50 Hay situado un sistema de control de paso de las palas entre las palas del rotor. Puede proporcionarse una carcasa de carrocería fija y no giratoria o un carenado aerodinámico entre los rotores superior e inferior para proteger el sistema de control de paso y el armazón contra los elementos y reducir la resistencia aerodinámica de la aeronave.

55 En las realizaciones ilustrativas, se proporciona un paquete de energía auxiliar que puede separarse del vehículo en vuelo para facilitar, por ejemplo, la entrega del vehículo a un lugar distante. En otra realización, el paquete de energía comprende una carga útil tal como una munición explosiva, un sonar de inmersión, hidrófonos o un módulo de sonoboya separable. Si bien algunos aspectos de la descripción son aplicables a muchos helicópteros, incluidos helicópteros grandes de transporte de personas, la presente descripción es especialmente adecuada para su aplicación a aeronaves de ala giratoria autónomas o controladas por radio conocidas como vehículos pilotados a distancia (RPV) o vehículos aéreos no tripulados (UAV).

60 Las características adicionales de la presente descripción resultarán evidentes para los expertos en la técnica al considerar las realizaciones ilustrativas que ejemplifican el mejor modo de llevar a cabo la descripción tal como se percibe actualmente.

65

Breves descripciones de los dibujos

La descripción detallada se refiere especialmente a las figuras adjuntas, en las que:

- 5 La Fig. 1 es una vista esquemática de un ala giratoria, no cubierta por las reivindicaciones, que muestra una aeronave que incluye un sistema de guía y un par de sistemas de rotor acoplados a un armazón que comprende una columna o columna estructural no giratoria y que transporta una carga útil;
- 10 la Fig. 2A es una vista en perspectiva de un vehículo de ala giratoria, no cubierto por las reivindicaciones, que muestra un sistema de rotor coaxial contrarrotatorio en un modo de vuelo vertical;
- la Fig. 2B es una vista en perspectiva del vehículo de ala giratoria de la Fig. 2A que tiene un sistema de rotor coaxial contrarrotatorio y un módulo de refuerzo de ala fija en un modo de vuelo horizontal;
- 15 la Fig. 3 es una vista en alzado lateral del vehículo de ala giratoria de la Fig. 2A que muestra los paneles exteriores de la carrocería, el cableado eléctrico y la sección de refuerzo retirados para mayor claridad;
- la Fig. 4 es una vista en alzado lateral, con partes despiezadas, del vehículo de la Fig. 2A que muestra un sistema de rotor coaxial contrarrotatorio y una fuente de energía eléctrica;
- 20 la Fig. 5 es una vista en perspectiva ampliada del vehículo de la Fig. 2A, con partes despiezadas, que muestra una sección interior superior del vehículo y el sistema de rotor coaxial contrarrotatorio;
- la Fig. 6 es una vista en perspectiva ampliada del vehículo de la Fig. 2A, con partes despiezadas, que muestra una sección interior inferior del vehículo y el sistema de rotor coaxial contrarrotatorio;
- 25 la Fig. 7A es una vista en perspectiva de un tubo central o columna que tiene una sección transversal circular y un canal interior hueco que se utiliza como conducto entre secciones del vehículo y que muestra el cableado eléctrico que atraviesa el interior hueco y entra y sale en varios puntos;
- 30 la Fig. 7B es una vista en perspectiva de la columna que tiene una sección transversal generalmente cruciforme con canales exteriores que se extienden a lo largo de la columna y que pueden utilizarse como conductos entre las secciones del vehículo.
- 35 La Fig. 8 es una vista en perspectiva ampliada de un primer soporte anular;
- la Fig. 9 es una vista en perspectiva despiezada de un segundo soporte anular que muestra las conexiones y los soportes de carrocería unidos;
- 40 la Fig. 10 es una vista en perspectiva ampliada de una sección interior media del vehículo de la Fig. 2A, con partes despiezadas, que muestra el sistema de rotor coaxial contrarrotatorio;
- la Fig. 11A es una vista en perspectiva en despiece de un módulo de rotor que tiene palas de rotor con paso cíclico variable y paso colectivo fijo;
- 45 la Fig. 11B es una vista en perspectiva en despiece de un módulo de rotor que tiene palas de rotor con un paso colectivo variable y cíclico variable;
- 50 las Figs. 12A y 12B son vistas en perspectiva de un primer lado y un segundo lado de un soporte de motor;
- las Figs. 13A y 13B son vistas en perspectiva de un primer lado y un segundo lado de un cubo de rotor;
- la Fig. 14 es una vista en sección tomada a lo largo de las líneas 14-14 de la Fig. 2B, que muestra el módulo de rotor;
- 55 la Fig. 15 es una vista en alzado lateral del sistema de rotor coaxial contrarrotatorio de la Fig. 2A, y un tubo central que depende del sistema de rotor;
- las Figs. 16A y 16B son vistas en perspectiva despiezadas de un único módulo de alimentación que incluye varias baterías;
- 60 la Fig. 17 es una vista ortográfica del módulo de refuerzo de la Fig. 2B que muestra un ala plegada para su almacenamiento y un ala extendida en una configuración de vuelo;
- 65 la Fig. 18 es una vista ortográfica que ilustra el módulo de refuerzo que se separa en vuelo del vehículo de ala giratoria;

la Fig. 19 es una vista en alzado del vehículo de ala giratoria que muestra un conjunto de sónar o hidrófono de inmersión que depende de una parte inferior del vehículo;

5 las Figs. 20A, 20B y 20C son vistas secuenciales del vehículo de ala giratoria que muestran el funcionamiento de palas plegables de longitud desigual durante un aterrizaje forzoso del vehículo en el suelo subyacente al vehículo de ala giratoria;

10 las Figs. 21A y 21B son vistas en alzado lateral de un tubo de almacenamiento y el vehículo de ala giratoria que muestran el vehículo plegado para su almacenamiento;

la Fig. 22 es una vista en perspectiva de un vehículo de ala giratoria según la presente descripción que sitúa un sensor o marca en una localización remota mostrada con fines ilustrativos como un barco en mar abierto;

15 la Fig. 23 es una vista en alzado lateral de un vehículo de ala giratoria plegado para su almacenamiento en una parte trasera de una bomba lanzada por gravedad;

20 la Fig. 24 es una vista en perspectiva de un vehículo de ala giratoria que se despliega desde la parte trasera de una bomba lanzada por gravedad hasta las proximidades de un blanco que muestra la bomba lanzada por gravedad expulsando el vehículo de ala giratoria y el vehículo de ala giratoria desplegándose en un modo de vuelo vertical para merodear en el área del blanco y proporcionar una fuerza de ataque con evaluación de daños de combate en tiempo real después de que la bomba lanzada por gravedad haya alcanzado el blanco;

25 la Fig. 25A es una vista esquemática de otro vehículo de ala giratoria que muestra una aeronave que tiene una arquitectura de bus central con conductos de alimentación y señal, un sistema de guía y un par de sistemas de rotor acoplados a un armazón que comprende una columna estructural no giratoria y que transporta una carga útil;

30 la Fig. 25B es una vista esquemática del vehículo de ala giratoria de la Fig. 25A que muestra un sistema de rotor, un sistema de control y una fuente de alimentación que se comunican a través de un bus central de datos/potencia con un conducto de alimentación y señal;

la Fig. 26 es una vista esquemática de otra realización de un vehículo de ala giratoria, no cubierto por las reivindicaciones, que tiene una arquitectura de bus central con conductos de alimentación y señal, un sistema de guía y un par de sistemas de rotor acoplados a un armazón;

35 la Fig. 27 es una vista en alzado de un ala giratoria, no cubierta por las reivindicaciones, que muestra que el vehículo de ala giratoria incluye una carrocería aerodinámica adecuada para un vuelo de traslación a alta velocidad y un módulo de mástil coaxial que incluye un tubo de par interno para accionar un rotor superior;

40 la Fig. 28 es una vista en alzado del vehículo de ala giratoria de la Fig. 27 con partes de la carcasa de carrocería separadas para revelar el módulo de mástil y los sistemas de control del rotor;

la Fig. 29 es una vista en alzado lateral ampliada del vehículo de ala giratoria de la Fig. 28 con partes del módulo de mástil y la cubierta del rotor recortadas para revelar detalles interiores;

45 la Fig. 30 es una vista en alzado de otra realización de un vehículo de ala giratoria, no cubierta por las reivindicaciones, que muestra que el vehículo de ala giratoria incluye un cuerpo aerodinámico adecuado para un vuelo de traslación a alta velocidad y un módulo de mástil coaxial que incluye un reductor de velocidad del rotor superior y muestra que partes de la carrocería incluidas en el cuerpo aerodinámico se han despiezado para revelar un módulo de mástil y sistemas de control del rotor;

50 la Fig. 31 es una vista en alzado ampliada del vehículo de ala giratoria de la Fig. 29 con partes del módulo de mástil y la cubierta del rotor despiezadas para revelar detalles interiores;

la Fig. 32 es una vista en sección del mástil de la aeronave de ala giratoria de la Fig. 28;

55 la Fig. 33 es una vista en perspectiva ampliada de un módulo servo incluido en un vehículo de ala giratoria, no cubierto por las reivindicaciones, que muestra que el módulo servo incluye tres servomotores y tres conexiones Z para variar el paso de los rotores superior e inferior en diferentes ángulos de fase simultáneamente;

60 la Fig. 34 es una vista en perspectiva ampliada de dos platos cíclicos del controlador de paso incluidas en el módulo servo de la Fig. 33 que muestra los platos cíclicos del controlador de paso conectadas mediante una conexión Z para accionar los platos cíclicos a distintos ángulos de fase;

65 la Fig. 35 es una vista en planta de los platos cíclicos y el conexión Z de la Fig. 34 que muestra un ángulo de fase del plato cíclico de aproximadamente 90 grados;

- la Fig. 36 es una vista de conjunto en despiece de la conexión Z del enlace de control de paso de las Figs. 33 y 34;
- la Fig. 37 es una vista en planta de un vehículo de ala giratoria, no cubierto por las reivindicaciones, que muestra un ángulo de fase del rotor superior (flecha doble continua) y un ángulo de fase del rotor inferior (flecha doble hueca) y un ángulo de fase total del sistema de rotor resultante (flecha doble sólida y hueca combinada);
- la Fig. 38 es una vista en alzado lateral de un sistema de potencia y control de una aeronave de ala giratoria según la descripción actual configurado para una aeronave con un solo motor de accionamiento, dos rotores y una hélice de empuje;
- la Fig. 39 es una vista en perspectiva ampliada de la aeronave de ala giratoria de la Fig. 38 que muestra detalles del divisor del eje principal y de los engranajes de accionamiento para los rotores contrarrotatorios y el sistema de transmisión por correa para la hélice de empuje;
- la Fig. 40 es una vista frontal en perspectiva de un mástil de rotor principal configurado con conductos internos para un tubo de par y cableado eléctrico o tuberías;
- la Fig. 41 es una vista frontal en perspectiva de un mástil de rotor principal configurado con conductos internos para un tubo de par y seis enlaces deslizantes mecánicos, no cubiertos por las reivindicaciones;
- la Fig. 42 es una vista en perspectiva de un conjunto de mástil del rotor principal que incluye el mástil de rotor principal de la Fig. 41 y seis enlaces deslizantes que se acoplan a los seis conductos interiores y se conectan a los platos cíclicos superior e inferior;
- la Fig. 43 es una vista lateral en perspectiva ampliada del conjunto de mástil del rotor principal de la Fig. 42 que muestra seis enlaces deslizantes de plato cíclico que se acoplan a los seis conductos interiores del mástil;
- la Fig. 44A es una vista en perspectiva de un enlace deslizante configurado con una conexión seguidora que apunta hacia abajo para controlar un plato cíclico inferior, no cubierto por las reivindicaciones;
- la Fig. 44B es una vista en perspectiva en despiece de un enlace deslizante, no cubierto por las reivindicaciones, configurado con una conexión seguidora que apunta hacia arriba para controlar un plato cíclico superior;
- la Fig. 45 es una vista lateral en perspectiva de un helicóptero con un mástil no giratorio y seis servomotores giratorios acoplados al mástil con los cubos del rotor superior e inferior y las palas del rotor retirados para mayor claridad;
- la Fig. 46 es una vista lateral en perspectiva ampliada del conjunto de mástil del rotor principal no giratorio de la Fig. 45 que muestra los seis servomotores giratorios acoplados al mástil y conectados a los platos cíclicos superior e inferior con seis enlaces individuales;
- la Fig. 47 es una vista en perspectiva de un helicóptero de alta velocidad según la presente descripción que muestra que el helicóptero de alta velocidad incluye un mástil no giratorio que soporta una cubierta de máscara aerodinámica entre las palas del rotor superior e inferior para reducir la resistencia;
- la Fig. 48 es una vista lateral en perspectiva parcial ampliada del helicóptero de la Fig. 47 con partes despiezadas para revelar el mástil no giratorio, la cubierta del mástil, los seis servomotores lineales y otros componentes del sistema de control, incluidos los componentes electrónicos y las antenas soportadas por el mástil entre las palas del rotor superior e inferior;
- la Fig. 49 es una vista en perspectiva parcial ampliada del conjunto de mástil no giratorio del helicóptero de la Fig. 47 que muestra los cubos del rotor superior e inferior, los engranajes de accionamiento del rotor superior e inferior y los servomotores lineales;
- la Fig. 50 es una vista en perspectiva del mástil central no giratorio del conjunto de mástil mostrado en la Fig. 49 con el manguito del mástil retirado para mostrar detalles de las inserciones del bus eléctrico;
- la Fig. 51 es una vista en sección tomada a lo largo de la línea A-A de la Fig. 50 que muestra un tubo de par dentro del mástil y que muestra los canales exteriores para las inserciones de buses eléctricos;
- la Fig. 52 es una vista en perspectiva de las inserciones del bus eléctrico de la Fig. 51;
- la Fig. 53 es una vista en perspectiva de un manguito de mástil con seis servomotores lineales intercalados y dos platos cíclicos configurados para reducir el área frontal del conjunto de mástil; y
- la Fig. 54 es una vista en planta del plato cíclico inferior de la Fig. 53 que muestra la relación entre los brazos del plato cíclico para reducir el área frontal del conjunto de mástil.

Descripción detallada

5 Como se sugiere en forma de diagrama en la Fig. 1, un vehículo 1 de ala giratoria incluye, en serie, un primer módulo 2, un primer y un segundo sistema 3, 5 de rotor, módulos 13 y 14 de potencia, y un segundo módulo 15 acoplados en una relación de separación a un armazón 40 que se extiende a lo largo de un eje común 7. De forma ilustrativa, el armazón 40 es una columna central alargada 40 y puede disponerse como un núcleo hueco o tener una sección transversal cruciforme. En funcionamiento, el primer sistema 3 de rotor, también denominado primer rotor 3, y el segundo sistema 5 de rotor, también denominado segundo rotor 5, giran en direcciones opuestas alrededor del eje común 7 para dirigir el empuje en la dirección 24 y crear sustentación en la dirección 24' para producir el vuelo controlado del vehículo 1 de ala giratoria, como se sugiere en la Fig. 2A. El primer módulo 2 está adaptado para incluir una variedad de sistemas 50' de guía, componentes electrónicos 55 o cargas útiles 15'. El segundo módulo 15 está adaptado para incluir la carga útil 15' o, en algunas realizaciones, una variedad de sistemas 50' de guía y sistemas electrónicos 55'. La carga útil 15' puede incluir, aunque no de forma limitativa, municiones, sensores de radiación, sensores de detección química, sensores de agentes biológicos, dispositivos de escucha activa y pasiva, sensores de vídeo, fuentes de energía suplementarias u otros equipos específicos de misión. Por lo tanto, el vehículo 1 de ala giratoria proporciona medios para mover equipos de reconocimiento, observación o monitorización topográfica a un área de interés para obtener información de la misma.

20 Como se sugiere en las Figs. 1, 25A y 25B, el primer sistema 3 de rotor incluye un primer motor 54, unas primeras palas 20 de rotor y un primer controlador 56 de paso. En realizaciones ilustrativas, el motor 54 es un motor eléctrico como se muestra, por ejemplo, en las Figs. 4-6, u otro medio adecuado para proporcionar potencia para hacer girar las palas 20 de rotor alrededor del eje común 7. El primer sistema 3 de rotor y el segundo sistema 5 de rotor son similares entre sí en estructura y función. El segundo sistema 5 de rotor incluye un segundo motor 61, unas segundas palas 22 de rotor y un segundo controlador 57 de paso. En realizaciones ilustrativas, el motor 61 es un motor eléctrico como se muestra, por ejemplo, en las Figs. 4-6, u otro medio adecuado para proporcionar potencia para hacer girar las palas 22 del rotor alrededor del eje común 7. De forma ilustrativa, los componentes eléctricos y electrónicos están conectados y se comunican a través del conducto eléctrico 173 y el conducto electrónico 174 que contienen las líneas de alimentación y señal, respectivamente. Aunque el vehículo 1 de ala giratoria se ilustra con dos sistemas de rotor, el vehículo 1 de ala giratoria puede tener más de dos sistemas de rotor según dicten las exigencias de rendimiento y misión.

35 Como se muestra en las Figs. 1 y 3, el armazón 40 no gira y forma una columna hueca alargada central para recibir el primer módulo 2, el primer y segundo sistemas 3, 5 de rotor, los módulos 13 y 14 de potencia y el segundo módulo 15. De forma ilustrativa, los módulos 13 y 14 de potencia están posicionados para estar uno al lado del otro entre el segundo sistema 5 de rotor y el segundo módulo 15. Debido a que el armazón 40 es hueco, los módulos 13, 14 de potencia pueden conectarse eléctricamente a través de la columna hueca a los motores 54 y 61.

40 De forma ilustrativa, el controlador 56 de cabeceo es un plato cíclico 56' acoplado a un servo 58 de proa/popa y a un servo 59 de balanceo para variar el paso cíclico de las palas 20 de rotor en respuesta a la entrada de un controlador 55. En algunas realizaciones, el plato cíclico 56' se acopla además a un servo colectivo 98 para cambiar colectivamente la inclinación de las palas 20 de rotor. Del mismo modo, el controlador 57 de paso es un plato cíclico 57' acoplado a un servo 58 de proa/popa y a un servo 59 de balanceo para variar el paso cíclico de las palas 20 de rotor en respuesta a la entrada de un controlador 55. En algunas realizaciones, el plato cíclico 57' también está acoplado a un servo colectivo 98 para variar colectivamente la inclinación de las palas 20 de rotor. En realizaciones ilustrativas, el controlador 55 es un controlador de señales de comando como se muestra, por ejemplo, en la Fig. 3, u otro medio adecuado para proporcionar una señal direccional eléctrica o mecánica deseada a los servos 58, 59 o 98 y a los motores 54, 61.

50 De forma ilustrativa, el vehículo 1 de ala giratoria tiene un sistema de rotor de paso fijo que tiene dos servos 58, 59 para el control de cabeceo de la aeronave (entrada cíclica proa/popa estilo helicóptero) o balanceo de la aeronave (entrada cíclica derecha/izquierda estilo helicóptero). El servo 98, mostrado de forma discontinua en la Fig. 1, puede montarse de forma similar a los servos 58, 59 si se desea un control de paso colectivo. En las realizaciones que tienen un sistema de rotor de paso fijo, los sistemas 3, 5 de rotor están conectados a los platos cíclicos 56', 57' mediante conexiones 119 de paso. Los servos 58, 59 están conectados a los platos cíclicos 56', 57' mediante las conexiones 125, 126 de paso. Una característica de la presente descripción es que el vehículo 1 de ala giratoria puede volar con tan solo uno o dos servomotores cíclicos (servo 58, 59). En un modo de vuelo de "un servo", el par diferencial de los motores 54 y 61 controla la orientación de la guiñada y el servo 58 controla el vuelo hacia adelante y hacia atrás. Con solo un servomotor cíclico, el vehículo 1 de ala giratoria, también denominado vehículo 1, puede volar de forma muy similar a un avión que solo tiene control de timón y elevador. En el modo de vuelo ilustrativo de "dos servos", los servos 58 y 59 proporcionan un control de cabeceo proa/popa de la aeronave y de balanceo derecha/izquierda de la aeronave con un par diferencial de los motores 54, 61 que proporcionan un control de guiñada.

65 En funcionamiento, los cubos 101 del rotor giran en direcciones opuestas. Los servos 58, 59 se controlan mediante un sistema electrónico de control de vuelo integrado para inclinar simultáneamente el plato cíclico 56' y el plato cíclico 57', que luego varían cíclicamente el ángulo de paso de las palas 20 del rotor giratorio para inclinar el vehículo 1 en una de la dirección 170 de cabeceo de la aeronave y la dirección 171 de balanceo de la aeronave. En otra realización

que tiene un paso colectivo (véase la Fig. 11B), se proporcionan un servo colectivo 98 y una tercera conexión de paso (no mostrada) para variar la localización axial de los platos cíclicos 56', 57' a lo largo del eje común 7 y para variar el paso colectivo de las palas 20, 22 de rotor, mediante una mezcla electrónica de paso cíclico colectivo (CCPM). Con la mezcla de pasos cíclicos colectivos, los servos 58, 59 y 98 inclinan los platos cíclicos 56' y 57' al unísono para variar el paso cíclico y mueven los platos cíclicos 56' y 57' axialmente al unísono a lo largo del eje común 7 para variar el paso colectivo.

La realización ilustrativa emplea una velocidad de motor diferencial para el control de guiñada (cabeceo) mientras está en una configuración de vuelo vertical. Normalmente, los helicópteros coaxiales utilizan un paso de pala variable y un ángulo de pala diferencial para controlar los movimientos de guiñada en vuelo. En la presente descripción, el par diferencial generado por el funcionamiento de los motores 54, 61 a diferentes velocidades con respecto a la carrocería fija del vehículo 1 genera fuerzas de guiñada para estabilizar y controlar el movimiento de guiñada (es decir, la rotación alrededor del eje común 7). En este método, el par (y eventualmente la velocidad) del motor 54 aumenta o disminuye en respuesta a un movimiento de guiñada del vehículo 1 de ala giratoria alrededor del eje vertical común 7. El par (velocidad) del segundo motor 61 se ajusta automáticamente mediante un sistema informático integrado, contenido en el controlador 55, en oposición al par (velocidad) del primer motor 54 para mantener una sustentación constante de modo que el vehículo 1 de ala giratoria no gane ni pierda altitud.

Las palas 20 y 22 de rotor están acopladas al vehículo 1 de ala giratoria, también denominado aeronave de ala giratoria 1, y soportadas para su rotación por los cubos del rotor 101. Los cubos del rotor 101 están acoplados además para un movimiento pivotante a un yugo interno 108, como se muestra mejor en la Fig. 11A. Los ejes 109 de pivote se extienden a través del cubo 101 de rotor y son recibidos por el yugo 108. El yugo 108 está adaptado para acoplar un par de palas de rotor al cubo 101 de rotor para girar alrededor del eje común 7. El yugo 108 se acopla además a un primer extremo de un par de conexiones 119 de paso. Cada conexión 119 de paso se acopla además en un segundo extremo a un borde perimetral del plato cíclico 56' o 57'. Por lo tanto, el yugo 118 gira mediante la entrada del plato cíclico 56', 57' en respuesta a la entrada de movimiento lineal de los servos 58, 59 o 98. Este movimiento de giro del yugo 118 hace a su vez que cada pala 20, 22 de rotor gire como respuesta, aumentando o disminuyendo por tanto el paso de las palas 20, 22 de rotor.

Como se sugiere en las Figs. 2A y 2B, un vehículo 1 de ala giratoria incluye una sección superior 2', un primer y un segundo rotores 3 y 5, una sección media 4, una sección inferior 6, un primer y un segundo módulos 13, 14 de potencia y una carga útil 15' dispuesta en una relación separada a lo largo del eje común 7. Haciendo referencia ahora a las Figs. 2A-4, los componentes mecánicos y eléctricos internos dentro de la sección superior 2' y la sección media 4 del vehículo 1 están encerrados por una carcasa 10 de carrocería superior de paredes delgadas y una carcasa 11 de carrocería media, respectivamente. Una carcasa 12 de carrocería inferior cubre una parte de la sección inferior 6, pero podría extenderse para cubrir toda la sección inferior 6. Una característica de la presente descripción es que las carcasas 10, 11 de carrocería están moldeadas por soplado a partir de un material plástico como policarbonato o ABS y, junto con la columna 40, forman una estructura para aeronaves de ala giratoria que tiene tanto un componente de resistencia central como un componente de cubierta exterior delgado que, juntos, son rígidos, resistentes y fáciles de fabricar.

Como se muestra en la Fig. 3, una aeronave de ala giratoria 1 según la presente descripción tiene un sistema de rotor que comprende un motor 54 conectado de forma operativa a las palas 20 de rotor mediante un tren de transmisión tal como los engranajes 106, 107 (Fig. 11). Un control de paso, tal como un plato cíclico 56' (Fig. 10), está conectado operativamente a las palas 20 de rotor para variar el paso cíclico y/o colectivo de las palas 20 de rotor en respuesta a la salida de un servoactuador, tal como los servos 58, 59 (Fig. 3), a través de conexiones tales como las conexiones 125, 126 de paso (Fig. 10). La energía, tal como la electricidad de las baterías (no se muestra) o el combustible de un tanque de almacenamiento (no se muestra) en un módulo 13 de alimentación, fluye a través de un conducto de alimentación a través del sistema de rotor y proporciona energía para accionar el controlador 55, el motor 54 y los servos 58 y 59. Las señales de control del controlador 55 fluyen a lo largo de un conducto de señales y regulan la velocidad del motor 54 y la salida de posicionamiento de los servos 58 y 59. El conducto de alimentación y el conducto de señal se conducen entre un lado de entrada y un lado de salida de las palas 20 de rotor a través de los canales 96, también denominados espacio interior 96, formados en la columna estructural 40 (Figs. 7A, 7B y 15) del vehículo 1.

En vuelo estacionario, el primer rotor 3 y el segundo rotor 5 giran en direcciones opuestas alrededor del eje común 7 forzando el aire hacia abajo en la dirección 24 y elevando el vehículo 1 en una dirección hacia arriba, como se sugiere en la Fig. 2A. El primer rotor 3 tiene palas 20 de rotor configuradas para girar en la dirección 21, y el segundo rotor 5 tiene palas de rotor 22 configuradas para girar en la dirección 23 alrededor del eje común 7. Debido a que las primeras palas 20 de rotor y las segundas palas 22 de rotor están equipadas con un control de paso cíclico, el vehículo 1 está configurado para un vuelo direccional en la dirección 25, en donde el eje común 7 está orientado de forma sustancialmente vertical.

Haciendo referencia ahora a la Fig. 2B, se ilustra una segunda realización contemplada en la presente descripción que tiene un módulo 8 de refuerzo adjunto a la sección inferior 6 en una interfaz 9 de refuerzo. El módulo 8 de refuerzo contiene, por ejemplo, una fuente de alimentación auxiliar (no mostrada) para aumentar una fuente de alimentación interna contenida en los módulos 13 y 14 de potencia transportados en el vehículo 1. De forma ilustrativa, la fuente de alimentación auxiliar (no mostrada) y los módulos 13 y 14 de alimentación son baterías eléctricas 13 y 14. El módulo

8 de refuerzo incluye alas izquierda y derecha 16, 17 para proporcionar sustentación adicional al vehículo 1 en vuelo direccional en la dirección 18, en donde el eje común 7 está orientado de forma sustancialmente horizontal.

El armazón 40 forma una columna estructural del vehículo 1 de ala giratoria y de forma general se extiende verticalmente a través del centro del vehículo 1 de ala giratoria desde la sección superior 2' hasta la sección inferior 6, como se muestra mejor en la Fig. 4. De forma ilustrativa, el armazón 40 es un tubo central no giratorio con un canal interior hueco 96 (Fig. 7A) o una viga cruciforme 97 con canales exteriores (Fig. 7B). El primer y segundo sistema 3, 5 de rotor, también denominados primer y segundo módulos 3, 5, de rotor, todos los componentes dentro de la sección superior 2', la sección media 4 y la sección inferior 6, están acoplados al armazón 40. Haciendo referencia ahora a la Fig. 7A, la columna central alargada 40, también denominada tubo central 40 hueco no giratorio, actúa además como un conducto para el cableado eléctrico 45, para las tuberías (no mostradas) y para las conexiones mecánicas (no mostradas) que pasan entre los componentes de la sección superior 2', de la sección media 4 y de la sección inferior 6 del vehículo 1 de ala giratoria. Las ranuras longitudinales 46 y 47 se proporcionan como puntos de entrada y salida para los cables eléctricos 45, las tuberías y las conexiones. Dado que el tubo central 40 hueco no giratorio y la viga cruciforme son unitarios y continuos entre las secciones 2, 4 y 6 de la carrocería, aumentan las propiedades estructurales de rigidez y ligereza del vehículo 1. De forma ilustrativa, el tubo 40 de núcleo hueco no giratorio y la viga cruciforme 97 están hechos preferiblemente de fibra de grafito de carbono devanada o pultruida, fibra de vidrio o aleación de aluminio número 7075 (o similar) con un diámetro exterior (tubo central 40) o una dimensión de anchura (viga cruciforme) de aproximadamente 0,5 pulgadas (13 mm) y un espesor de pared de entre aproximadamente 0,03 pulgadas (0,76 mm) y aproximadamente 0,05 pulgadas (1,3 mm).

El vehículo 1 de ala giratoria está dispuesto con tres secciones de carrocería, como se muestra mejor en la Fig. 3. La sección superior 2' está dispuesta con un sensor/estabilizador de horizonte 50, un estabilizador giroscópico electrónico 51, una mesa 52 de montaje giroscópica acoplada a un extremo superior del tubo central 40, un primer controlador 53 de velocidad del motor, un primer motor 54, un receptor de radio y un controlador 55. La sección central 4 incluye un primer plato cíclico 56', un segundo plato cíclico 57', un servo cíclico 58 proa-popa y un servo cíclico 59 de balanceo. La sección inferior 6 incluye un segundo controlador 60 de velocidad del motor, un segundo motor 61, una batería 62 de radio, un primer y segundo módulos 13 y 14 de potencia y el módulo 15 de carga útil.

En la realización ilustrada, el sensor/estabilizador 50 de horizonte es un modelo "FS8 Copilot" de la empresa FMA, el giroestabilizador electrónico 51 es un giroscopio con anillo de silicona modelo "G500" de la empresa JR, los motores 54, 61 son modelos "B2041S" de la empresa Hacker y los controladores 53 y 60 de velocidad son modelos "Pegasus 35" de la empresa Castle Creations, que son controladores de velocidad programables digitales basados en ordenador. El vehículo 1 de ala giratoria también está configurado para recibir un receptor/controlador de GPS y un sistema de telemetría (no mostrado), dispuestos para acoplarse a la sección superior 2'.

Los componentes interiores del vehículo 1 de ala giratoria están acoplados al tubo central 40 mediante soportes anulares 70, como se muestra en la Fig. 8. El soporte anular 70 incluye una parte interior anular 71 que se ajusta a la superficie exterior anular del tubo central 40. El soporte anular 70 incluye brazos 72, 73, 74 de montaje que se extienden radialmente y que tienen bordes 75, 76, 77 adaptados para sujetar los componentes mecánicos, eléctricos y otros componentes interiores del vehículo 1 de ala giratoria. El soporte anular 70 está dispuesto para soportar el motor 54 en el borde 75, el controlador 53 de velocidad del motor en el borde 76 y el receptor 55" de radio en el borde 77. Los componentes interiores del vehículo 1 se acoplan, por ejemplo, a bordes de montaje utilizando una variedad de elementos de fijación (tales como ataduras de nailon a través de las aberturas 78) o adhesivos. La parte anular 71 proporciona medios para bloquear el soporte anular 70 al tubo 40 de núcleo hueco no giratorio para impedir que el soporte anular 70 gire o se deslice axialmente a lo largo del tubo 40 de núcleo hueco no giratorio. Los medios para bloquear el soporte anular 70 al tubo 40 de núcleo hueco no giratorio incluyen sujeciones (no mostradas) recibidas por el receptor 79 de tornillo de ajuste o una variedad de adhesivos. Un segundo soporte anular 80, como se muestra en la Fig. 9, incluye un anillo anular 63, brazos 82 y 83 y postes axiales 84, 85 para soportar los separadores 86, 87, 88 de cuerpo, los brazos antirrotación 90 y 91 del plato cíclico y las conexiones 92 y 93 del plato cíclico.

El módulo 81 de servo incluye un soporte anular 80 que soporta el servo 58 de paso, el servo 59 de balanceo y los separadores 86, 87 de cuerpo universales (como se describe en la solicitud de patente provisional de los Estados Unidos n.º 60/525.585 concedida a Arlton) que soportan la carrocería media 11, como se muestra, por ejemplo, en la Fig. 10. Como se sugiere en las Figs. 3, 4, 5, 6, 9, 10 y 15, los soportes 86, 87, 88 de carrocería están fijados a la montura anular 80. Los orificios pasantes 263 de los separadores 86, 87, 88 de carrocería son receptivos a muchos tipos de elementos de fijación comerciales, tal como pernos y varillas (no mostrados) para fijar los separadores 86, 87, 88 de carrocería al soporte anular 80 y a la carcasa 11 de carrocería media. La carcasa 11 de carrocería media está generalmente fijada a los separadores 86, 87, 88 de la carrocería para proporcionar una cubierta y un carenado aerodinámico para los servos 58, 59 y los platos cíclicos 56', 57'. Los soportes anulares 70, 80 están dispuestos para incorporar y soportar muchas características estructurales del vehículo 1 de ala giratoria. Los soportes anulares 70, 80 ayudan al ensamblado del vehículo 1 de ala giratoria ya que los soportes anulares 70, 80 y los componentes interiores asociados pueden preensamblarse como subconjuntos y luego ensamblarse posteriormente junto con otros módulos en el tubo 40 de núcleo hueco no giratorio en una etapa final de fabricación.

Haciendo referencia ahora a las Figs. 11A, 12A, 12B, 13A, 13B y 14, el sistema 3 de rotor, también denominado módulo 3 de rotor, incluye un soporte 100 de rotor, un cubo 101 de rotor que tiene un engranaje interno 107, un primer y un segundo cojinetes 102 y 103 de bolas, un eje 101A que se extiende entre los cojinetes 102 y 103, una pinza anular 104, un motor 54, una caja 105 de engranajes planetaria, un piñón 106, un yugo 108 de pala, ejes 109 de pivote, tapas 110 de extremo de eje, muelles 111 de torsión y palas 20 de rotor. Un soporte 122 de motor recibe la caja 105 de engranajes para acoplar el motor 54 al soporte 100 de rotor. Cuando están ensamblados, los cojinetes 102, 103 quedan retenidos por la pinza anular 104 que se acopla a la ranura 99 de un saliente 112 que se extiende desde el soporte 100 del rotor. La pala 20 de rotor se mantiene en su sitio mediante un pasador 113 que se extiende a través de la tapa 110 y la abertura 114 formada en el eje 109. El eje 109 pasa a través de una abertura 117 de apoyo formada en el cubo 101 de rotor y entra en una abertura 94 en el yugo 108 cuando es retenido por otro pasador (no mostrado). Las conexiones 119 de paso acoplan el yugo 108 al plato cíclico 56'.

Como se muestra en la Fig. 11B, un módulo de rotor adaptado para soportar palas de rotor inclinables de forma cíclica y colectiva incluye un cubo 201 de rotor colectivo similar al cubo 101 de rotor y que recibe un marco 208 de yugo colectivo acoplado a los salientes 214 formados en una superficie interior del cubo 201 mediante elementos 212 de fijación. La estructura 208 de yugo colectivo soporta las cargas de vuelo radiales producidas por las palas 20 de rotor que actúan a través de los cojinetes 203 de empuje. Las conexiones 119 de paso acoplan los brazos 210 de paso al plato cíclico 56'.

De forma ilustrativa, la caja 105 de cambios planetaria tiene una relación de velocidad reductora de aproximadamente 4:1. El piñón 54 del motor tiene nueve dientes y se acopla al engranaje interno 107 del cubo 101 de rotor, que tiene sesenta dientes, por lo que la relación de reducción de velocidad total del módulo 3 del rotor es de aproximadamente 26,7:1 (es decir, el eje de salida del motor 54 gira 26,7 veces por cada giro del cubo 101 de rotor). Esta relación de reducción favorece el uso de motores eléctricos de alta eficiencia que funcionan a altos voltajes y altas velocidades.

De forma ilustrativa, el motor 54 es un motor sin escobillas. En algunas aplicaciones, especialmente cuando los tiempos de vuelo son cortos y el ahorro es un factor importante (por ejemplo, en una munición desechable de corto alcance), se utilizan varios motores con escobillas de bajo coste (es decir, motores con escobillas de carbono y conmutadores giratorios) en vez de un motor 54 sin escobillas de alto coste para hacer girar el cubo 101 de rotor. En tales casos, aunque el módulo 3 de rotor se muestra con un motor 54 para accionar el cubo 101 de rotor, está dentro del ámbito de esta descripción incluir varios motores alrededor de la circunferencia del soporte 100 de rotor para accionar el cubo 101 de rotor en vez de solo uno. También se prevé que el propio cubo 101 de rotor pueda configurarse con bobinas de hilo e imanes para que actúen como un motor, de modo que no se requieran motores separados para accionar el cubo 101 de rotor alrededor del eje común 7.

La pala 20 de rotor en la realización mostrada está moldeada por inyección de material plástico de policarbonato y es del tipo descrito en la patente US-5.879.131 concedida a Arlton. La pala 20 de rotor puede oscilar libremente hacia arriba y hacia abajo aproximadamente 6 grados alrededor del eje 120 de aleteo antes de que las lengüetas 121 de los resortes 111 de torsión entren en contacto con el eje 109 de cabeceo y resistan un aleteo adicional. Esto significa que las palas 20 de rotor pueden moverse libremente hacia arriba y hacia abajo durante el vuelo aproximadamente +/- 6 grados y pueden doblarse hacia arriba 90 grados y hacia abajo 90 grados para su almacenamiento o durante un aterrizaje forzoso.

En la realización mostrada en los dibujos, el soporte 100 de rotor está moldeado por inyección en una sola pieza a partir de un material termoplástico tal como policarbonato o nailon. El cubo 101 de rotor está moldeado por inyección en una sola pieza a partir de un material termoplástico tal como nylon o acetal. Las palas 20 de rotor están soportadas en vuelo por el cubo 101 de rotor (que forma parte de la carrocería exterior del vehículo 1) en vez de por los ejes coaxiales tradicionales que coinciden con el eje común 7. Esto sitúa los cojinetes 102, 103 de soporte del rotor muy cerca de las palas 20 de rotor y libera espacio dentro de la parte central del cuerpo del vehículo 1 de ala giratoria para otros componentes mecánicos o eléctricos. En un sistema de rotor de paso fijo (mostrado en los dibujos), las fuerzas de vuelo radiales producidas por las palas giratorias 20 son soportadas por el yugo interno 108 que conecta dos palas 20 de rotor y que incluye una abertura interna que rodea y evita el tubo central 40, por lo que no se requieren cojinetes de empuje especiales.

Haciendo referencia ahora a la Fig. 15, un sistema de rotor coaxial según la presente descripción comprende el tubo central 40, dos sistemas 3, 5 de rotor, dos platos cíclicos 56' y 57' y un módulo 81 de servo acoplado al tubo 40 de núcleo hueco no giratorio en simetría reflejada alrededor del módulo 81 de servo. Si bien se describe un sistema de rotor coaxial con dos rotores, el vehículo 1 de ala giratoria podría estar equipado con sistemas de rotor adicionales (no mostrados) separados a lo largo de la longitud del tubo 40 de núcleo hueco no giratorio para capacidades operativas o de empuje adicionales.

En la realización ilustrada, el vehículo 1 de ala giratoria tiene un sistema de rotor de paso fijo que solo requiere dos servos 58, 59 para controlar el cabeceo de la aeronave (cíclico proa-popa) y el balanceo de la aeronave (cíclico derecha-izquierda). Un tercer servo colectivo 98 puede montarse de forma similar en la sección central 4, por ejemplo, si se desea un control de paso colectivo.

ES 2 985 803 T3

Los sistemas 3,5 de rotor están conectados a los platos cíclicos 56', 57' mediante conexiones 119 de paso. Los servos 58, 59 están conectados a los platos cíclicos 56', 57' mediante las conexiones 125, 126 de paso. En funcionamiento, los cubos 101 del rotor giran en direcciones opuestas. Los servos 58, 59 se controlan mediante la electrónica 55' de control de vuelo integrada para inclinar simultáneamente el plato cíclico 56' y el plato cíclico 57', que luego varían cíclicamente el ángulo de paso de las palas del rotor giratorio 20 para inclinar el vehículo 1 en una dirección de cabeceo de la aeronave y en la dirección de balanceo de la aeronave. En otra realización que tiene un paso colectivo (véase la Fig. 11B), se proporcionan un tercer servo y una tercera conexión de paso (no mostrados) para variar la localización axial de los platos cíclicos 56', 57' a lo largo del eje común 7 y para variar el paso colectivo de las palas 20, 22 de rotor mediante mezcla electrónica de paso cíclico colectivo (CCPM). Es una característica de la realización el uso de servos posicionados entre los sistemas 3, 5 de rotor y el acoplamiento directo de los platos cíclicos 56', 57' de control, con enlaces para controlar un sistema de rotor coaxial de esta forma.

Una realización ilustrativa de la descripción incluye motores 54, 61 posicionados para estar por encima y por debajo de las palas 20, 22 de rotor (véase la Fig. 25A) con una transmisión de potencia entre los sistemas 3, 5 de rotor que se logra a través del cableado eléctrico 45 en vez de un eje mecánico, reduciendo de este modo la complejidad mecánica y el peso. En otra realización (véase la Fig. 26), los motores 54, 61 están posicionados para estar situados entre las palas 20, 22 de rotor, y los servomotores 58, 59 están posicionados para estar en una relación separada para situar las palas 20, 22 de rotor, entre estos (véase la Fig. 26). Debido a que la potencia y el control de los sistemas 3, 5 de rotor son de naturaleza totalmente eléctrica, todo el sistema de control del vehículo 1 de ala giratoria puede funcionar eléctricamente mediante ordenadores digitales y electrónica de estado sólido sin conexiones mecánicas o amplificación hidráulica. La localización de los motores 54, 61, como se muestra en la Fig. 25A, elimina la necesidad de un eje giratorio concéntrico entre las palas 20, 22 de rotor, y posiciona los servos 58, 59 para accionar directamente ambos platos cíclicos 56' (incluidos en el primer controlador 56 de paso), y 57' (incluidas en el segundo controlador 57 de paso).

Una característica de la presente descripción es que el vehículo 1 puede volar con tan solo uno o dos servomotores cíclicos (servo 58, 59). En un modo de vuelo con un solo servo, el par diferencial de los motores 54, 61 controla la orientación de guiñada, y el servo 58 controla el vuelo hacia adelante y hacia atrás. Con solo un servomotor cíclico, el vehículo 1 puede volar de forma muy similar a un avión que solo tiene control de timón y elevador. En un modo de vuelo de dos servos, como se ilustra en los dibujos, los servos 58, 59 proporcionan un control de cabeceo de la aeronave proa/popa y de balanceo derecha/izquierda de la aeronave con un par diferencial de los motores 54, 61 que proporcionan un control de guiñada.

En otra realización de la presente descripción, la energía para accionar los motores 54, 61 en vuelo es proporcionada por baterías eléctricas 130 de alta capacidad, tales como baterías de polímero de litio o de ion litio, o pilas de combustible. Haciendo referencia ahora a las Figs. 16A y 16B, el módulo 13 de alimentación tiene seis baterías 130 recargables de ion litio dispuestas en un patrón hexagonal alrededor del tubo 40 de núcleo hueco no giratorio y conectadas en serie para producir aproximadamente 21,6 voltios de potencial eléctrico. El soporte anular 131 de batería está conformado para incluir una abertura central (anillo) 132 para alojar el tubo 40 de núcleo hueco no giratorio y un borde 133 para contener las baterías 130. Los cables eléctricos 45 del módulo 13 de alimentación entran en el tubo 40 de núcleo hueco no giratorio por la abertura 47 (véase la Fig. 7A) y se dirigen a través del tubo 40 de núcleo hueco no giratorio hasta los controladores 53, 60 de velocidad del motor.

Como se muestra mejor en la Fig. 25A, se proporcionan múltiples módulos 13, 14 de potencia para una capacidad de energía adicional durante el vuelo y, de forma ilustrativa, se conectan en paralelo para aumentar la corriente eléctrica disponible para los motores 54, 61. Los tiempos de vuelo del vehículo 1 de ala giratoria pueden ajustarse ajustando el número de módulos 13, 14 de potencia transportados en vuelo.

Se proporcionan anillos 135 de bloqueo adicionales (o soportes de anillo sin brazos radiales) por encima y por debajo del módulo 13, 14 de potencia para ayudar a acoplar los módulos 13, 14 de potencia al tubo 40 de núcleo hueco no giratorio, como se muestra, por ejemplo, en la Fig. 4. Dado que los módulos 13, 14 de potencia son relativamente pesados en comparación con otros componentes del vehículo 1, los anillos 135 de bloqueo evitan que los módulos 13, 14 de potencia se deslicen a lo largo del tubo 40 de núcleo hueco no giratorio durante un aterrizaje forzoso del vehículo 1 de ala giratoria. Una característica de la presente descripción es que el vehículo 1 de ala giratoria es adecuado para ser fabricado y ensamblado en módulos. Los módulos de rotor, ala, control, potencia, amplificador, electrónica y carga útil se fabrican por separado y se deslizan sobre el tubo central 40. Los conectores eléctricos para las conexiones que pasan a través de las aberturas 46, 47 del tubo central 40 están montados al ras de la superficie del tubo central 40 para ayudar al montaje y desmontaje del vehículo 1 para su mantenimiento y reparaciones.

La densidad de energía y la densidad de potencia son consideraciones en el diseño de UAV y pueden aplicarse a una aeronave en su conjunto. Las aeronaves con densidades de energía y densidades de potencia más altas tienen un mejor rendimiento general que las aeronaves con densidades más bajas. En general, la densidad de energía y la densidad de potencia se definen como la cantidad de energía y potencia disponibles por unidad de peso. Por ejemplo, la densidad de energía de una batería de combustible o eléctrica (también conocida como "energía específica") corresponde a la cantidad de energía contenida en una unidad de medida de combustible o batería (medida, por ejemplo, en Nm/kg o pies-libras/slug).

Los combustibles químicos (líquidos) tienden a tener densidades de energía más altas que las baterías eléctricas. Una característica adicional de la energía de combustible líquido en comparación con la energía de las baterías eléctricas es que el peso de una aeronave alimentada con combustible líquido disminuye durante el transcurso del vuelo (hasta un 60 %) a medida que quema combustible. En consecuencia, la densidad de energía de una aeronave alimentada con combustible líquido (es decir, la energía disponible por unidad de peso de la aeronave) disminuye lentamente y la densidad de potencia (potencia disponible por unidad de peso) aumenta a medida que vuela. Esto significa que el rendimiento de las aeronaves alimentadas con combustible líquido mejora de hecho cerca del final del vuelo.

Por el contrario, la densidad de potencia global de una aeronave de propulsión eléctrica es constante durante todo el vuelo porque la potencia máxima de salida de las baterías es casi constante y las baterías no pierden peso a medida que se descargan. La densidad de energía también disminuye rápidamente porque la energía total disponible disminuye. Para mejorar la energía y la densidad de potencia de la presente descripción, se proporciona un amplificador eléctrico auxiliar o un módulo 8 de potencia que puede desecharse durante el vuelo una vez que se agote su suministro de energía. Por lo tanto, el módulo 8 de refuerzo comprende módulos de batería adicionales (no mostrados) ensamblados alrededor del eje común 7 con un mecanismo para retener el módulo 8 de refuerzo en el vehículo 1 de ala giratoria.

En otra realización, el módulo 8 de refuerzo incluye un motor de combustión interna (tal como un motor diésel no mostrado) que acciona un generador eléctrico (no mostrado) para convertir la energía química contenida en un combustible químico en energía eléctrica. En otras realizaciones contempladas en esta descripción, puede utilizarse un sistema generador turboeléctrico (no mostrado) para crear energía eléctrica. Una consideración de un módulo 8 de refuerzo que contiene tal generador gas-eléctrico es que todo el peso del módulo, el sistema de combustible y el motor puede desecharse al final de una primera fase de vuelo, dejando que el vehículo 1 de ala giratoria de peso relativamente bajo complete una segunda fase de vuelo.

En la realización ilustrativa, el módulo 8 de refuerzo incluye alas plegables 16, 17 para aumentar la sustentación en un modo de vuelo horizontal del vehículo 1 de ala giratoria. Como se muestra en la Fig. 17, el ala 17 está plegada alrededor del eje 140 de plegado para un almacenamiento compacto. Las alas 16, 17 están unidas aproximadamente en su posición de “cuarto de cuerda” a los ejes de pivote (no mostrado). Cuando se despliega para volar con los ejes de pivote mantenidos rígidamente perpendiculares al eje común 7 (véase también la Fig. 2), el ala 16 puede pivotar libremente alrededor del eje 143 de cabeceo para encontrar su mejor ángulo de ataque. Debido a que las alas 16 y 17 pueden girar libremente alrededor de sus propios ejes de cabeceo durante el vuelo, apéndices como las alas 16 y 17 a veces se denominan “alas libres”. Debe tenerse en cuenta que las alas 16 y 17, al ser alas libres, pueden funcionar de forma eficiente en un amplio rango de velocidades debido a su capacidad de cambiar de paso automáticamente para adaptarse al flujo de aire que se aproxima. La aplicación de tal ala libre a un UAV de ala giratoria es una característica de la descripción.

En el vuelo horizontal a alta velocidad, el eje común 7 está orientado de forma sustancialmente horizontal y los módulos 3, 5 de rotor actúan juntos como una única hélice contrarrotatoria para tirar del vehículo 1 de ala giratoria en una dirección horizontal 18. Las alas 16, 17 ayudan a levantar la sección inferior 6 y el módulo de refuerzo 8 para que los módulos 3 y 5 de rotor puedan aplicar más potencia a la propulsión hacia adelante y menos a la elevación vertical.

También debe tenerse en cuenta que la descripción actual no requiere superficies de control aerodinámicas (como en las alas 16, 17) porque el control cíclico del módulo 3, 5 de rotor proporciona potencia de control para maniobrar en la dirección 144 de cabeceo (elevación) de la aeronave y en la dirección 145 de guiñada (rumbo) de la aeronave cuando el eje común 7 es sustancialmente horizontal. El control de balanceo al estilo de un avión (alrededor del eje común 7) durante un vuelo horizontal a alta velocidad se logra mediante el diferencial de par/velocidad de los módulos 3,5 de rotor. Este método de control para el vuelo horizontal de un UAV de ala giratoria es una característica de la realización ilustrativa.

Haciendo referencia ahora a las Figs. 18A y 18B, cuando la energía del módulo 8 de refuerzo se ha agotado, una orden del controlador 55 de a bordo del vehículo 1 de ala giratoria acciona un mecanismo tal como un pestillo (no mostrado) que separa el módulo 8 de refuerzo del vehículo 1 de ala giratoria y el módulo 8 de refuerzo cae en la dirección 19. A continuación, el vehículo 1 de ala giratoria, en un modo de vuelo, asume una orientación más vertical y vuela como un helicóptero.

En otra realización, el módulo 8 de refuerzo incluye una carga útil 147 específica para la misión, tal como una munición explosiva, un sonar de inmersión, hidrófonos, un marcador de identificación de radio o una sonoboya. Como se ilustra en la Fig. 19, al separarse del vehículo 1 de ala giratoria, el módulo 8 de refuerzo cae dejando un sistema sonar o hidropónico 147 u otro sensor conectado al vehículo 1 de ala giratoria mediante un hilo o cable 146 de fibra óptica para que el vehículo 1 de ala giratoria pueda mover la carga útil 147 de un lugar a otro, entregar la carga útil 147 con precisión en un lugar deseado y actuar como una conexión de telemetría entre la carga útil 147 y un receptor remoto (no mostrado). Este puede ser un método eficaz para, por ejemplo, monitorizar un blanco o marcar un barco en el mar con un marcador de identificación remoto por radio u otro instrumento de marcado.

La Fig. 22 ilustra un método para entregar un marcador que comprende, por ejemplo, un sensor o un dispositivo de marcado, tal como pintura indeleble o un transmisor de radio, a una localización remota, en este caso un barco en mar abierto 157. El vehículo 1 se muestra acercándose al barco S (en el marco), maniobrando para tocar el barco S y dejando el marcador en el barco S (en el marco) y saliendo del área (en el marco). Este método de marcado es una característica de la presente descripción que permite monitorizar un punto de interés después de que el vehículo 1 haya abandonado el área local. De forma alternativa o conjunta, el vehículo 1 puede retener un sensor cuando abandone el área local que, por ejemplo, puede haber tomado una muestra de la atmósfera cerca del barco S, y devolver el sensor y la muestra a un punto de procesamiento remoto para su posterior análisis mediante un espectrómetro de masas, un dispositivo de medición biológico o radiológico u otro dispositivo similar (no mostrado). Si bien el punto de interés se muestra en los dibujos como un barco S, se entenderá que el barco S podría ser cualquier otro punto de interés accesible para el vehículo 1, tal como un camión, una aeronave, un edificio, una torre, una línea eléctrica o un área abierta de terreno.

Otra realización de la descripción actual que se muestra en las Figs. 20A, 20B y 20C tiene palas 148, 149 de rotor coaxiales plegadas de longitud desigual con palas superiores 148 que tienen una envergadura mayor que las palas inferiores 149. Se trata de una característica dispuesta de forma que, durante un aterrizaje forzoso del vehículo, las palas superiores 148 contacten con el suelo 155 antes que las palas inferiores y más cortas 149, de modo que las palas superiores 148 se pliegan alejándose de las palas inferiores 149 o más rápido que las palas inferiores 149, reduciendo de este modo la posibilidad de que las palas superiores 148 y las inferiores 149 contacten entre sí mientras siguen girando a alta velocidad. Como se muestra en los dibujos, las palas inferiores 149 abarcan aproximadamente 20 a 22 pulgadas (51 cm a 56 cm).

Otra característica de la descripción actual es la capacidad de plegarse para un almacenamiento compacto y para aterrizar. Como se muestra en las Figs. 21A y 21B, el vehículo 1 de ala giratoria es lo suficientemente compacto como para caber dentro de un tubo de sonoboya estándar de tamaño A utilizado por la Marina de los Estados Unidos. La estructura única de núcleo y tubo de la presente descripción no solo permite miniaturizar el vehículo 1 de ala giratoria para que quepa dentro de un tubo de sonoboya, sino que también absorbe las fuerzas de lanzamiento con un dispositivo accionado por carga (CAD) de una aeronave como la aeronave de vigilancia marítima P-3 de la Marina.

En una realización sugerida en la Fig. 21A, se proporciona un cartucho 150 de lanzamiento desechable para proteger las superficies aerodinámicas del vehículo 1 de ala giratoria cuando se lanza desde una aeronave que se desplaza a 150-250 nudos (278-463 km/h) a una altitud de 10.000 a 20.000 pies (3048 a 6096 m). Un paracaídas (no mostrado) unido al cartucho 150 ralentiza y estabiliza el descenso del cartucho 150 que se separa del vehículo 1 de ala giratoria a una altitud menor. De forma ilustrativa, el vehículo 1 de ala giratoria se muestra a escala y tiene una longitud 30 de cuerpo de aproximadamente 24 pulgadas (51 cm), un diámetro superior 31 de aproximadamente 2,25 pulgadas (5,7 cm), un diámetro 32 de rotor superior de aproximadamente 28 pulgadas (71 cm) y un diámetro 33 de rotor inferior de aproximadamente 24 pulgadas (61 cm) o menos. El módulo 8 de refuerzo tiene una longitud 34 de aproximadamente 12 pulgadas (30 cm). El primer rotor 3 y el segundo rotor 5 giran a aproximadamente 1400 RPM en vuelo estacionario y a aproximadamente, o por encima de, 2000 RPM durante el ascenso vertical y las maniobras a alta velocidad.

Otra realización contemplada en esta descripción está adaptada para su uso con una munición para evaluar el daño causado al blanco por la munición. Como se muestra en la Fig. 23, el vehículo 1 está adaptado para su uso con la munición, que se muestra de forma ilustrativa en los dibujos como una bomba 160 lanzada por gravedad. La bomba 160 se lanza desde una plataforma de lanzamiento, tal como una aeronave. En funcionamiento, la bomba 160 lanzada por gravedad transporta el vehículo 1 a las proximidades de un blanco, tras lo cual el vehículo 1 es lanzado para que caiga lejos de la bomba 160, ralentizado de forma ilustrativa utilizando una rampa 162 de arrastre auxiliar o eyectado de la bomba 160 mediante un dispositivo accionado por carga explosiva, antes de que la bomba 160 alcance su blanco. A continuación, el vehículo 1 orbita o planea en el área del blanco cerca del lugar del impacto para observar los daños de la bomba y transmite vídeo y otra información a un operario remoto (no mostrado). Este método de evaluación de daños causados por la munición es una característica de la descripción, que proporciona evaluaciones inmediatas de los daños en combate sin necesidad de que una plataforma de lanzamiento permanezca en la zona de ataque, reduciendo la necesidad de ataques posteriores contra el mismo blanco, al tiempo que se minimiza el riesgo para los miembros de la tripulación humana.

Como se muestra en la Fig. 26, los motores 54, 61 están posicionados para estar situados entre las palas 20, 22 de rotor. Los servomotores 58, 59 están posicionados para estar separados entre sí para situar las palas 20, 22 de rotor entre los mismos.

En otra realización ilustrativa, los motores 54, 61 están situados por debajo de las palas 22 de rotor y el tubo 254 de par giratorio discurre dentro del mástil 253 no giratorio para transmitir potencia al rotor 22, como se muestra, por ejemplo, en las Figs. 28-31. En otra realización, puede proporcionarse un motor de gas (no mostrado) para generar energía eléctrica a partir de un combustible pesado, tal como el combustible diésel o JP8, para accionar los motores 54, 61. En otra realización adicional, un motor de gas (no mostrado) puede conectarse al tubo 254 de par y al soporte 100 de rotor a través de una caja de engranajes (no mostrada) para accionar las palas 20, 22, de rotor también denominadas rotores 20, 22, alrededor del eje común 7, también denominado eje del rotor 7.

- El tubo 254 de par puede conectarse directamente al cubo superior del rotor 270, como se sugiere en las Figs. 28 y 29, o a un sistema 271 de transmisión y reducción de velocidad accionado por correa o engranaje provisto en el extremo superior del mástil 253, como se sugiere en las Figs. 29 y 30. El sistema 271 de reducción de velocidad, también denominado sistema 271 de transmisión, puede estar situado en el extremo superior del mástil 253 de modo que el tubo 254 de par pueda configurarse para un funcionamiento a alta velocidad y bajo par. Como resultado de ello, el tubo 254 de par puede tener un peso inferior al de un eje de rotor principal de tamaño comparable para un helicóptero que debe soportar todas las cargas de vuelo del cubo 270 de rotor y las palas superiores 20 de rotor.
- Haciendo referencia a las Figs. 27-31, los vehículos 250, 251 de ala giratoria contemplados en esta descripción incluyen una carrocería aerodinámica 260 y otras características adecuadas para el vuelo horizontal a alta velocidad. El cuerpo 260 puede adaptarse en algunas realizaciones para transportar uno o más pilotos humanos o uno o más pasajeros. Los vehículos de ala giratoria 250, 251 incluyen palas 20, 22 de rotor contrarrotatorias que giran alrededor del eje común 7, un tren 261 de aterrizaje, una cubierta 257 de mástil aerodinámica, una hélice 258 de refuerzo y aletas traseras estabilizadoras 259. La cubierta 257 del mástil tiene de forma general una sección transversal aerodinámica cuando se ve desde arriba para reducir la resistencia frontal. La cubierta 257 de mástil se muestra fijada a la carcasa 11 de carrocería y, por lo tanto, mediante tornillos 277 a los separadores 86, 87, 88 de la carcasa de carrocería, que sujetan la cubierta 257 de mástil al tubo 253 de mástil e impiden que la cubierta 257 de mástil gire alrededor del eje común 7.
- Como se describe en las Figs. 28 y 29, un módulo 264 de rotor incluye las palas 20 de rotor superiores, las palas 22 de rotor inferiores, el conjunto 255 de control del rotor, el conjunto 262 de accionamiento del rotor y el conjunto 252 de mástil. El conjunto 255 de control del rotor incluye platos cíclicos 56', 57', servos 58, 59 y conexiones 125, 126 de paso. El conjunto 262 de accionamiento del rotor incluye motores 54, 61 con engranajes de accionamiento asociados para accionar los rotores 20, 22 alrededor del eje 7 de rotor.
- El conjunto 252 de mástil incluye un tubo 254 de par que discurre dentro del mástil 253 y está soportado por el cojinete 273 de mástil superior y el cojinete 274 de mástil inferior, tal como se muestra en la Fig. 32. El conjunto 252 de mástil se fija al cuerpo 260 mediante los soportes 266, 267 de mástil y los pernos 202 de mástil.
- El tubo 254 de par tiene un diámetro más pequeño que el tubo 253 de mástil, dejando un espacio anular 275 que atraviesa el interior del mástil 253 para actuar como un conducto para el cableado eléctrico a los servos 58, 59 y a otros componentes eléctricos/electrónicos. Las ranuras 265, 269 para cables se proporcionan como puntos de entrada y salida para el cableado, las tuberías y las conexiones (no mostradas). En un ejemplo, el tubo 253 de mástil está construido de material compuesto de fibra de carbono y soporta las cargas de vuelo laterales producidas por las palas 20, 22 de rotor, y amortigua la vibración durante el vuelo del tubo 254 de par, especialmente en el cojinete superior 273 de mástil. El tubo 254 de par puede estar construido de fibra de carbono, aluminio o acero y puede soportar cargas de vuelo verticales además de torsión. Los cojinetes 273, 274 de mástil pueden configurarse para soportar cargas axiales y radiales. Debido a que el tubo 253 de mástil es generalmente rígido y no giratorio, el conjunto 252 de mástil puede ser más fuerte y producir menos vibraciones que un eje de rotor en un helicóptero de rotor coaxial convencional que generalmente no está soportado por una estructura de armazón por encima del rotor inferior.
- Haciendo referencia ahora a las Figs. 33 a 36, un conjunto 282 de control del rotor, según una realización de la presente descripción, incluye el plato cíclico superior 279, el plato cíclico inferior 280, los servomotores 284, 285, 286, los soportes 288, 289 de anillo servo y tres conexiones Z 291 de paso de pala. Si bien la conexión Z 291 puede construirse como una sola pieza, en los dibujos se muestra como un conjunto de piezas que consiste en un cuerpo de conexión Z 292 generalmente rígido hecho de nylon relleno de vidrio y dos conexiones 293, 294 de bola universales resistentes al desgaste hechas de un material más blando, como el nailon sin relleno. Los eslabones 293, 294 de bola universales encajan en las cavidades 299, 300 de conexión del cuerpo de la conexión Z 292 y se fijan mediante tornillos 295.
- El desplazamiento axial simultáneo y uniforme de las tres conexiones Z 291 en el conjunto 282 de control del rotor, también denominado conjunto 282 de control de plato cíclico, paralelo al eje común 7, hace que el plato cíclico 279 y el plato cíclico 280 se muevan axialmente a lo largo del eje común 7, lo que desplaza las conexiones 119 de paso cambiando de este modo el paso colectivo de las palas 20, 22 de rotor simultáneamente. El desplazamiento axial no uniforme e independiente de las conexiones Z 291 hace que los platos cíclicos 279, 280 se inclinen simultáneamente, induciendo un control de paso cíclico en las palas 20, 22 de rotor. Las conexiones Z 291 también están restringidos para moverse en paralelo al eje común 7 mediante lengüetas antirrotación 287 unidas a los soportes anulares 288, 298 y actúan como enlaces antirrotación de platos cíclicos.
- El cuerpo de conexión Z 292 está configurado para sujetar las conexiones 293, 294 de bola universales en un ángulo 290 de fase diferencial fijo, de modo que el desplazamiento axial no uniforme de las conexiones Z 291 paralelas al eje común 7 en la dirección 298 hace que el plato cíclico 279 y el plato cíclico 280 se inclinen en direcciones distintas, lo que afecta al ángulo de fase cíclico relativo de las palas 20 y 22 de rotor. El ángulo 290 de fase diferencial se muestra como de 90 grados, pero puede estar entre aproximadamente 60 y aproximadamente 120 grados, dependiendo de las características de las palas 20, 22 de rotor y su velocidad de rotación. El ángulo 290 de fase diferencial puede cambiarse variando la longitud de los eslabones 293, 294 de bola universales.

La conexión Z 291 alinea los ángulos de fase cíclica de las palas 20 de rotor superior y las palas 22 de rotor inferior. El ángulo de fase del rotor puede describirse como el ángulo medido entre la entrada de control de paso cíclico de una plato cíclico a un sistema de rotor de palas de rotor giratorias y el movimiento de aleteo resultante de las palas del rotor y la inclinación aparente del disco del rotor. Normalmente, el ángulo de fase de un helicóptero de un solo rotor es cercano a los 90 grados.

Sin embargo, debido a la interacción aerodinámica de las palas superior e inferior en un helicóptero de rotor coaxial, la respuesta de fase del rotor de cada rotor en un helicóptero de rotor coaxial es muy diferente de 90 grados. Por ejemplo, como se ilustra en la Fig. 37, si el plato cíclico superior 279 y el plato cíclico inferior 280 están inclinados hacia delante en la dirección 297, las palas 20 superiores del rotor parecerán inclinarse en la dirección 302 de fase superior del rotor y las palas inferiores 22 del rotor parecerán inclinarse en la dirección 303 de fase inferior del rotor, lo que significa que los ángulos absolutos de fase del rotor superior e inferior son cada uno de aproximadamente 45 grados. La diferencia 304 de ángulo de fase es, por lo tanto, de aproximadamente 90 grados. Cuando el plato cíclico superior 279 y el plato cíclico inferior 280 giran cada uno 45 grados alrededor del eje común 7 mediante el ángulo 290 de fase diferencial fijo de las conexiones Z 291 antes de inclinarse, las palas 20 de rotor superiores y las palas 22 de rotor inferiores parecerán inclinarse en la dirección 297. En este punto, se dice que las palas 20 de rotor superiores y las palas 22 de rotor inferiores están en fase entre sí. Los rotores que reaccionan en fase entre sí producen poderosas fuerzas de control.

Como se ilustra en las Figs. 38 y 39, un vehículo de ala giratoria según la presente descripción incluye un armazón o cuerpo 260 aerodinámico, un sistema 306 de potencia y control de un helicóptero, un sistema 307 de rotor coaxial y contrarrotorio capaz de producir una sustentación vertical y una hélice 258 orientada hacia atrás capaz de producir un empuje horizontal.

En funcionamiento, la potencia de un motor 309 hace girar el piñón 311 de la primera etapa, que hace girar el engranaje 312, 313 de corona en direcciones opuestas, como se describe en las Figs. 38 y 39. El engranaje 312 de corona está conectado mediante un eje de transferencia al piñón 314 de la segunda etapa que acciona el engranaje principal 316 del rotor inferior y los rotores inferiores 22. El engranaje 313 de corona está conectado mediante un eje de transferencia al piñón 315 de la segunda etapa que acciona el engranaje principal 317 del rotor superior, el tubo 254 de par dentro del mástil 319 y los rotores superiores 20. Un sistema de transmisión por correa que consiste en poleas 321, 322 y una correa en V 323 impulsa el eje 324 de hélice desde el extremo de popa del motor 309.

Como se ilustra en la Fig. 40, un mástil estructural 319 no giratorio según la descripción actual está configurado con pasadizos o conductos interiores 325 para alojar componentes de transmisión de señales y energía tanto mecánicos como eléctricos. El mástil 319 puede incluir la columna central 326 y la cubierta exterior 327, que de forma general tienen una sección transversal circular y están conectadas mediante nervaduras 328 que se extienden radialmente y que funcionan para separar y endurecer la columna central 326 y la cubierta exterior 327. En funcionamiento, el tubo 254 de par discurre entre los cojinetes 273, 274 (véase la Fig. 32) dentro de la columna central 326 para transmitir el movimiento giratorio, desde una fuente de alimentación situada debajo del mástil 319, a las palas 20 de rotor situadas cerca del extremo superior 318 del mástil 319. Los cojinetes 273, 274 actúan para alinear el mástil dentro de la columna central 326 y evitar que el tubo 254 de par se doble o toque la superficie interior de la columna central 326. El tubo 254 de par está separado mecánicamente del cableado, las tuberías, las mangueras y las conexiones (no mostradas) situadas entre la columna central 326 y la cubierta exterior 327 en los conductos interiores 325. En esencia, la columna central 326, la cubierta exterior 327 y las nervaduras 328 forman una pluralidad de conductos de señal y potencia que separan eficazmente las líneas de potencia y señal mecánicas, eléctricas y fluidicas que discurren dentro del mástil 319.

Haciendo referencia ahora a las Figs. 41-43, un mástil estructural 330 no giratorio según la presente descripción está configurado con seis conductos interiores 331 para alojar las conexiones de platos cíclicos 332 que transfieren señales de control mecánico desde los servomotores (no mostrados) situados bajo los rotores inferiores 22 a los platos cíclicos 279, 280. El mástil 330 puede incluir la columna central 333 y la cubierta exterior 334, que pueden tener una sección transversal generalmente circular y estar conectadas mediante nervaduras 335 que se extienden radialmente y que funcionan para separar y endurecer la columna central 333 y la cubierta exterior 334. En funcionamiento, el tubo 254 de par discurre dentro de la columna central 326 para transmitir el movimiento giratorio, desde una fuente de alimentación situada bajo las palas del rotor 22, a las palas 20 de rotor situadas cerca del extremo superior 336 del mástil 330.

Pueden proporcionarse aberturas o ranuras 342 en la cubierta exterior 334 para acomodar la entrada y la salida del cableado, las tuberías, las mangueras (no mostradas) y las conexiones de plato cíclico 332. Una característica de la presente descripción es que las nervaduras 335 y la columna central 33 actúan para transmitir cargas estructurales alrededor de las aberturas 342, mejorando de este modo la integridad estructural del mástil 330, especialmente cuando muchas líneas eléctricas y de señal pasan a través del mástil 330 y gran parte de la cubierta exterior 334 está perforada por ranuras u orificios. Otra característica es que las aberturas 342 pueden extenderse completamente hasta un extremo 337 del mástil 330 para permitir la extracción del mástil 330 de una aeronave durante las operaciones de mantenimiento. En un ejemplo, las líneas eléctricas y de señal que discurren dentro del mástil 330 pueden retirarse y reinstalarse sin quitar primero los enchufes y conectores que pueden no pasar fácilmente a través de los pasadizos interiores 331, reduciendo de este modo los costes de mantenimiento. Otra característica más de la presente descripción es que el mástil 330 puede fabricarse de forma económica, por ejemplo, en un proceso de extrusión a

partir de la aleación de aluminio 7075 o en un proceso de pultrusión a partir de fibras de carbono impregnadas con epoxi para un peso bajo y una resistencia elevada.

5 Como se muestra en las Figs. 44A y 44B, cada enlace de plato cíclico 332 puede ensamblarse desde la corredera inferior 338, la corredera superior 339, la varilla de empuje de la corredera 340 y la conexión 341 de control de paso. Las correderas inferiores 338 pueden conectarse a un servoactuador (no mostrado) para mover axialmente las conexiones del plato cíclico 332 dentro del pasaje interior 331 del mástil 330. Las correderas superiores 339 están conectados de forma pivotante a las conexiones de control de paso 341 que transmiten el movimiento axial de las conexiones del plato cíclico 332, también denominadas correderas del plato cíclico 332, a los platos cíclicos 279, 280. 10 La varilla de empuje de la corredera 340 se muestra con extremos roscados y conecta de forma rígida la corredera superior 339 y la corredera inferior 338 para moverse como una unidad.

15 Tres servomotores (no mostrados) conectados a las correderas inferiores 338 pueden cooperar para mover tres conexiones de plato cíclico 332 para controlar el plato cíclico superior 279 y el paso cíclico y colectivo de las palas 20 de rotor. Tres servomotores adicionales (no mostrados) conectados a las correderas inferiores 338 pueden cooperar para mover tres conexiones de plato cíclico 332 para controlar el plato cíclico inferior 280 y el paso cíclico y colectivo de las palas 22 de rotor. Si bien en los dibujos se muestran con la conexión 341 de control de paso, las conexiones 332 de plato cíclico también pueden incorporar una conexión Z 291 en vez de la conexión 341 de control de paso, en cuyo caso solo se necesitarían tres servos para controlar el paso cíclico y colectivo de ambas palas 20, 22 de rotor. 20

25 Como se ilustra en las Figs. 45 y 46, un vehículo 350 de ala giratoria según la reivindicación 1 incluye un armazón o cuerpo 351 aerodinámico, un sistema de rotor coaxial contrarrotatorio con palas de rotor contrarrotatorias (no mostradas) capaces de producir una sustentación vertical, y una hélice 353 orientada hacia atrás capaz de producir un empuje horizontal. Una columna o mástil 330 no giratorio soporta una pluralidad de servomotores 354 de salida giratorios situados detrás del mástil 330 y una pluralidad de servomotores 355 de salida giratorios situados delante del mástil 330. Los servomotores 354, 355 están configurados para estar en estrecha proximidad a un plano que se extiende longitudinalmente definido por el eje común 7 y el eje longitudinal 356 para reducir el área de superficie orientada hacia adelante de los servomotores 354, 355 en un vuelo hacia adelante a alta velocidad. Esto reduce la anchura de una cubierta (no mostrada pero similar a la cubierta 257 en la Fig. 27 y a la cubierta 368 mostrada en la Fig. 48) necesaria para cubrir los servomotores 354, 355 y minimizar la resistencia aerodinámica en un vuelo hacia adelante a alta velocidad. Los orificios 357 para pernos, como se muestra en la Fig. 46, se proporcionan para montar una cubierta de mástil aerodinámica, tal como la cubierta 257. Una característica de la descripción actual es que los componentes del sistema de control, tales como los servomotores 354, 355, están situados delante y detrás del mástil 330 para minimizar la anchura del conjunto del mástil y reducir la resistencia aerodinámica en el vuelo hacia adelante. 30

35 Se muestra otra realización de un vehículo 360 de ala giratoria, por ejemplo, en las Figs. 47-57. El vehículo 360 de ala giratoria incluye un armazón o cuerpo 361 aerodinámico, un sistema de rotor coaxial contrarrotatorio con palas 362, 375 de rotor contrarrotatorias capaces de producir sustentación vertical y una hélice 353 orientada hacia atrás capaz de producir un empuje horizontal. Un mástil 364 no giratorio soporta el manguito 366 del mástil y una pluralidad de servomotores 365 lineales (tipo tornillo). En un ejemplo, los servomotores lineales 365 (tipo tornillo) pueden ser servomotores lineales eléctricos Moog modelo 880 que se montan en los mismos mediante soportes o brazos que sobresalen de los mismos. Los servomotores 365 están configurados para estar en estrecha proximidad a un plano que se extiende longitudinalmente definido por el eje común 7 y el eje longitudinal 367 para reducir la anchura y la resistencia aerodinámica de la cubierta 368 del mástil en un vuelo hacia adelante a alta velocidad. El motor 363, que puede ser un motor turboeje GE T700, por ejemplo, se proporciona para hacer girar el rotor superior 362 alrededor del eje común 7 a través de la caja 369 de engranajes, el engranaje 370 de accionamiento del rotor superior y el tubo 379 de par del rotor superior, y para hacer girar el rotor inferior 375 mediante la caja 369 de engranajes y el engranaje 371 de accionamiento del rotor inferior unido al eje 380 de rotor inferior. 40

45 Una característica de la presente descripción es que el mástil 364 no giratorio puede soportar componentes de la aeronave dentro de la cubierta 368 del mástil para aprovechar la estela aérea producida por la cubierta 368 del mástil en un vuelo hacia adelante a alta velocidad. Los componentes electrónicos o hidráulicos 372, que incluyen, por ejemplo, motores hidráulicos y válvulas hidráulicas, y las antenas 373, pueden estar soportados por un soporte 374 no giratorio en algunas realizaciones. Esto reduce la necesidad de espacio dentro del cuerpo 361, también denominado fuselaje 361, del vehículo de ala giratoria 360 y sitúa los componentes electrónicos o hidráulicos más cerca de los servomotores 365. 50

55 El mástil 364 no giratorio puede fabricarse a partir de un material compuesto de metal o fibra de carbono e incluir canales 376 que se extienden axialmente a lo largo de una superficie exterior del mástil 364 para alojar las inserciones 378 del bus eléctrico, como se sugiere en las Figs. 50-52. Las inserciones del bus eléctrico 378 se extienden desde un punto 390 entre los rotores 362, 375 superior e inferior hasta un punto 391 debajo del rotor inferior 375 y entre el engranaje impulsor 370 del rotor superior y el engranaje impulsor 371 del rotor inferior para facilitar la transmisión de energía eléctrica y/o hidráulica y las señales desde los componentes situados en el fuselaje 361 del vehículo 360 de ala giratoria a otros componentes situados entre el rotor superior 362 y el rotor inferior 375 o encima del rotor superior 362. Las inserciones 378 de bus eléctrico pueden incluir una cubierta protectora hecha de un material no conductor, tal como silicona, y contener una pluralidad de conductores o tubos flexibles 382 de cobre. En un ejemplo, el manguito 60

65

366 del mástil se desliza sobre el mástil 364 para proporcionar una estructura de montaje para los servomotores 365 y el soporte 374 y una superficie exterior lisa para los platos cíclicos 384, 385. Pueden proporcionarse aberturas 387 en el manguito 366 del mástil para proporcionar acceso a los conductores o tubos flexibles 382 de cobre para las conexiones eléctricas o hidráulicas (no mostradas) a otros componentes, como los servomotores 365 y la electrónica del sistema de control de vuelo (no mostrada). Durante el funcionamiento, una pluralidad de cables eléctricos y/o tubo flexibles hidráulicos (no mostrados para mayor claridad) pueden conectarse a las inserciones 378 del bus en los conductores o tubos flexibles 382 de cobre para transmitir energía eléctrica o hidráulica y señales a y de otros componentes del sistema de control, como un ordenador del sistema de gestión de vuelo (no mostrado), servocontroladores (no mostrados), un motor hidráulico 372, valores hidráulicos (no mostrados) y generadores (no mostrados). Puede proporcionarse una estructura 388 de armadura robusta para conectar el mástil 364 al fuselaje 361 del vehículo 360 de ala giratoria.

Una característica importante de la presente descripción es la reducción de la resistencia aerodinámica en vuelos a alta velocidad. Para reducir la anchura y el arrastre asociado de la cubierta 368 del mástil, los platos cíclicos 384 y 385 están configurados para situar los seis servomotores 365 en estrecha proximidad a un plano que se extiende longitudinalmente definido por el eje común 7 y el eje longitudinal 367, como se ilustra en la Fig. 53. Los brazos 392 y 393 del plato cíclico están más cerca entre sí que los brazos 393 y 394. Como se muestra en la Fig. 54, el ángulo 395 es de aproximadamente 90 grados o menos. Los platos cíclicos 384 y 385 también giran 180 grados uno con respecto al otro alrededor del eje común 7, de modo que los servomotores 365 pueden intercalarse alrededor de la circunferencia del manguito 366 de mástil para una instalación muy compacta.

Una característica de la descripción es el tubo 40 de núcleo hueco no giratorio, el mástil 330, 364 o la columna estructural de viga cruciforme que, en algunas realizaciones, puede funcionar como conducto para el cableado y las tuberías. Se describe un método o sistema para ensamblar componentes mecánicos y eléctricos en el núcleo o la columna para promover la facilidad de ensamblaje de una variedad de aeronaves a partir de un kit de módulos básicos.

Otra característica es que cada uno de los rotores 20, 22 del sistema coaxial de la presente descripción es accionado por uno o más motores eléctricos independientes, y los motores están posicionados para estar en lados opuestos de los rotores, y la transmisión de potencia hacia y entre los motores se realiza a través del cableado eléctrico (que pasa a través del núcleo hueco) en vez de mediante ejes mecánicos, embragues y engranajes. Los conjuntos de rotores compactos permiten la rotación de los rotores sin necesidad de ejes coaxiales giratorios tradicionales.

Otra característica adicional es que puede proporcionarse un sistema de control de plato cíclico y uno o más motores eléctricos para cada rotor y pueden situarse de forma que se encuentren en lados opuestos de cada rotor, simplificando de este modo las conexiones mecánicas y eléctricas necesarias para accionar y controlar los rotores. Los módulos de rotor se proporcionan para ensamblar de forma rápida y sencilla sistemas de rotores en el núcleo hueco. Los múltiples módulos de rotor y platos cíclicos están controlados por un solo grupo de servos alojados en un módulo.

Otra característica de la descripción es la provisión de conexiones de fase para producir un control de fase diferencial de los rotores superior e inferior simultáneamente. En algunas realizaciones, las conexiones de fase fija pueden proporcionar un control colectivo y cíclico de ambos rotores con solo tres servos de control del rotor en vez de con los cuatro a seis servos generalmente requeridos para el control del rotor coaxial.

Otra característica es que el control total colectivo y cíclico de las palas del rotor superior e inferior de un helicóptero coaxial puede lograrse con servomotores situados bajo el rotor inferior, de modo que pueda minimizarse la distancia axial entre las palas superior e inferior.

Otra característica es que puede montarse una carcasa de carrocería aerodinámica y no giratoria entre las palas del rotor superior e inferior de un helicóptero coaxial para reducir la resistencia en un vuelo hacia adelante a alta velocidad.

Otra característica adicional de una realización es que las señales de potencia y control pueden pasar desde un punto situado debajo de las palas inferiores del rotor a un punto situado entre las palas del rotor para facilitar la localización del sistema de control del rotor, la electrónica de radio, las antenas y otros componentes del sistema eléctrico y de control entre las palas del rotor para hacer un uso productivo del espacio entre y las palas en un vuelo hacia adelante a alta velocidad.

Otra característica más de un ejemplo es que las palas 20 del rotor superior pueden accionarse mediante un tubo 254 de par que discurre dentro del mástil 253 y conectarse a un motor 54 o a un motor situado debajo de las palas 22 de rotor. Si se desea, tanto los rotores superiores como los inferiores pueden accionarse mediante un único motor accionado por gas situado debajo de los rotores.

Una característica adicional es que las palas 148, 149 de rotor plegables tienen una longitud desigual. En la descripción actual con los rotores 3, 5 contrarrotatorios, las palas plegables 148, 149 de longitud desigual reducen la posibilidad de que las palas contacten entre sí cuando se pliegan a gran velocidad durante un aterrizaje forzoso.

ES 2 985 803 T3

5 Otra característica es que se proporciona una estructura de montaje entre los rotores 20, 22 contrarrotatorios para soportar una carcasa 11 de carrocería u otro tipo de carenado aerodinámico entre las palas 20, 22 de rotor. La carcasa 11 de carrocería protege el conjunto 255 de control de la intemperie y reduce la resistencia al aire de los servos 58, 59, expuestos, de los platos cíclicos 56', 57' y de las conexiones 125, 126, de paso también denominadas varillas 125, 126 de empuje.

10 Otra característica de la descripción es un método para mejorar la energía y la densidad de energía en los UAV que puede incluir un módulo 8 de refuerzo que sea separable del vehículo principal en vuelo. Se proporciona un módulo 8 de refuerzo para hacer funcionar el UAV durante una primera fase de vuelo. Al final de la primera fase de vuelo, el módulo de refuerzo cae, lo que reduce el peso del UAV para un funcionamiento continuado en una segunda fase de vuelo. En los UAV con alimentación eléctrica, el módulo de potencia puede comprender un paquete de baterías con o sin una superficie de elevación auxiliar que se expulsa durante el vuelo una vez agotada la energía de la batería, o cargas útiles específicas para una misión en particular.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (350, 360) de ala giratoria que comprende
 - 5 una primera pala (20, 362) de rotor de paso variable soportada para girar alrededor de un eje (7) de rotación de rotor común en un primer plano de rotación del rotor, incluyendo la primera pala (20, 362) de rotor de paso variable un control de paso cíclico,
 - 10 una segunda pala (22, 375) de rotor de paso variable soportada para girar alrededor del eje (7) de rotación común del rotor en un segundo plano de rotación del rotor, incluyendo la segunda pala (22, 375) de rotor de paso variable un control de paso cíclico,
 - 15 tres primeros servomotores (354, 355, 365) situados entre el primer plano de rotación del rotor y el segundo plano de rotación del rotor y configurados para variar el paso de la primera pala del rotor (20, 362) de paso variable,
 - 20 una columna estructural (330, 364) no giratoria formada para incluir un interior generalmente hueco que se extiende a lo largo del eje (7) de rotación común del rotor a través del segundo plano de rotación del rotor y los primeros servomotores (354, 355, 365) están acoplados a la columna estructural (330, 364) no giratoria,
 - 25 un primer controlador (279, 385) de paso de las palas situado entre el primer plano de rotación del rotor y el segundo plano de rotación del rotor para controlar el paso de la primera pala del rotor (20, 362) de paso variable y los primeros servomotores (354, 355, 365) están acoplados al primer controlador (279, 385) de paso de las palas mediante tres primeros enlaces de paso, **caracterizado por que** la aeronave de ala giratoria comprende además tres segundos servomotores (354, 355, 365) acoplados a la columna estructural (330, 364) no giratoria entre el primer plano de rotación del rotor y el segundo plano de rotación del rotor y tres segundas conexiones dev paso que interconectan los segundos servomotores (354, 355, 365) y un segundo controlador (280, 384) de paso de pala para variar el paso de la segunda pala (22, 375) de rotor de paso variable.
2. La aeronave (350, 360) de ala giratoria de la reivindicación 1, que comprende además una fuente de alimentación situada debajo del segundo plano de rotación del rotor y configurada para proporcionar energía para accionar la primera pala (20, 362) de rotor de cabeceo variable y la potencia se transmite a través de la columna estructural (330, 364) no giratoria.
3. La aeronave (350, 360) de ala giratoria de la reivindicación 1, que comprende además una fuente de alimentación situada debajo del segundo plano de rotación del rotor y configurada para proporcionar energía a los seis servomotores (354, 355, 365), transmitiéndose la potencia a través de la columna estructural (330, 364) no giratoria.
4. La aeronave (350, 360) de ala giratoria de la reivindicación 1, en donde la columna estructural (330, 364) no giratoria soporta la primera pala del rotor (20, 362) de paso variable para girar alrededor del eje (7) de rotación común del rotor.
5. La aeronave (350, 360) de ala giratoria de la reivindicación 1, en donde la potencia para accionar la primera pala (20, 362) de rotor de cabeceo variable alrededor del eje (7) de rotación común del rotor se transmite a través de un espacio formado en la columna estructural (330, 364) no giratoria.
6. La aeronave (350, 360) de ala giratoria de la reivindicación 1, que comprende además una cubierta aerodinámica (257, 368) acoplada a la columna estructural (330, 364) no giratoria y dispuesta para rodear la columna estructural (330, 364) no giratoria entre el primer plano de rotación del rotor y el segundo plano de rotación del rotor.
7. La aeronave (350, 360) de ala giratoria de la reivindicación 6, en donde la cubierta aerodinámica (257, 368) está fijada a la columna estructural (330, 365) no giratoria y no puede girar alrededor del eje (7) de rotación común del rotor.
8. La aeronave (350, 360) de ala giratoria de la reivindicación 2, que comprende además un motor situado debajo de la segunda pala (22, 375) de rotor de paso variable y acoplado a la primera pala del rotor (20, 362) de paso variable mediante un tubo (254) de par giratorio y el tubo (254) de par giratorio está dispuesto para extenderse a través del espacio interior de la columna estructural (330, 364) no giratoria.
9. La aeronave (350) de ala giratoria de la reivindicación 2, en donde la columna estructural (330) no giratoria soporta una pluralidad de servomotores giratorios (354) situados detrás de la columna estructural (330) no giratoria y una pluralidad de servomotores (355) de salida giratoria situados frente a la columna estructural (330) no giratoria.

ES 2 985 803 T3

- 5
10. La aeronave (350, 360) de ala giratoria de las reivindicaciones 2 y 9, en donde los servomotores (354, 355, 365) están configurados para estar muy cerca de un plano que se extiende longitudinalmente definido por el eje común (7) y un eje longitudinal (356, 367) de la aeronave (350, 360) de ala giratoria para reducir el área de superficie orientada hacia adelante de los servomotores (354, 355, 365) en un vuelo de avance a alta velocidad.
 11. La aeronave (350, 360) de ala giratoria de la reivindicación 6 o la reivindicación 7, en donde la cubierta aerodinámica (257, 368) cubre los servomotores (354, 355, 365) y minimiza la resistencia aerodinámica en un vuelo hacia adelante a alta velocidad.

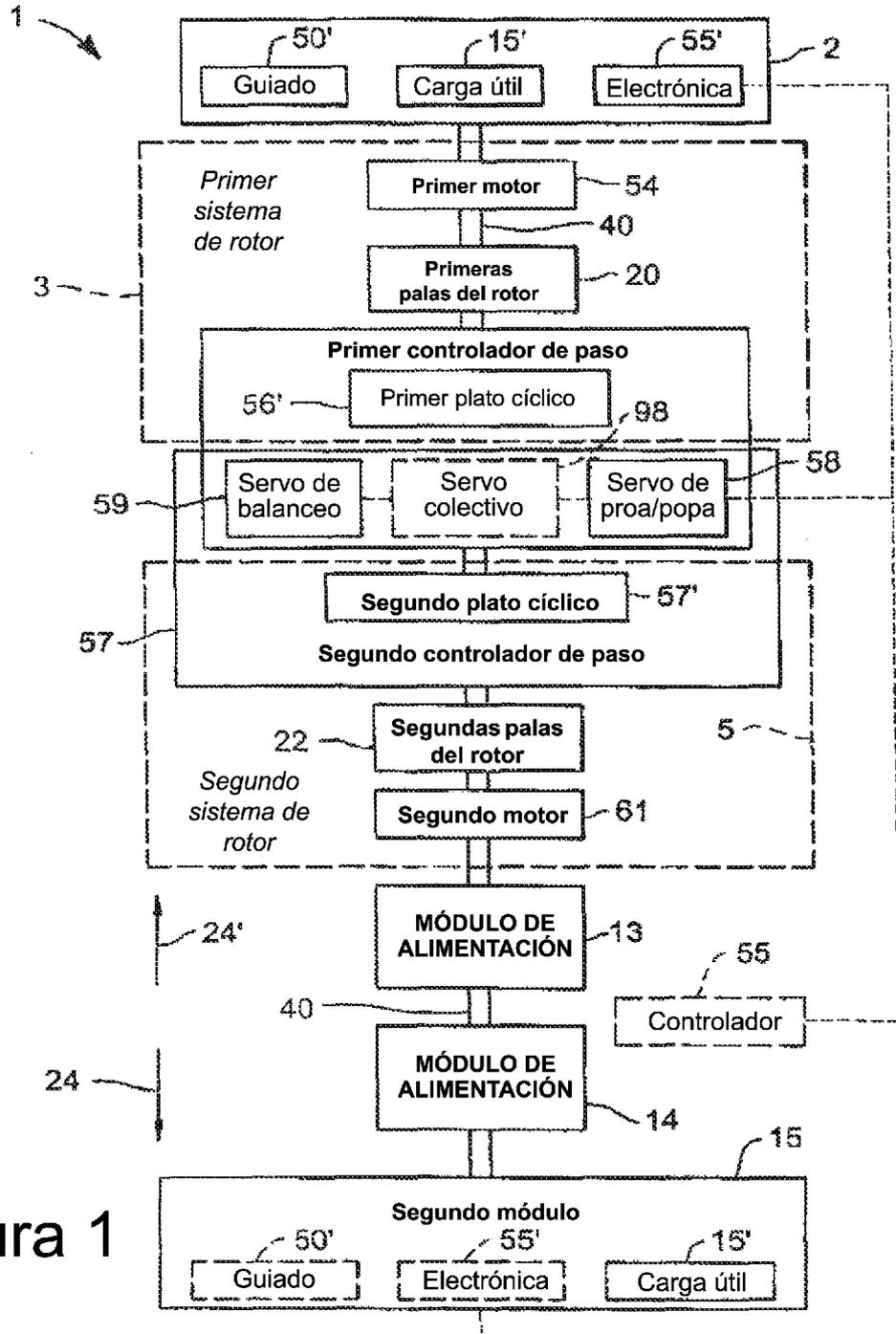


Figura 1

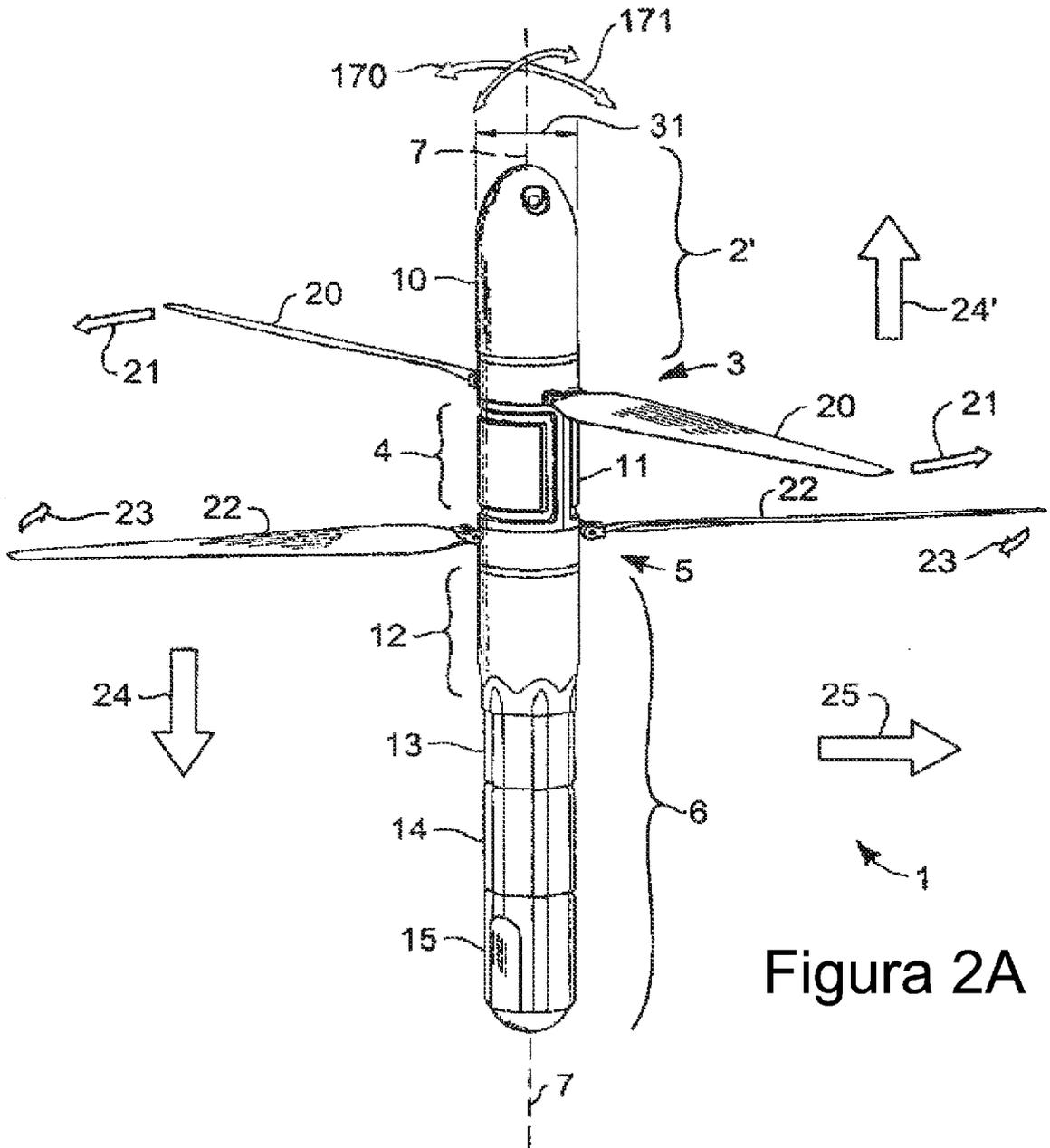


Figura 2A

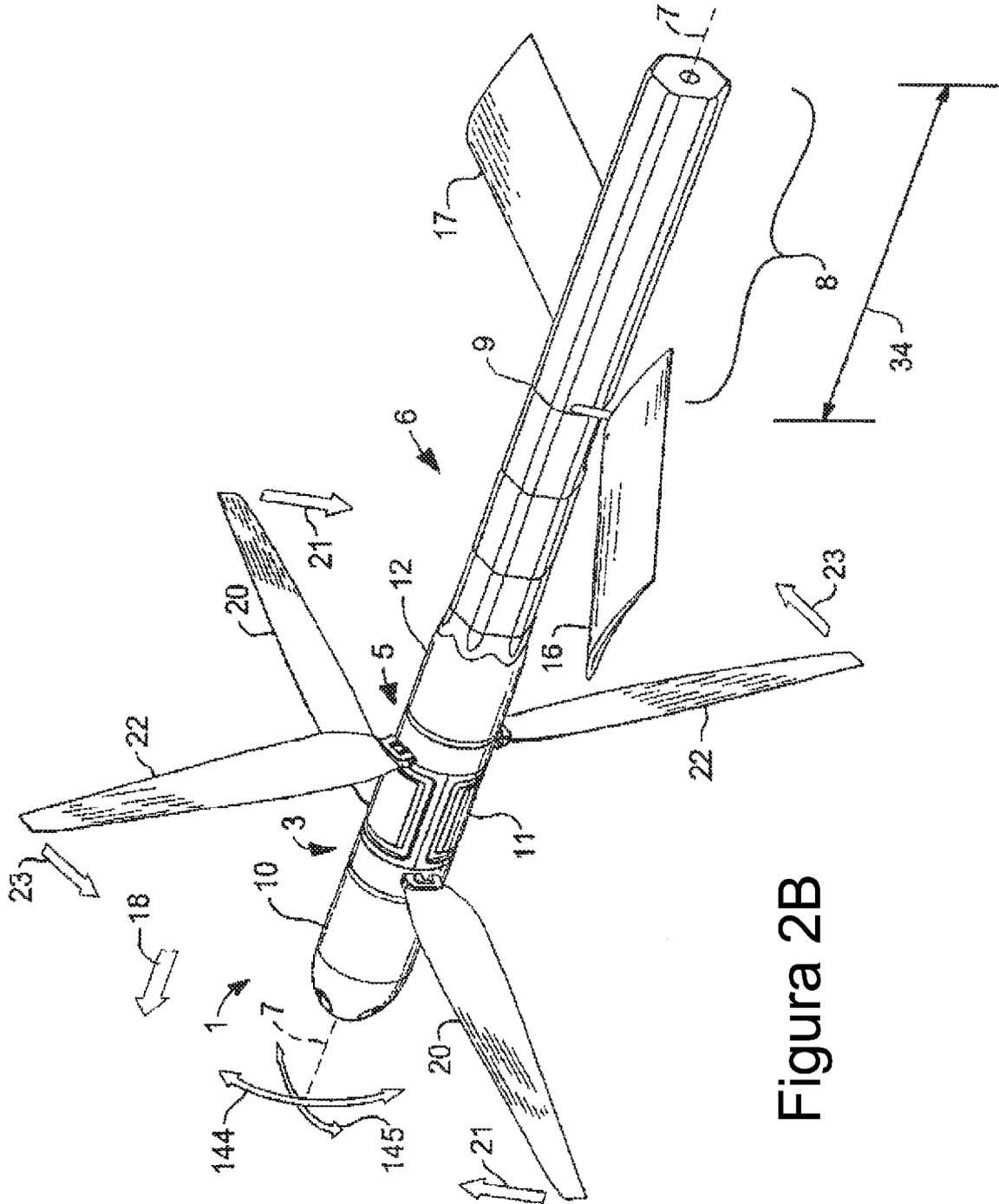


Figura 2B

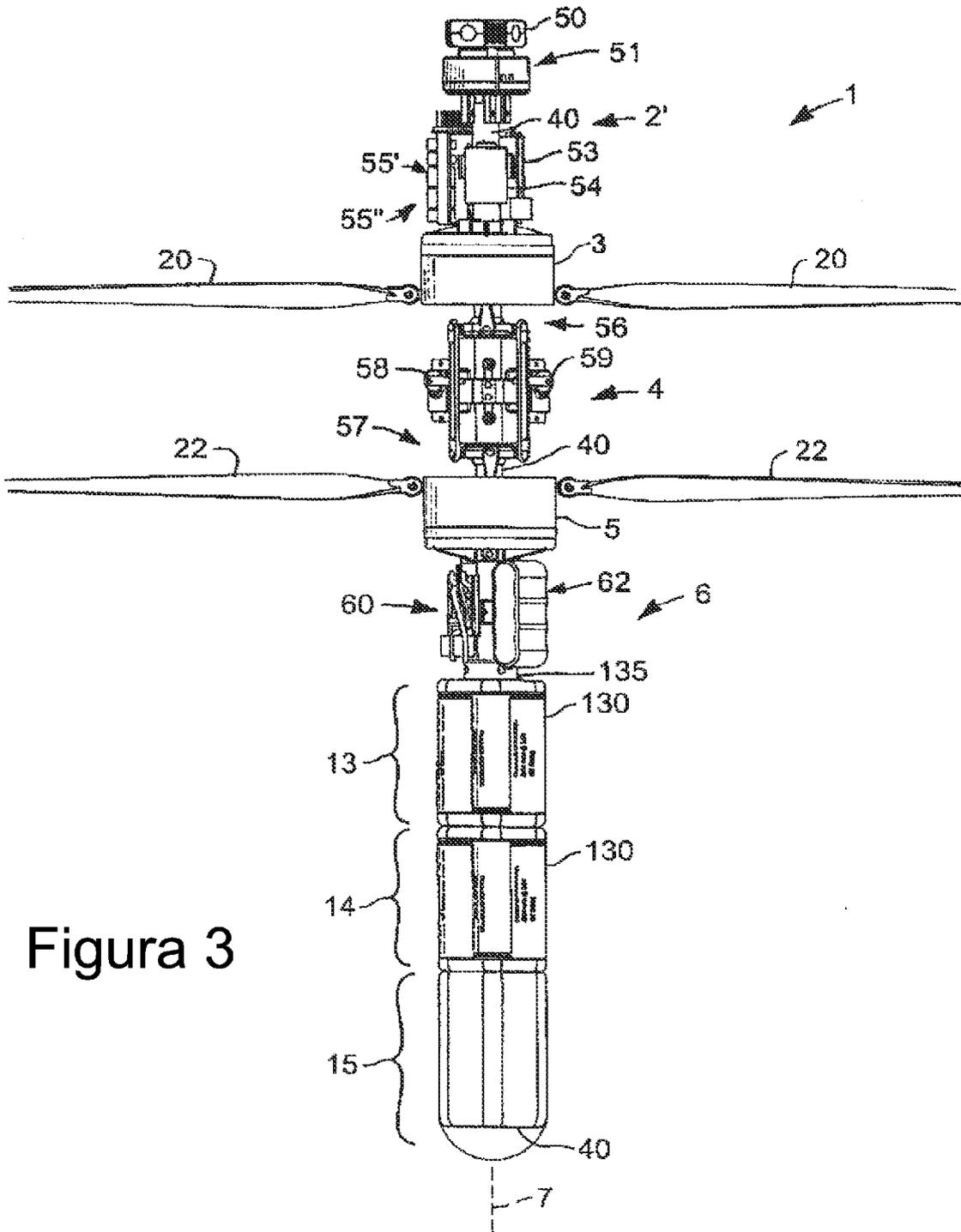


Figura 3

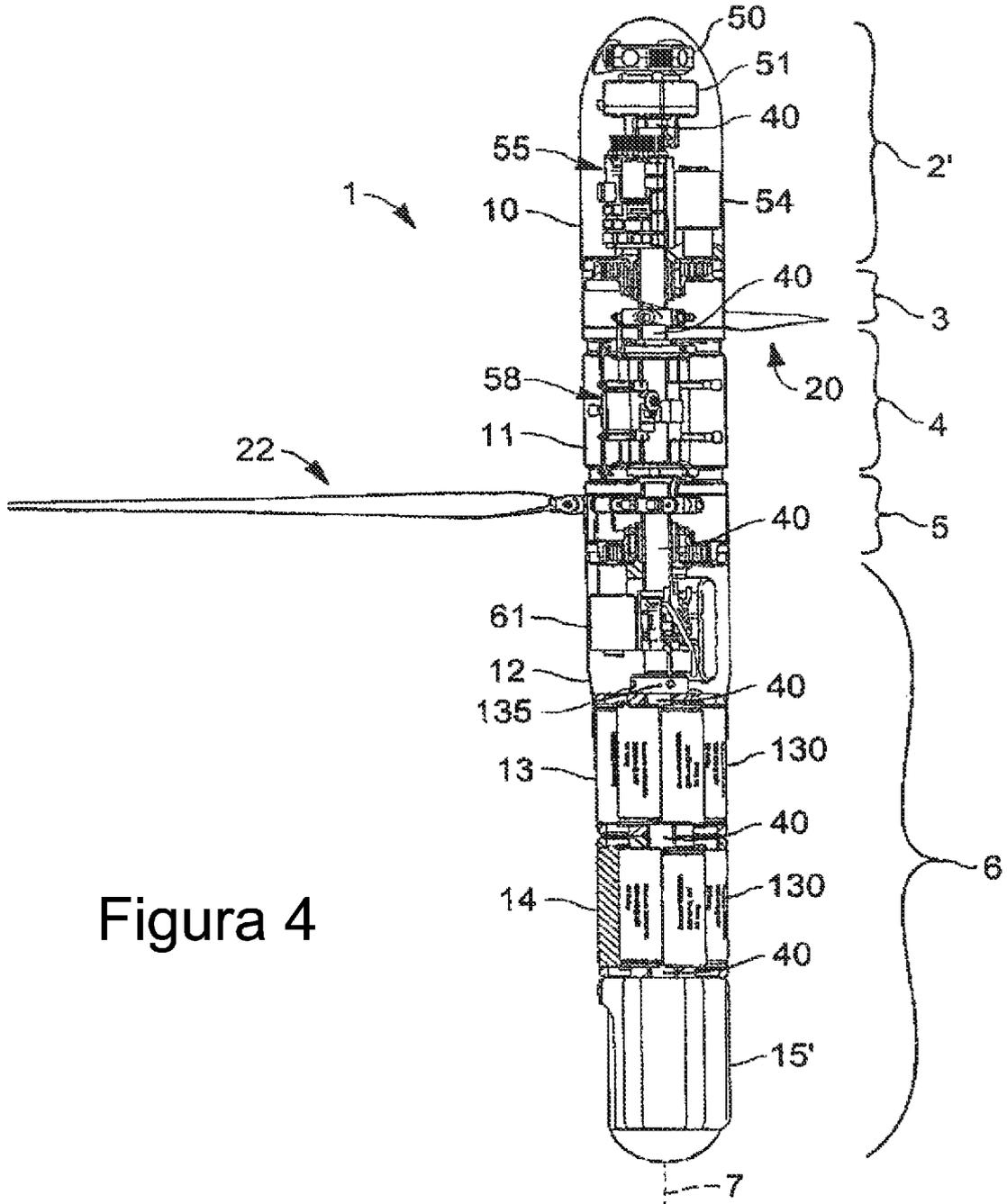


Figura 4

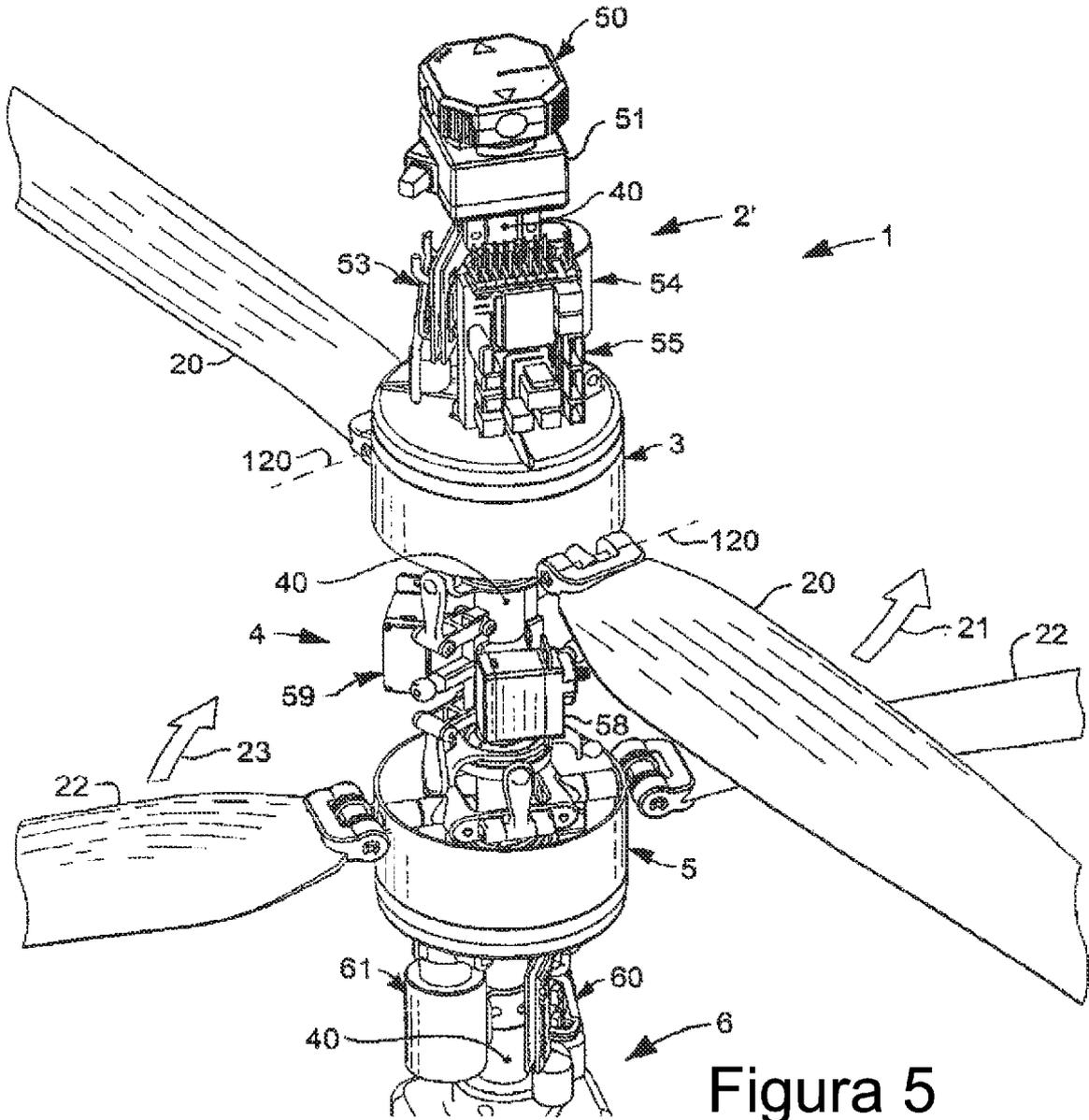


Figura 5

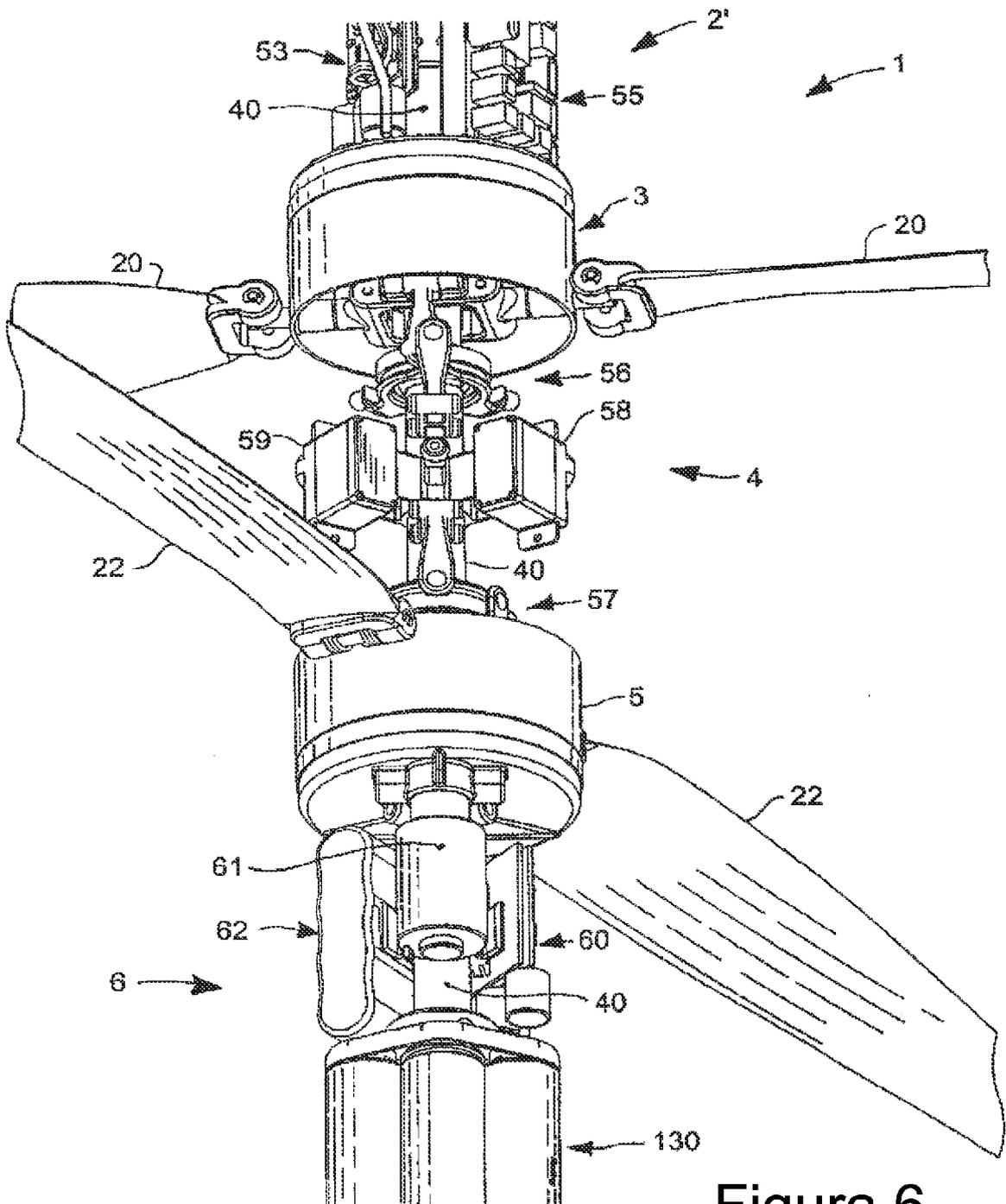


Figura 6

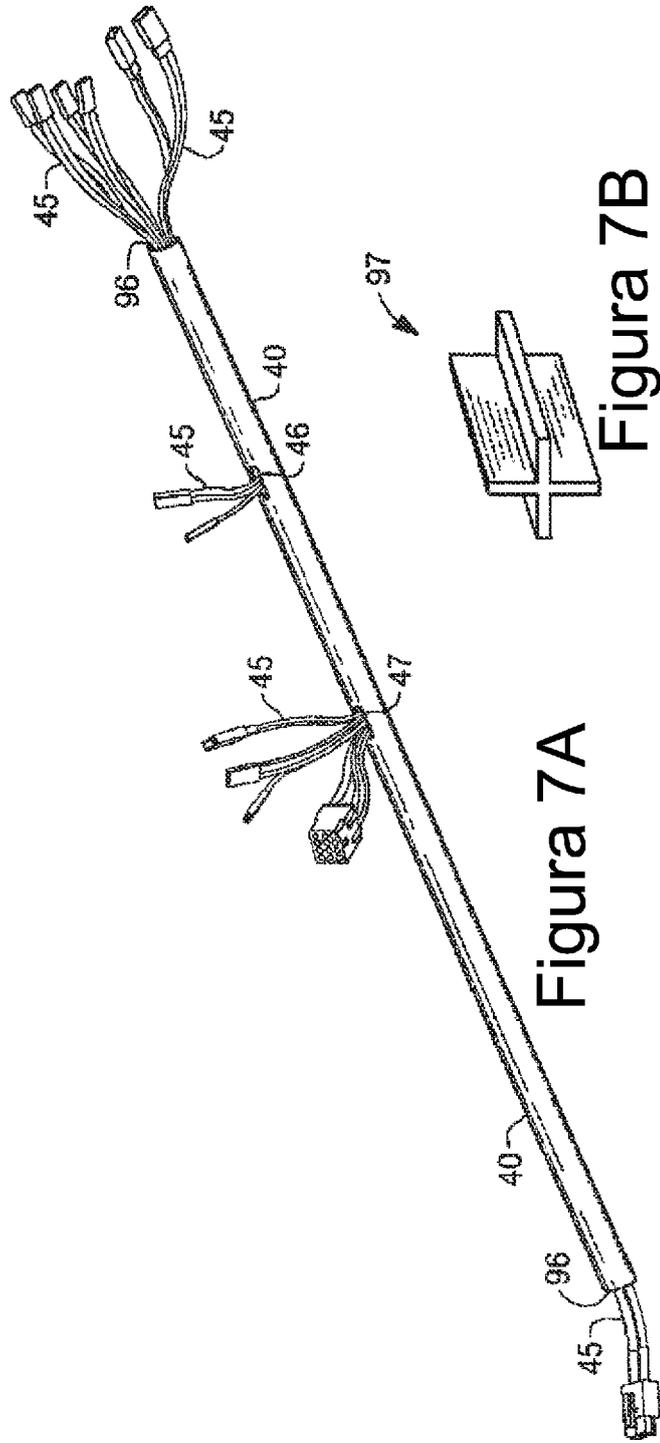


Figura 7A

Figura 7B

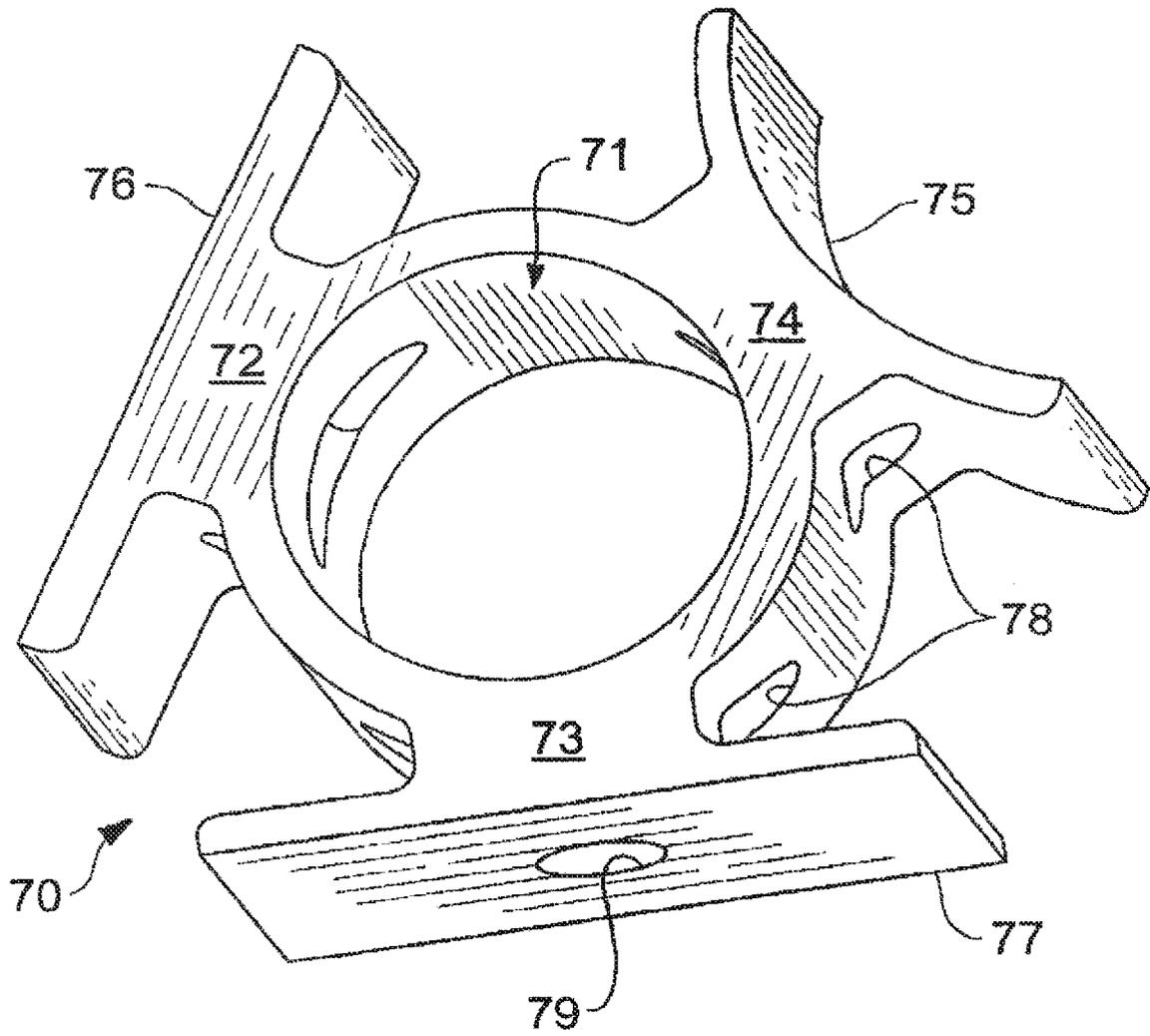


Figura 8

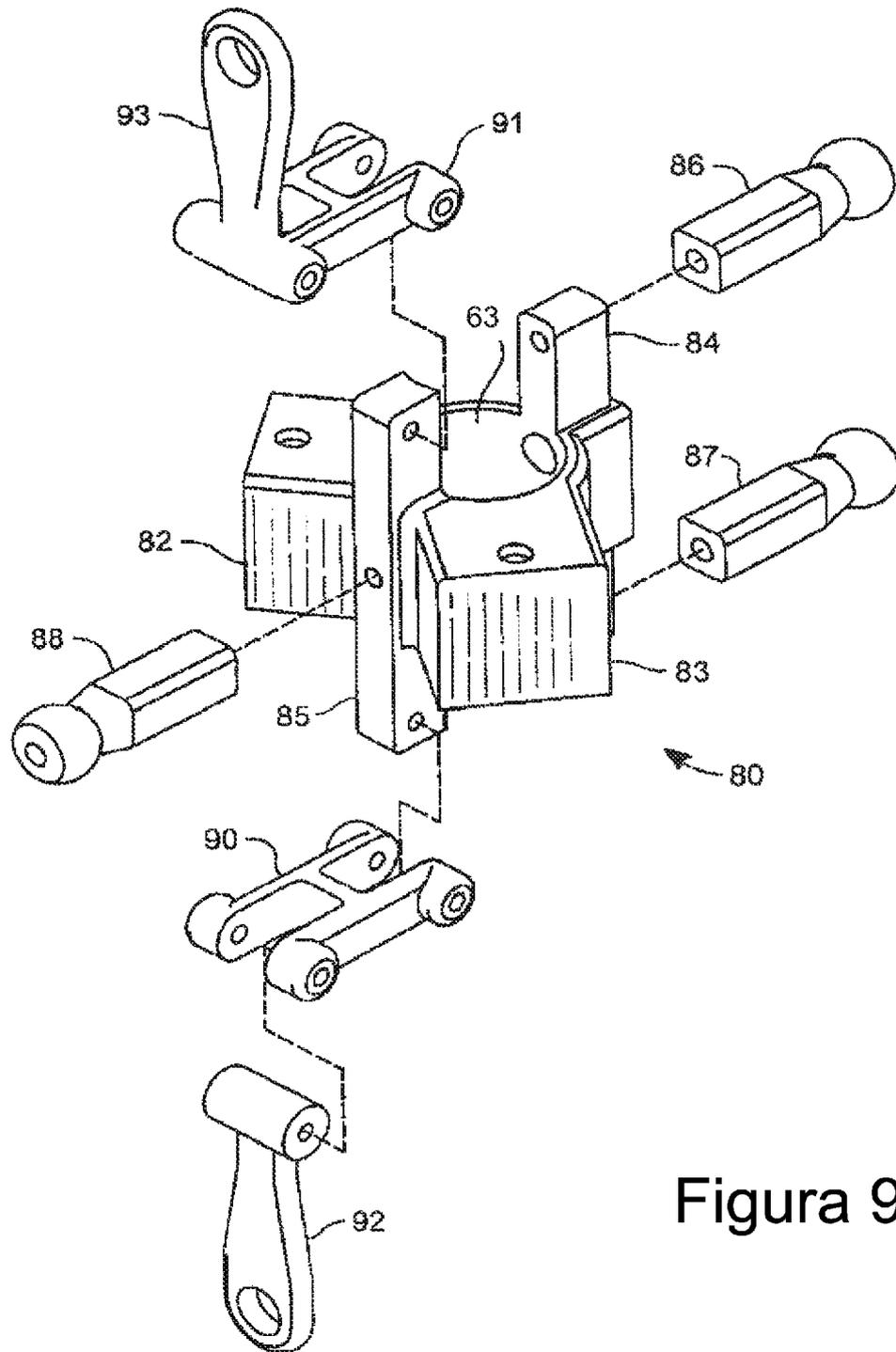


Figura 9

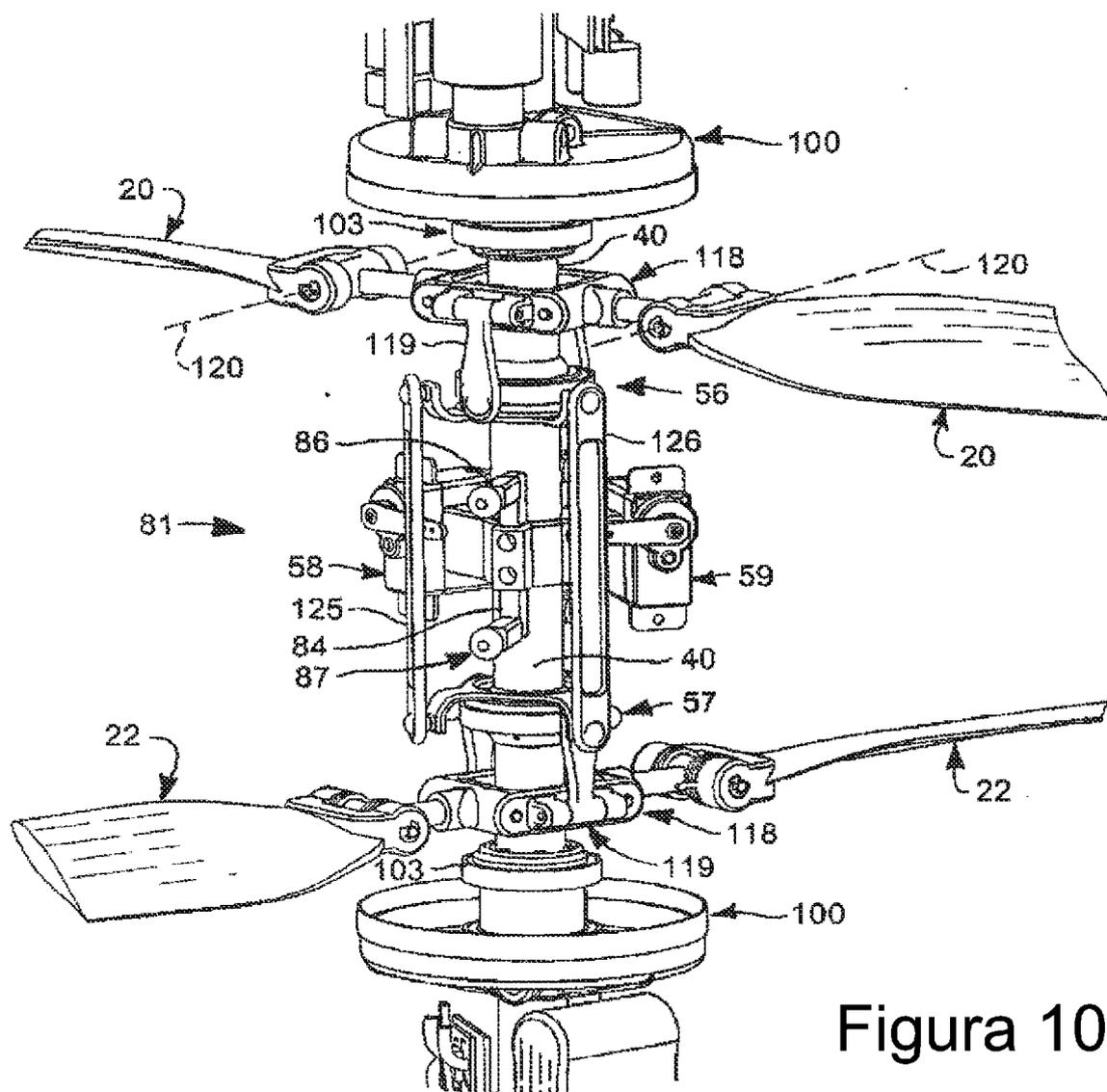


Figura 10

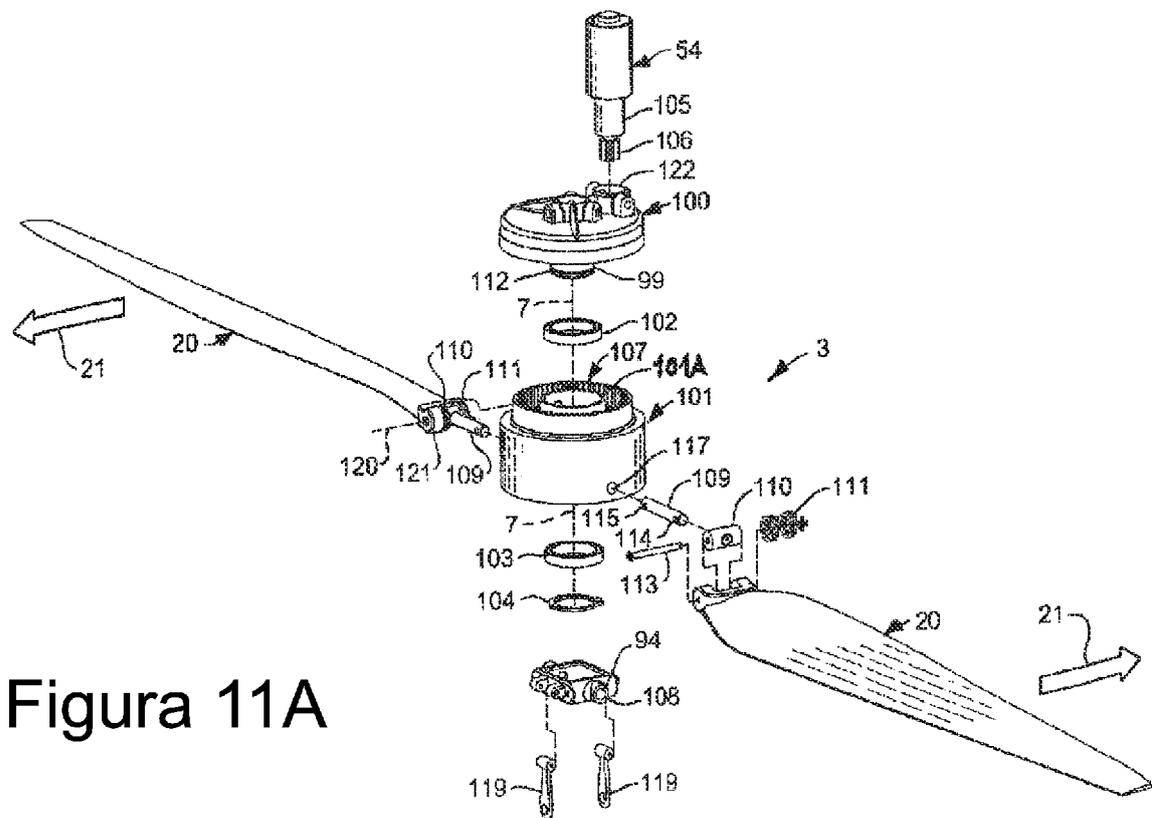


Figura 11A

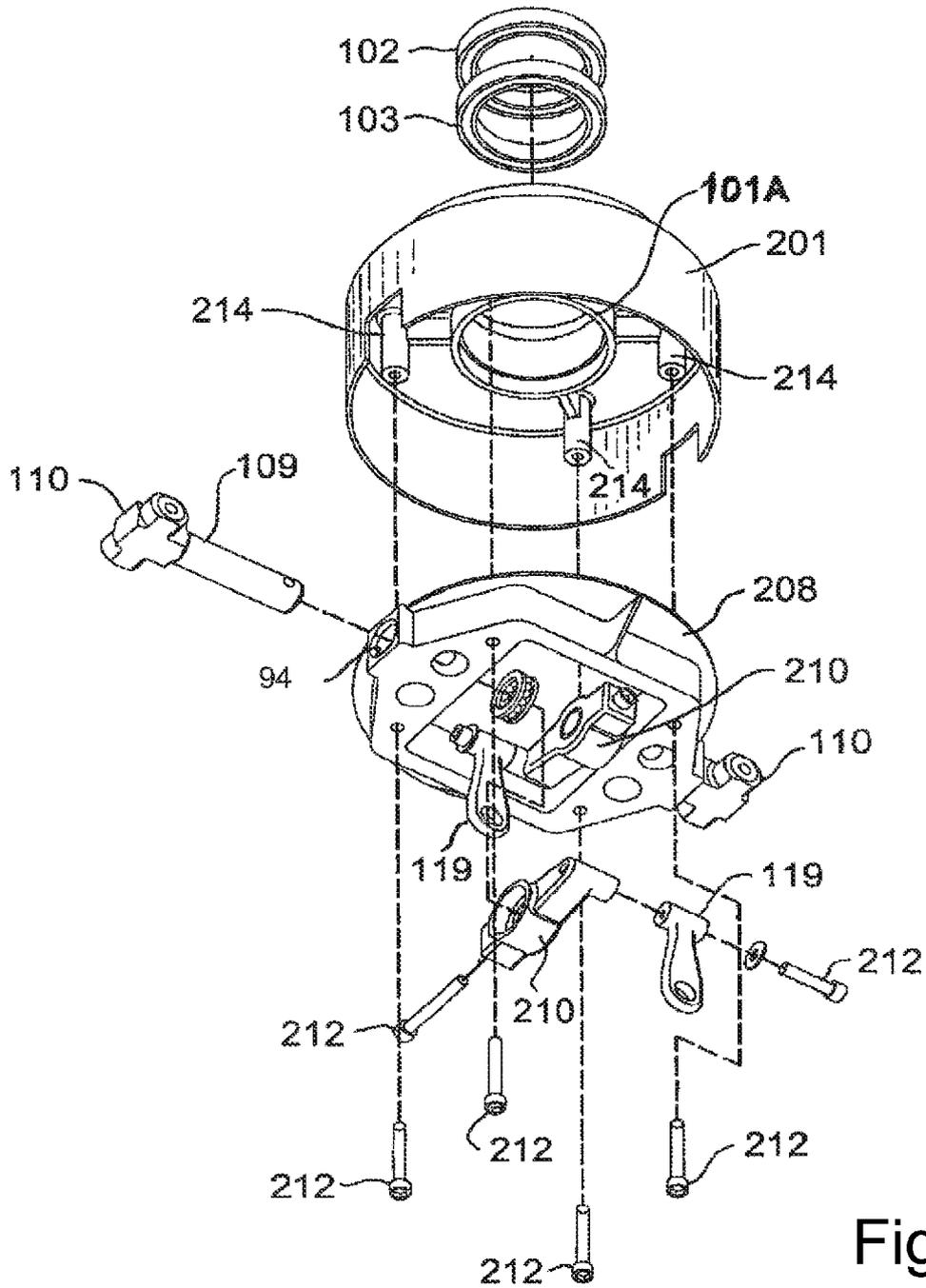


Figura 11B

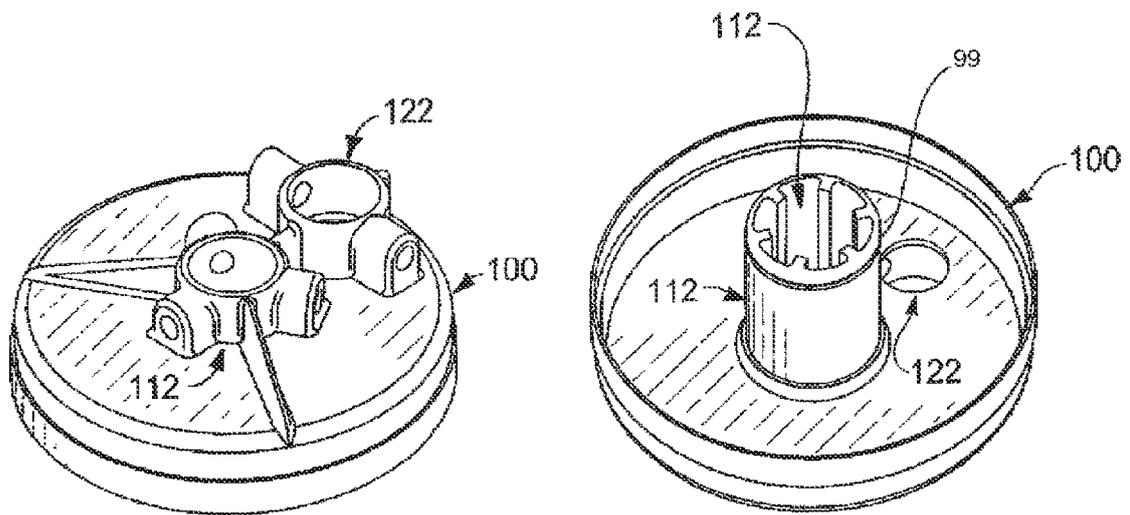


Figura 12A

Figura 12B

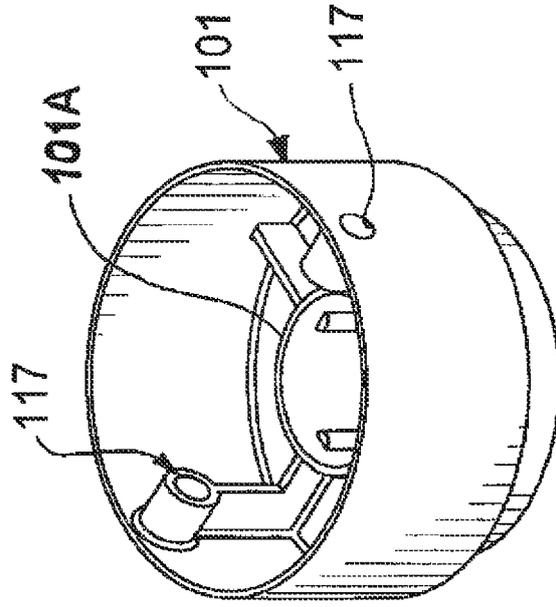


Figura 13B

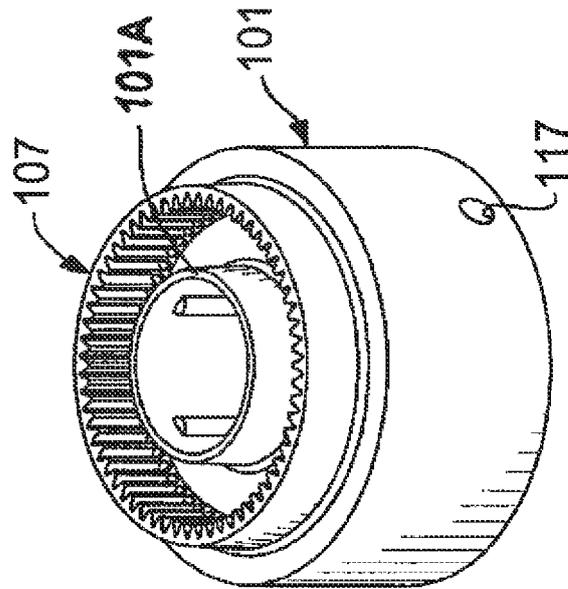


Figura 13A

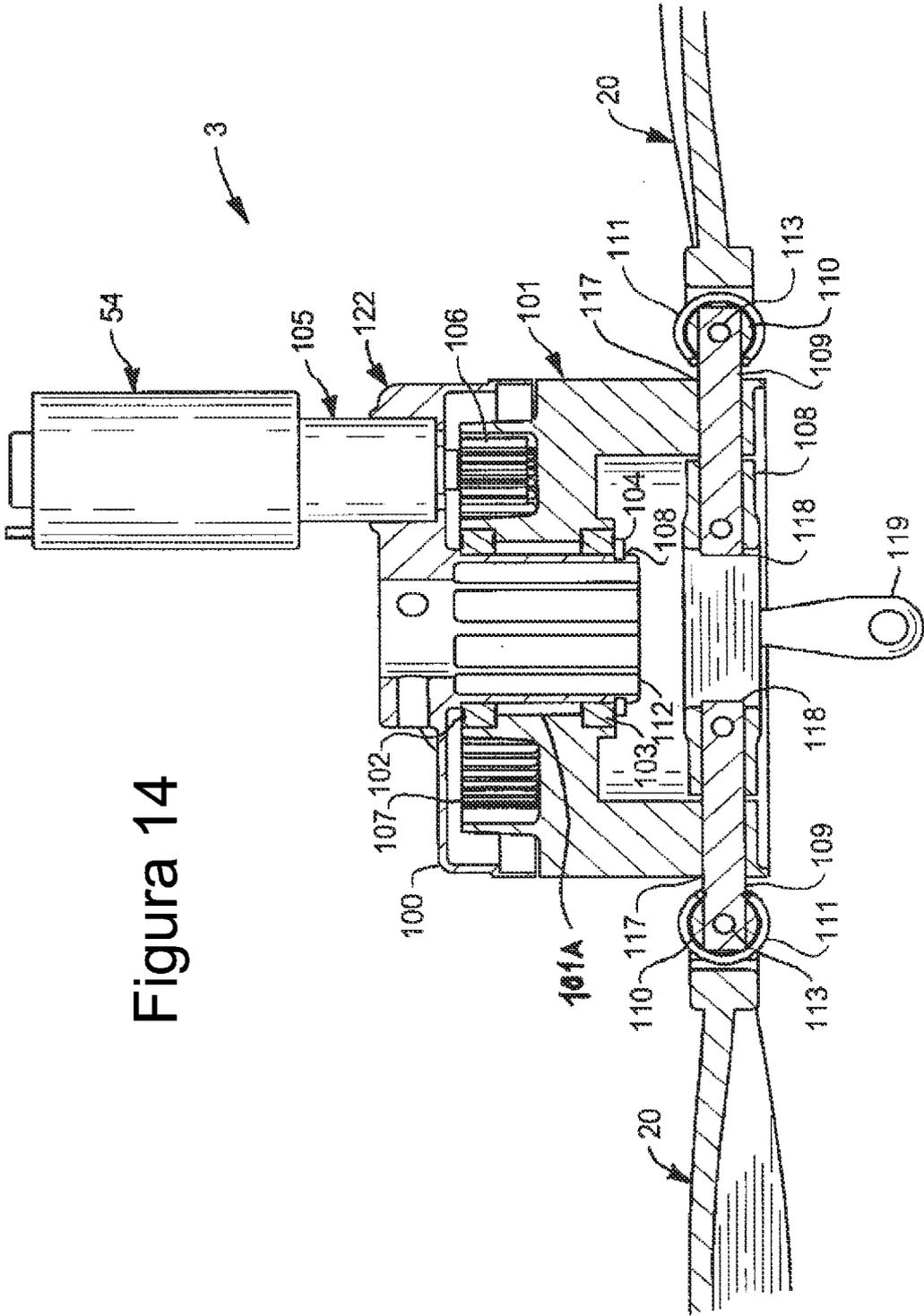


Figure 14

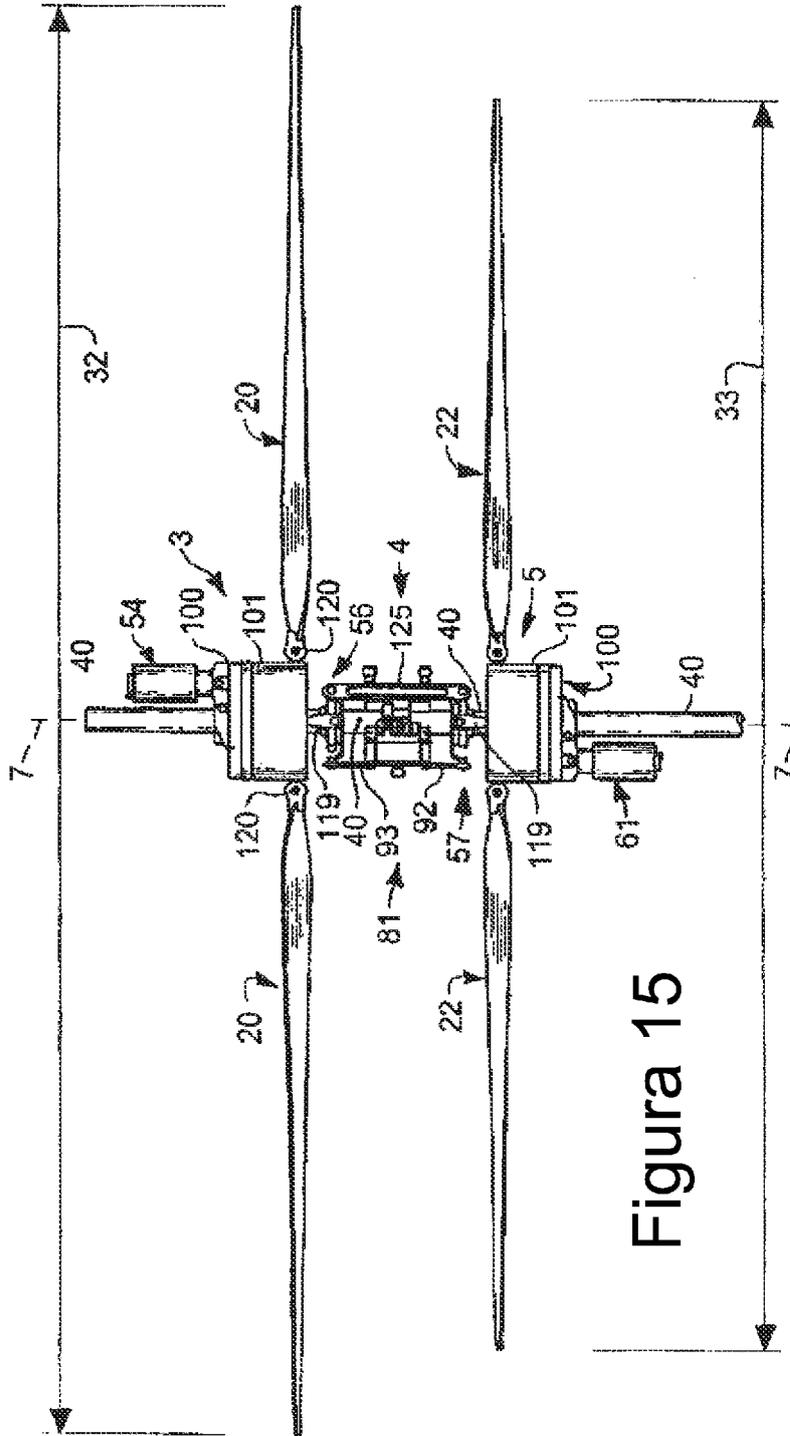


Figura 15

Figura 16A

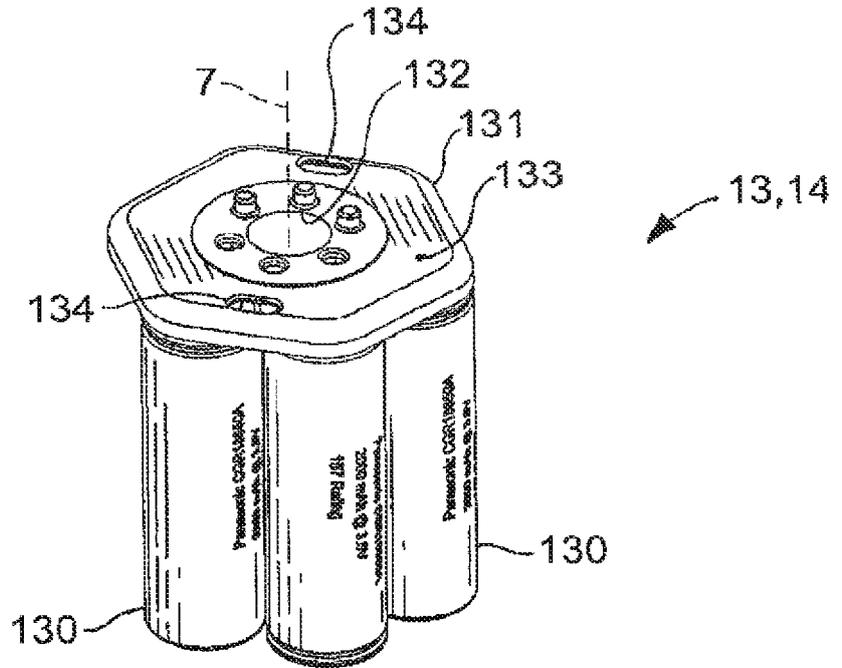
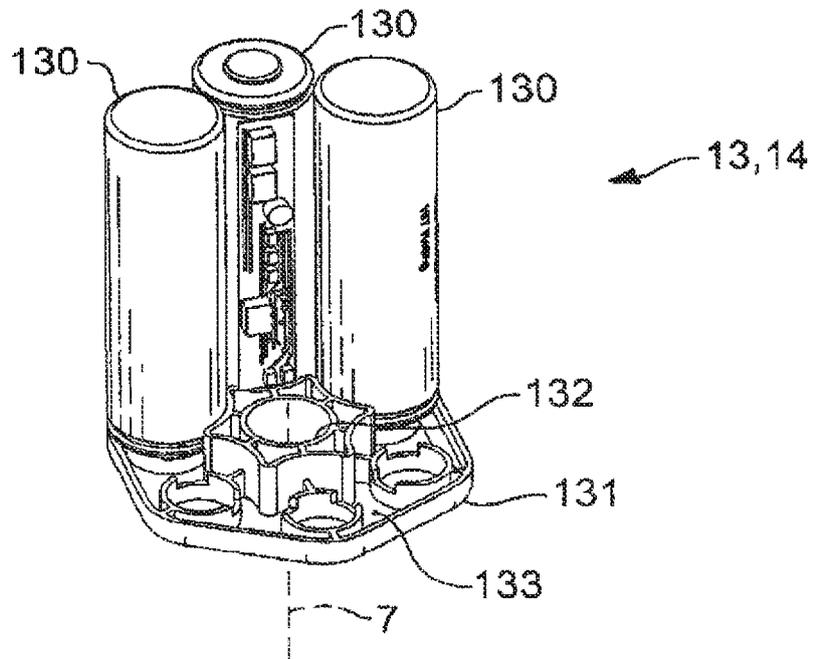


Figura 16B



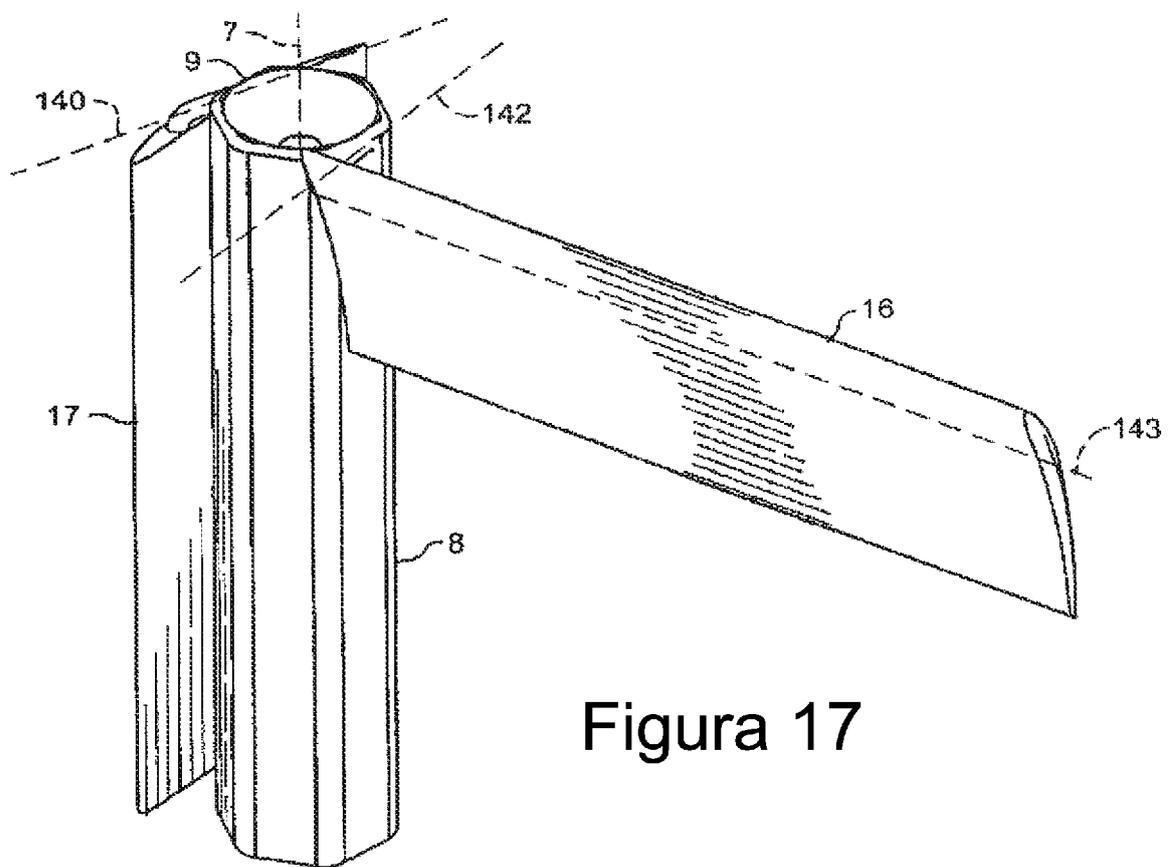


Figura 17

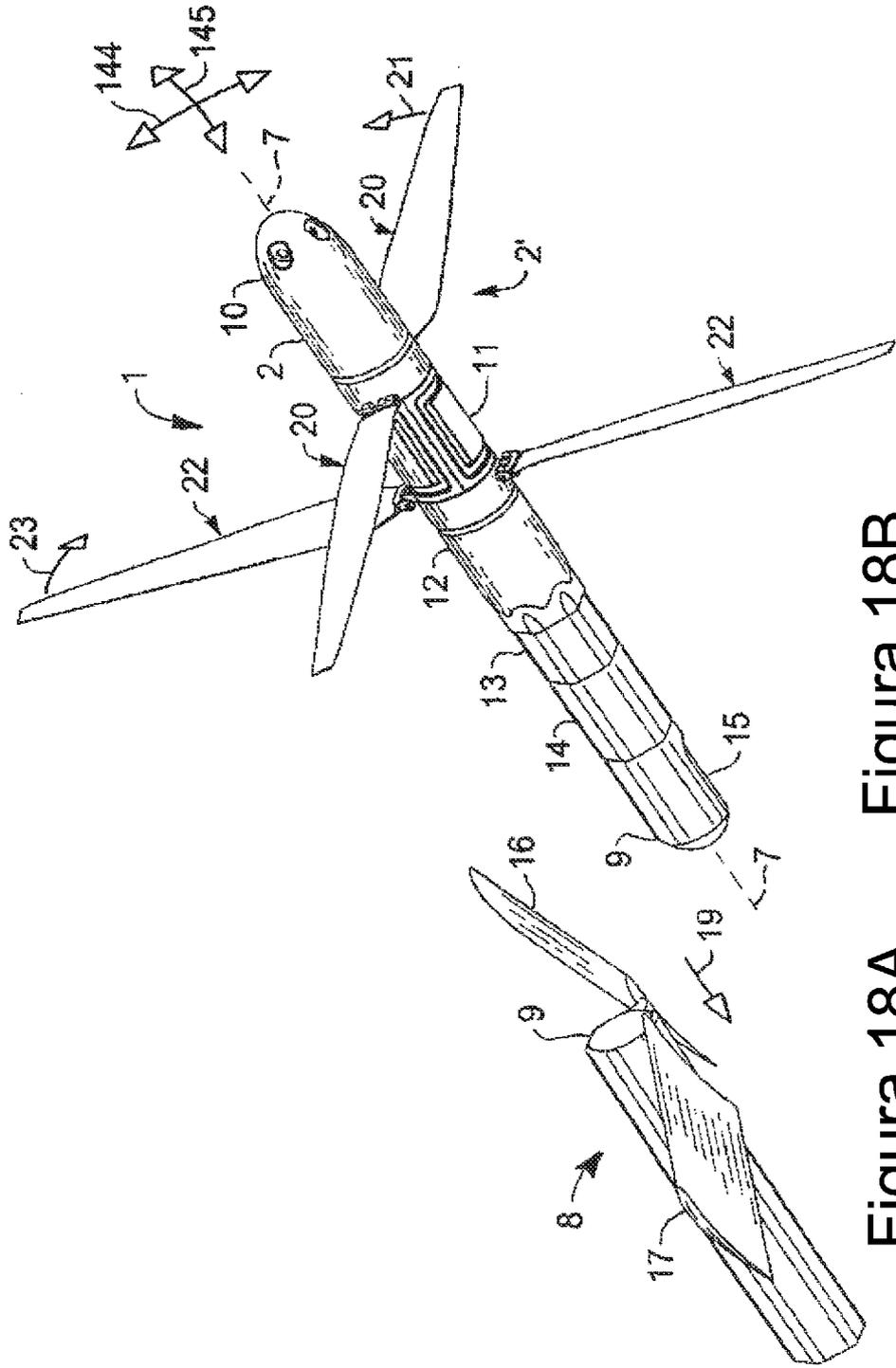


Figura 18A Figura 18B

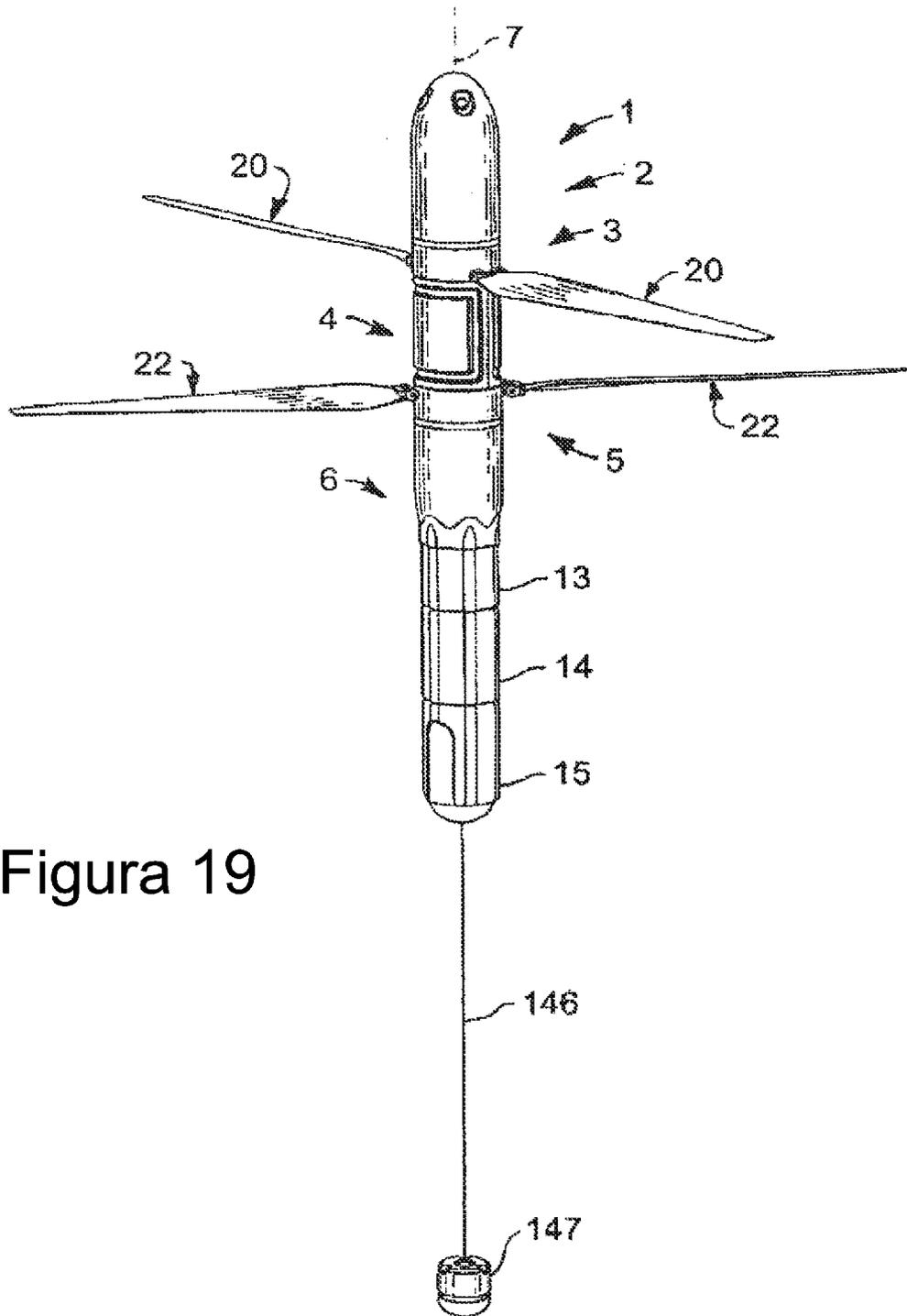


Figura 19

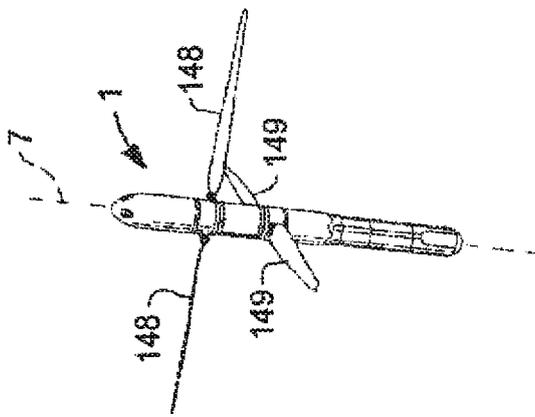


Figura 20A

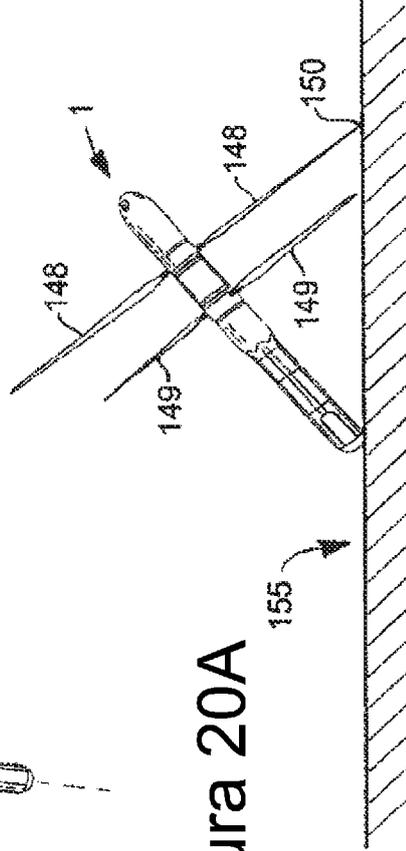


Figura 20B

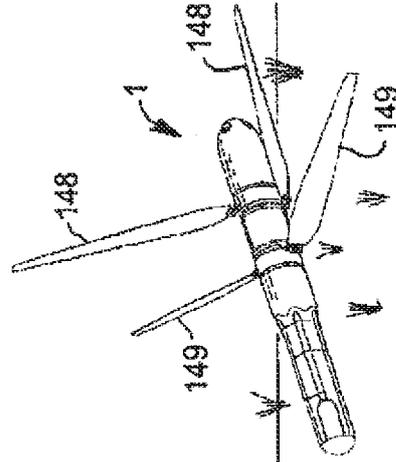


Figura 20C

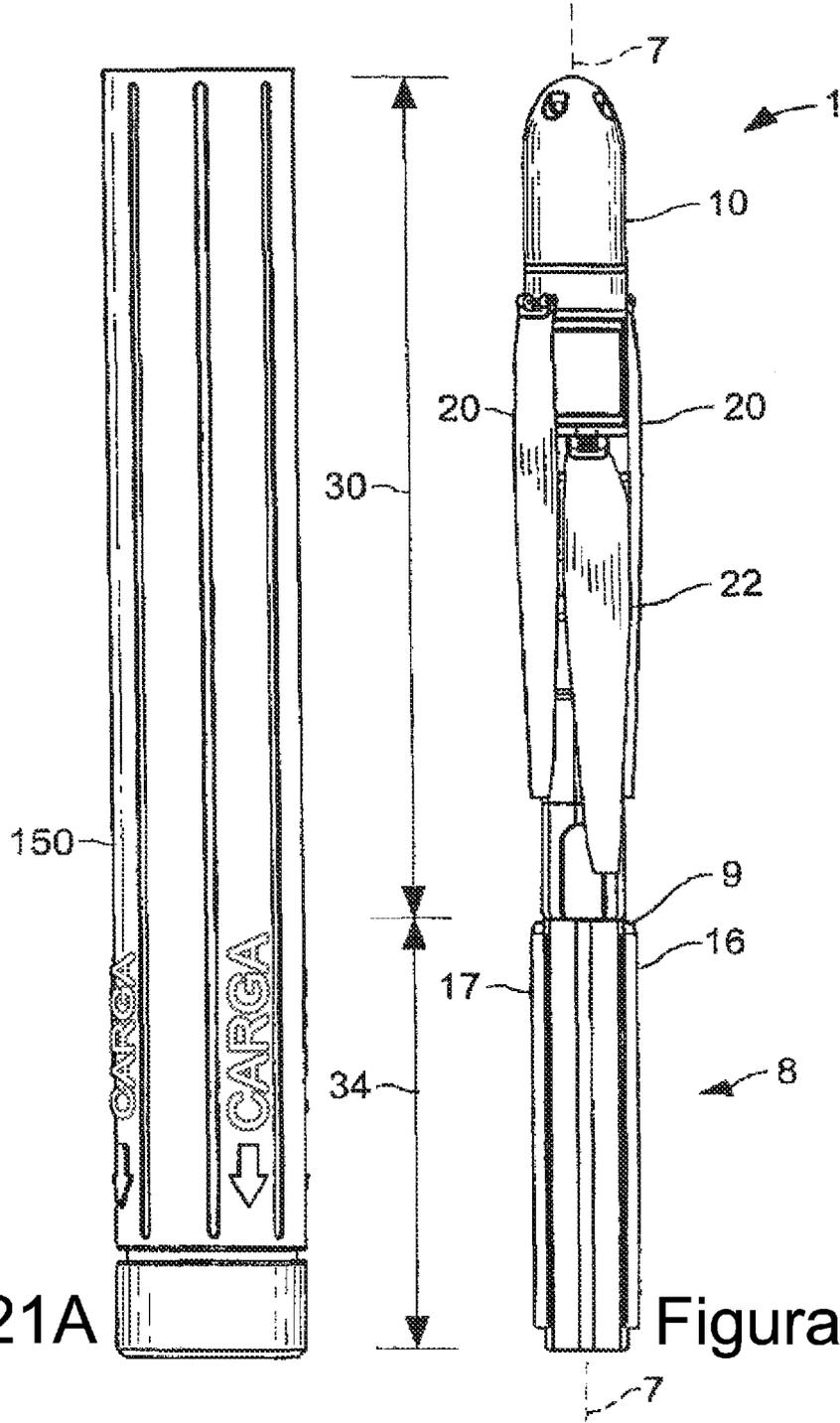


Figura 21A

Figura 21B

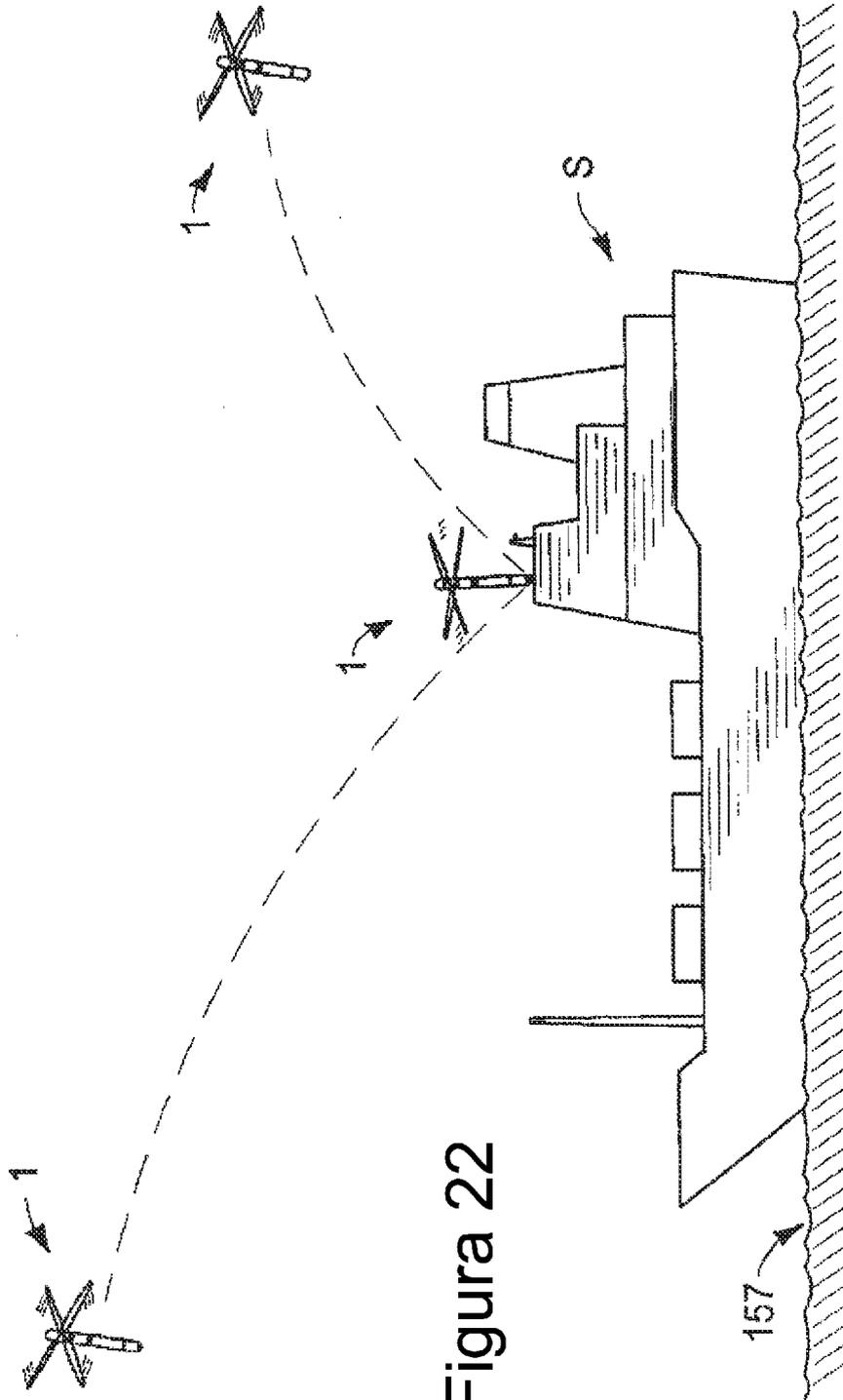


Figura 22

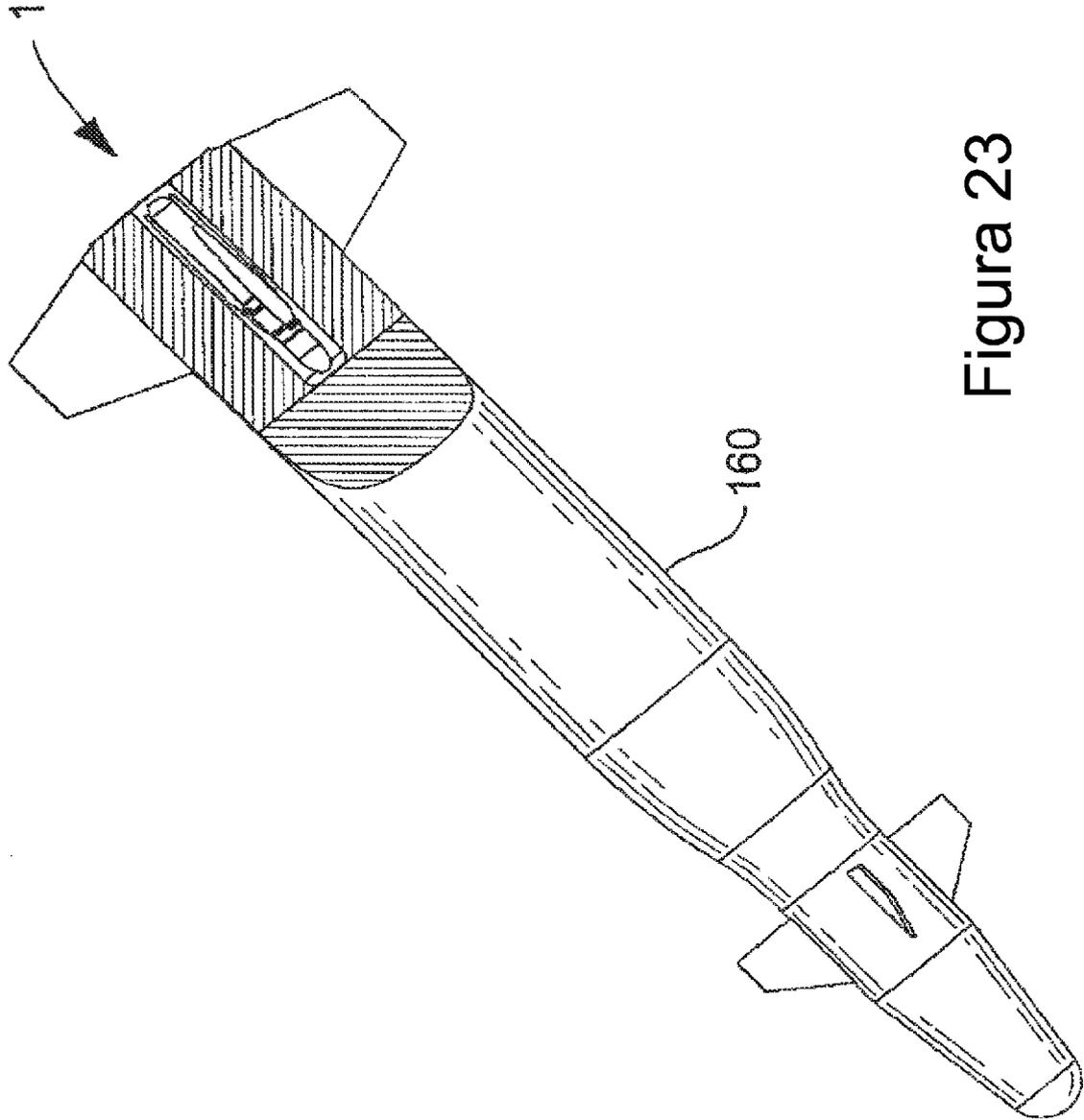


Figura 23

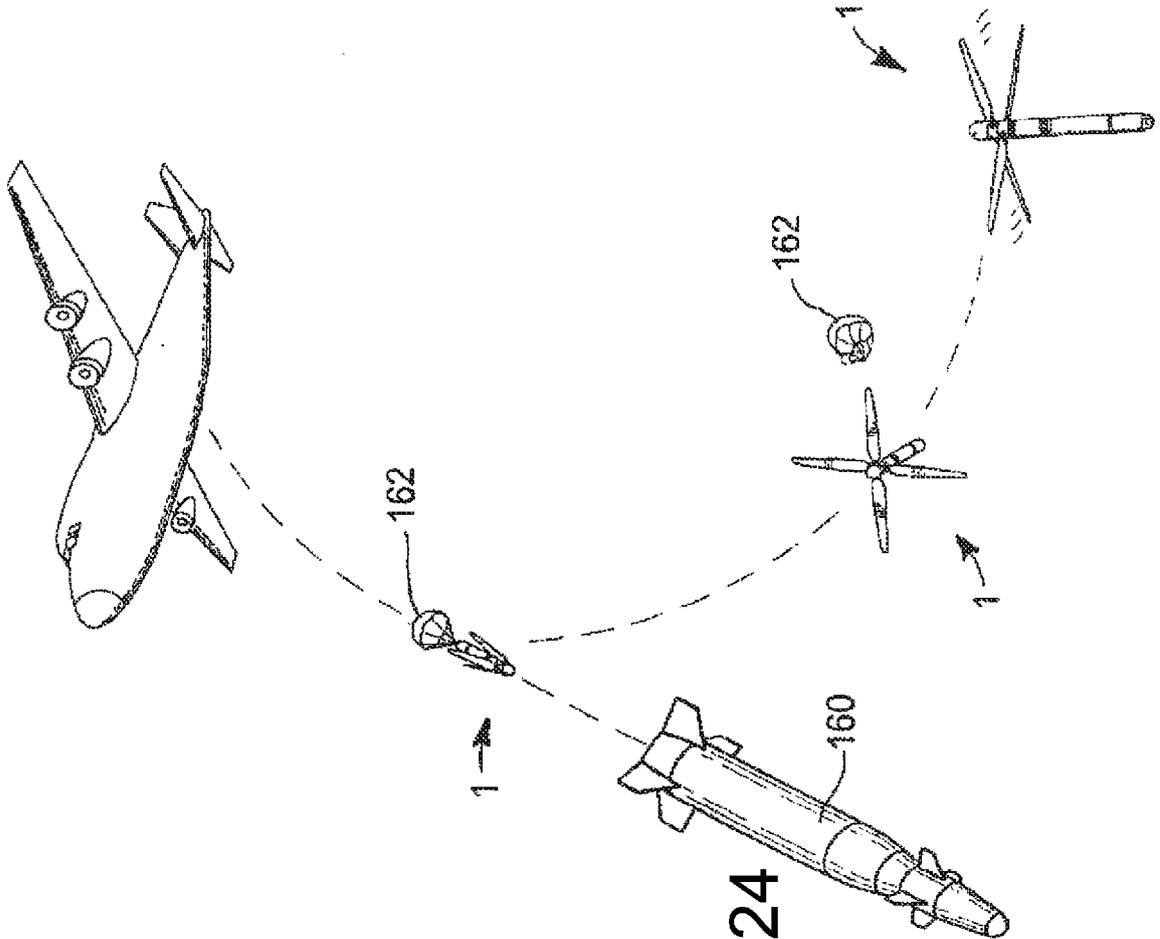


Figura 24

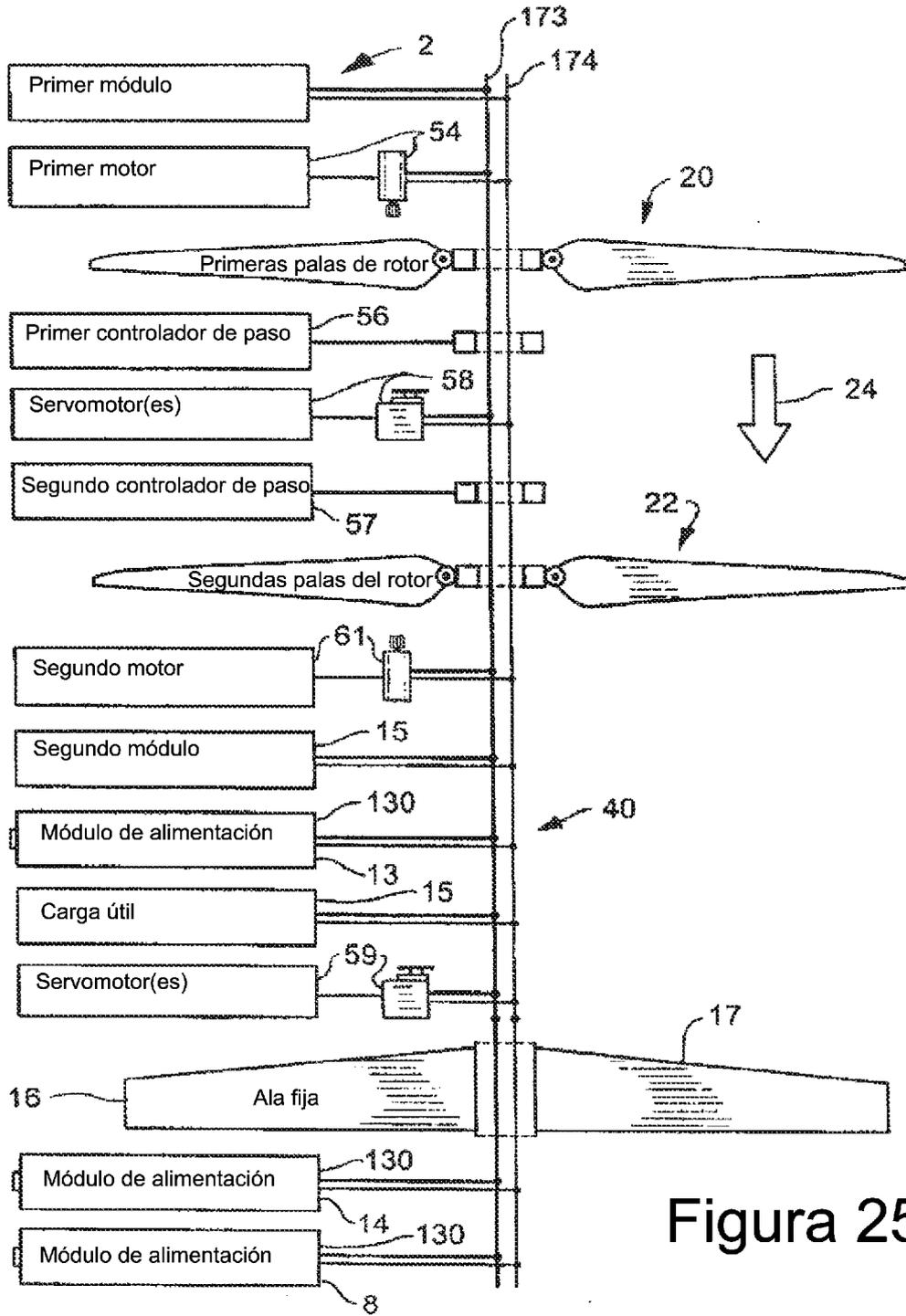


Figura 25A

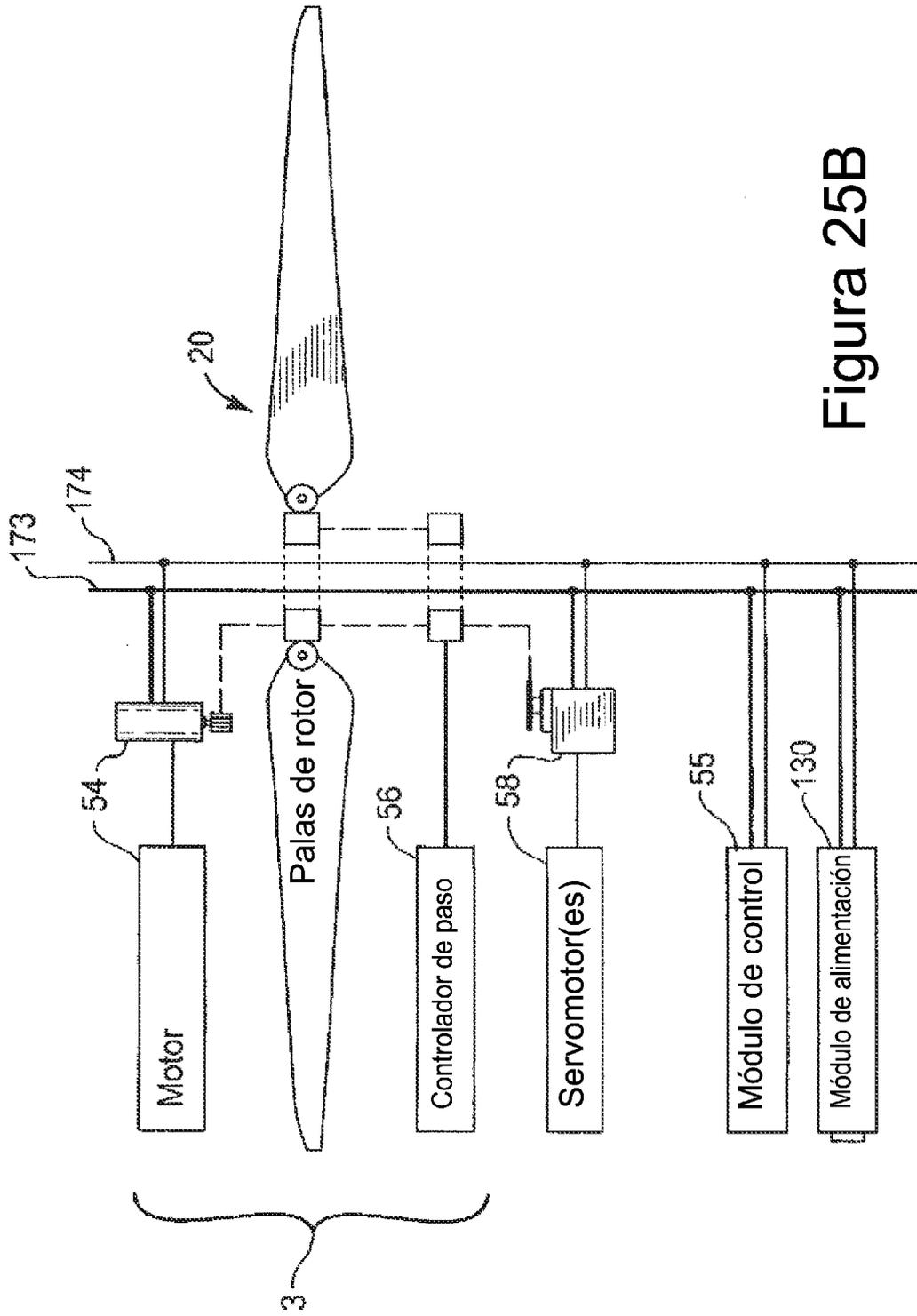


Figura 25B

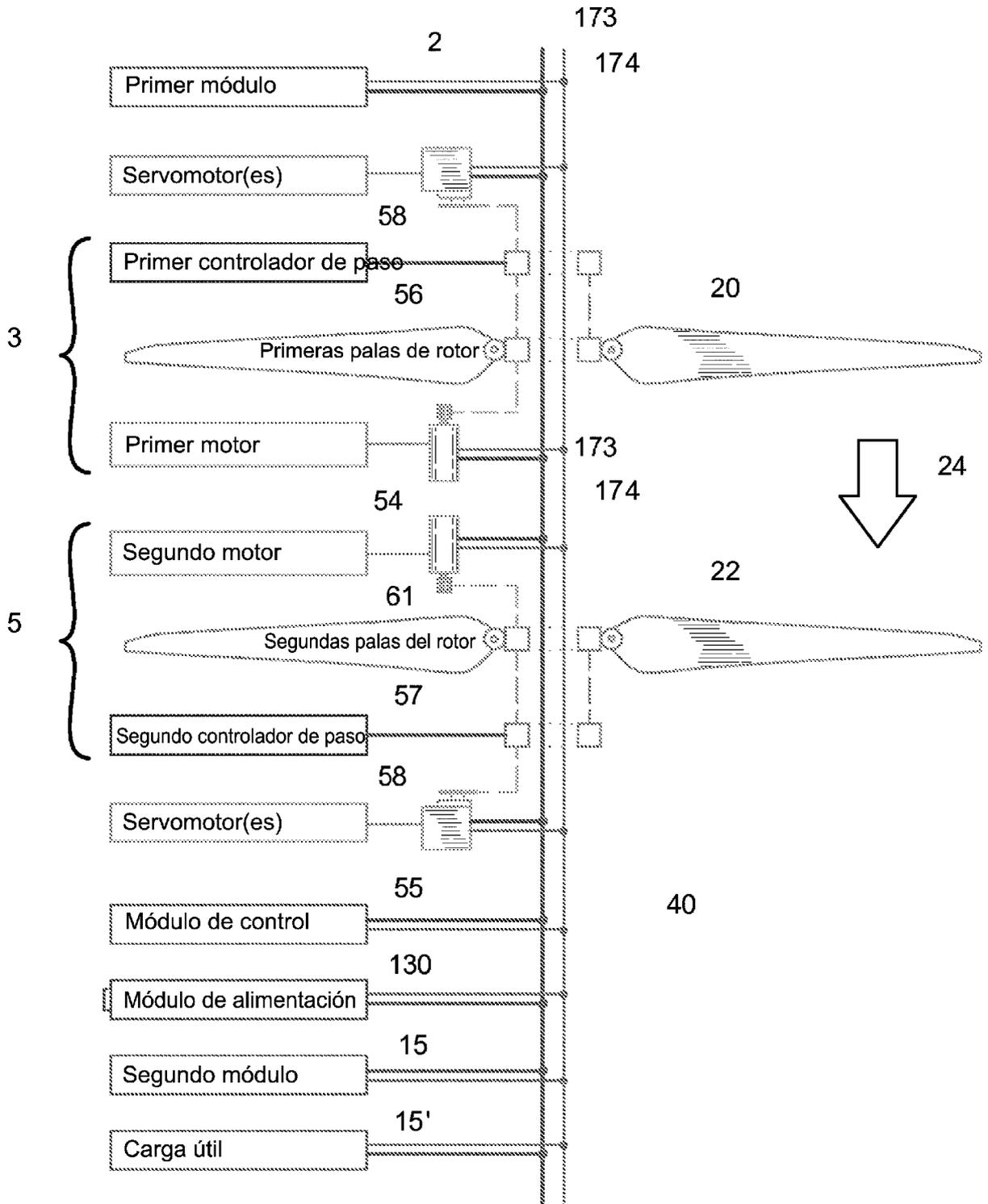


Figura 26

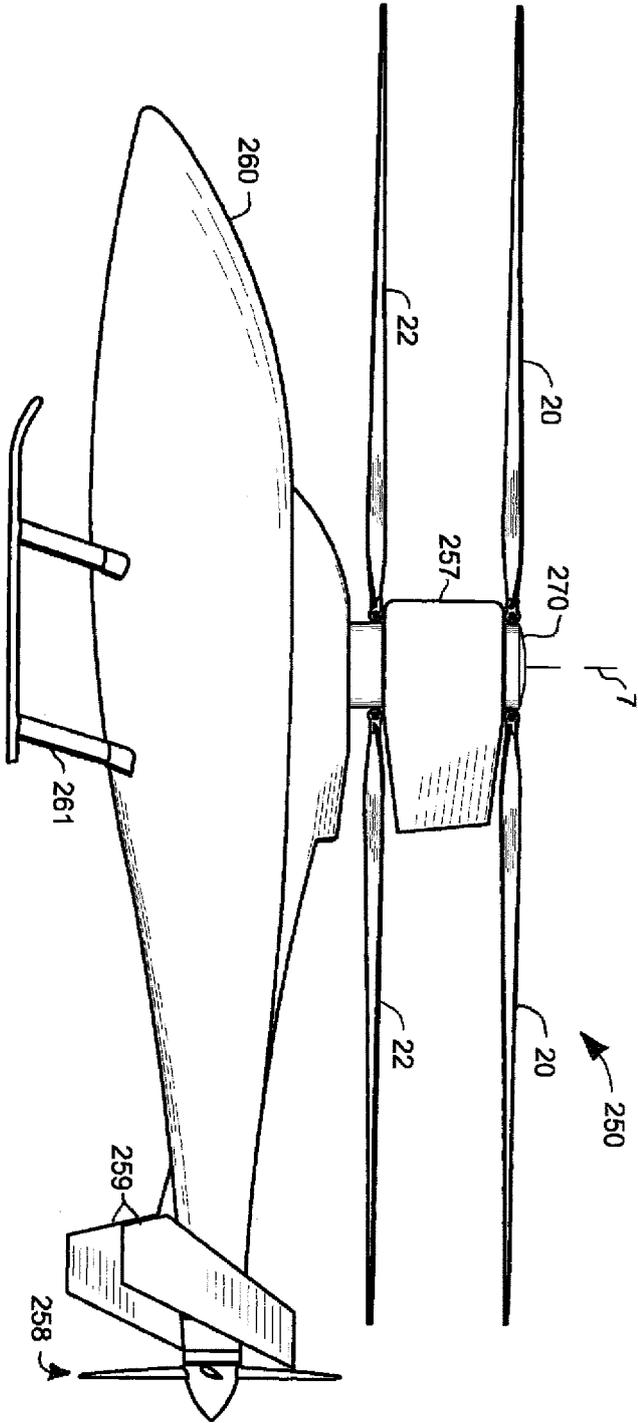


Figura 27

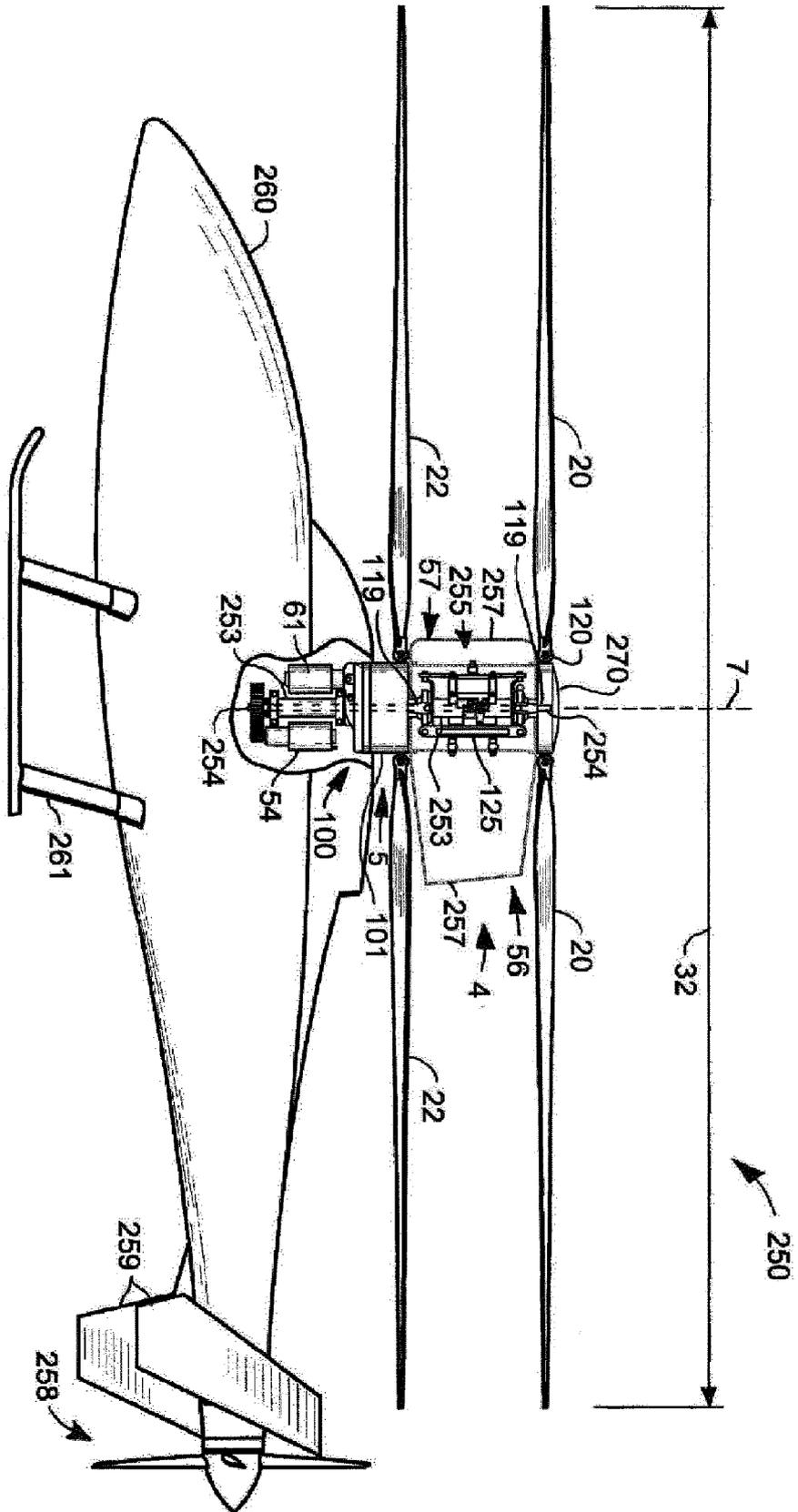


Figura 28

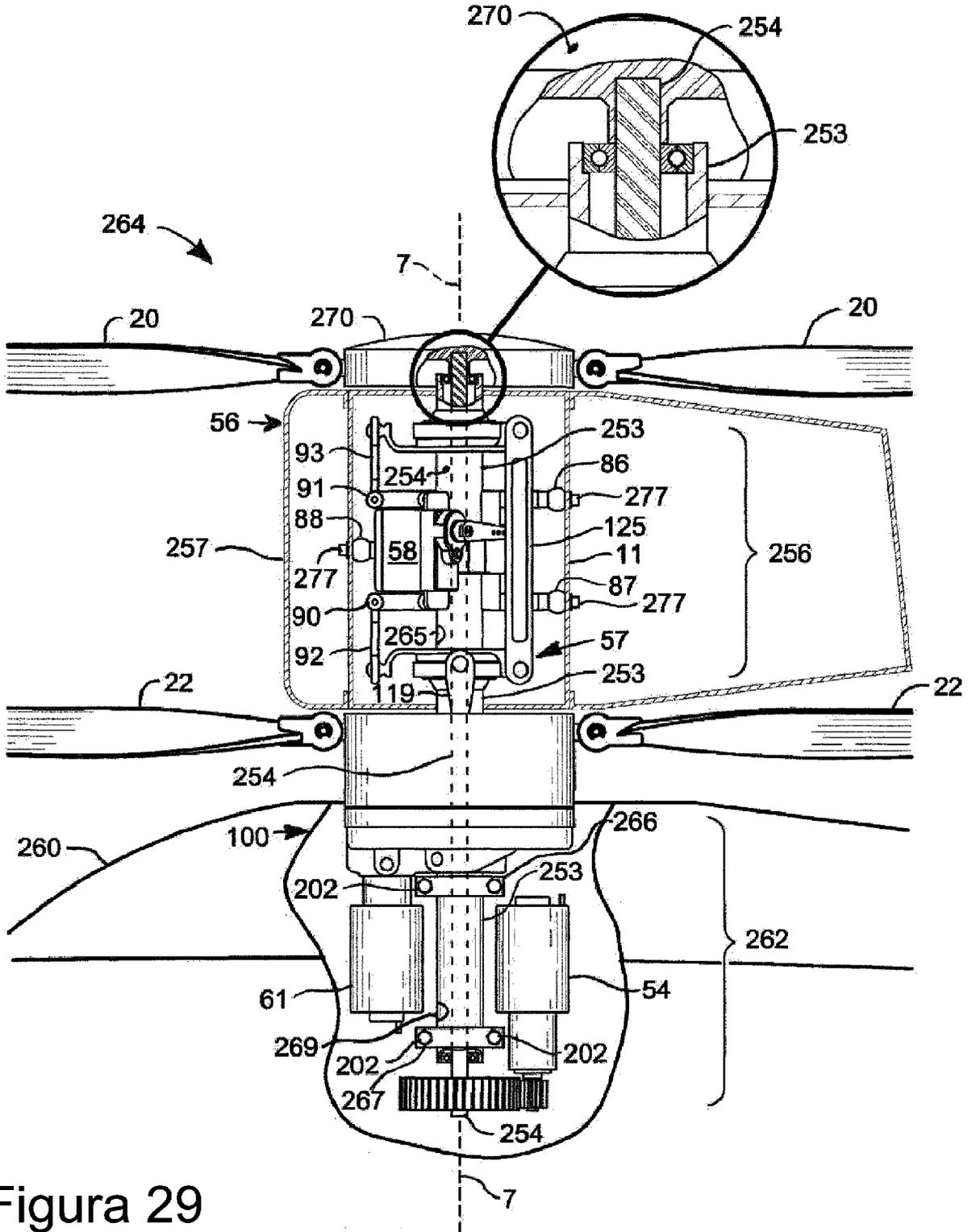
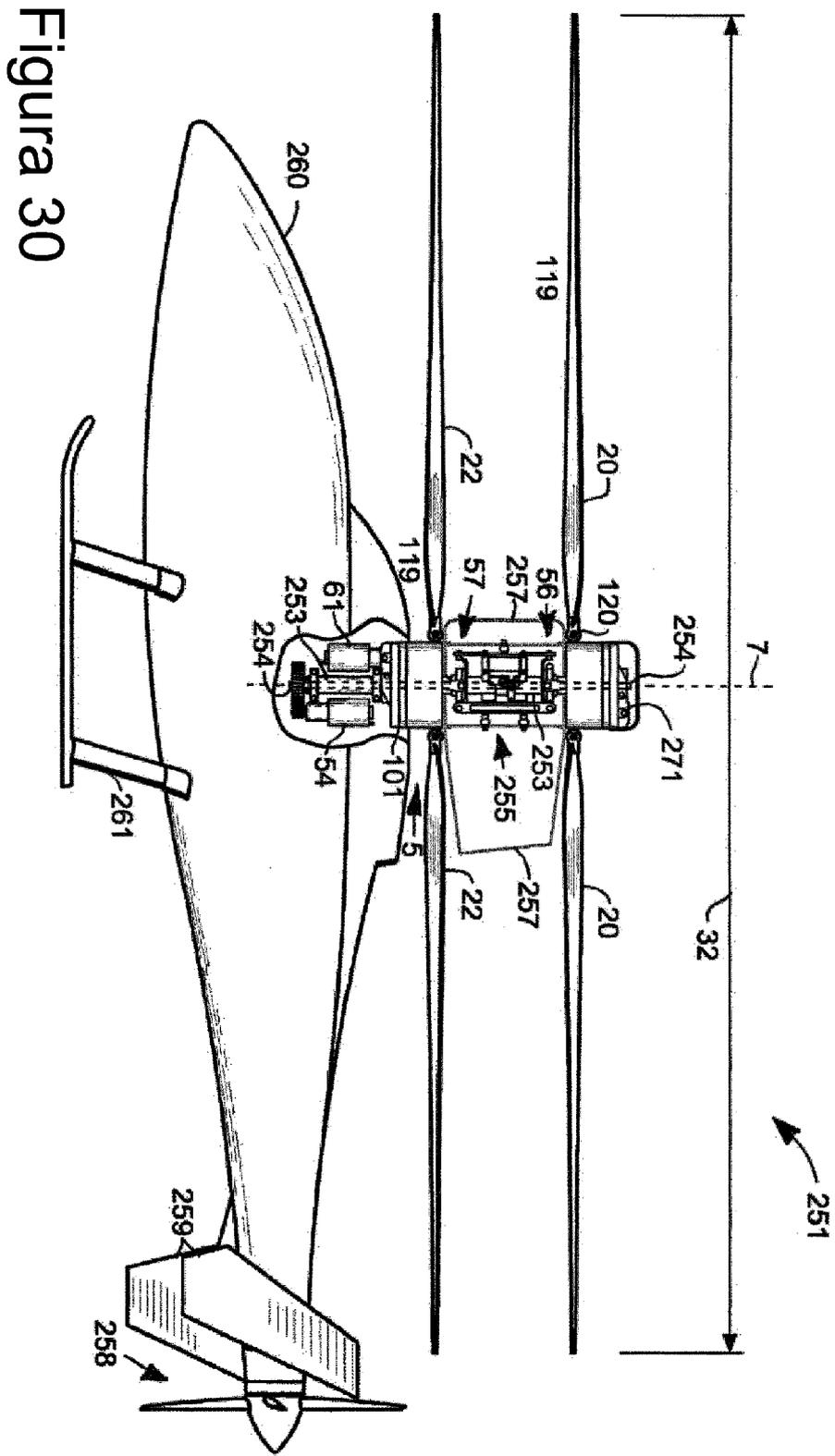


Figura 29



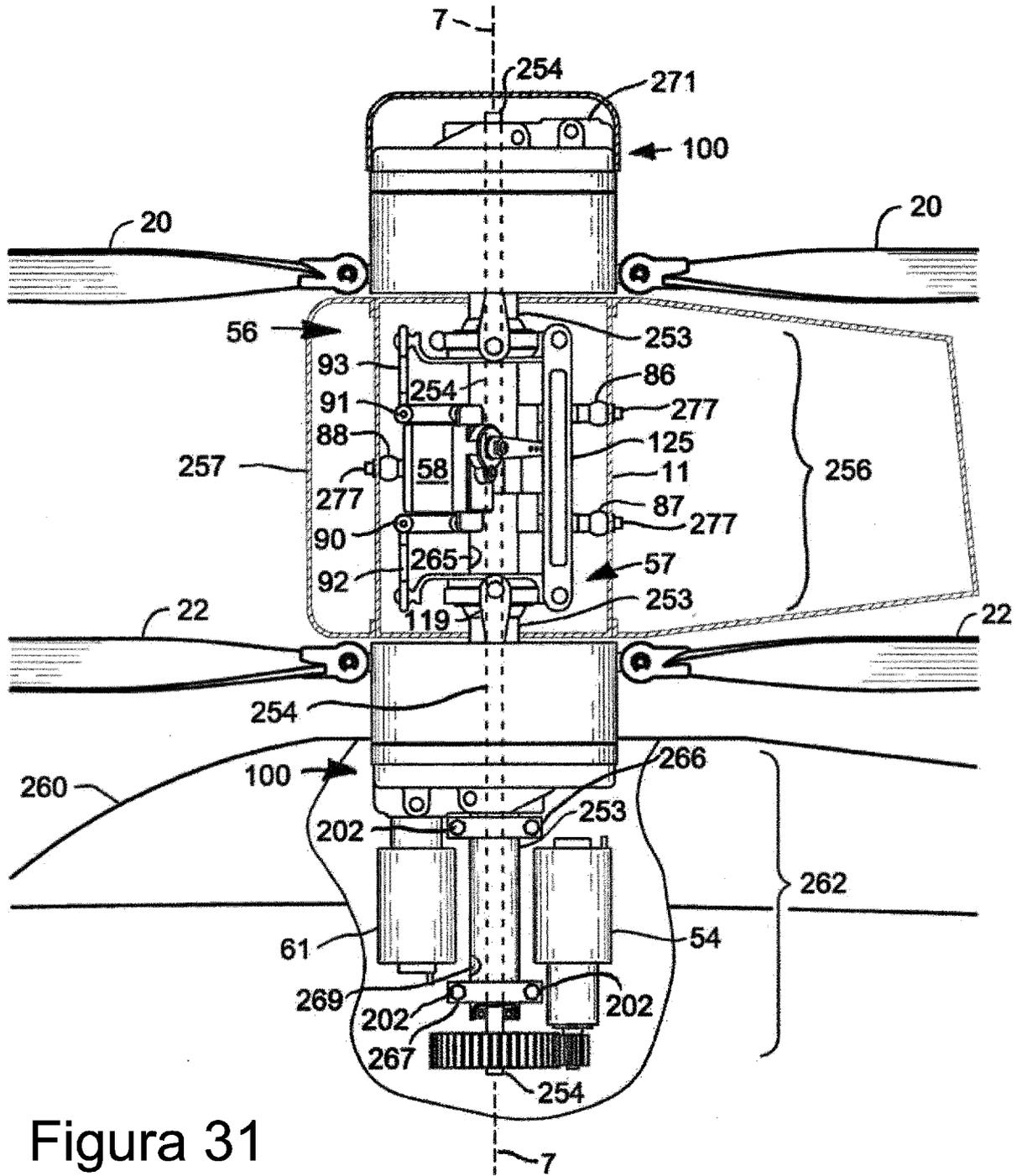


Figura 31

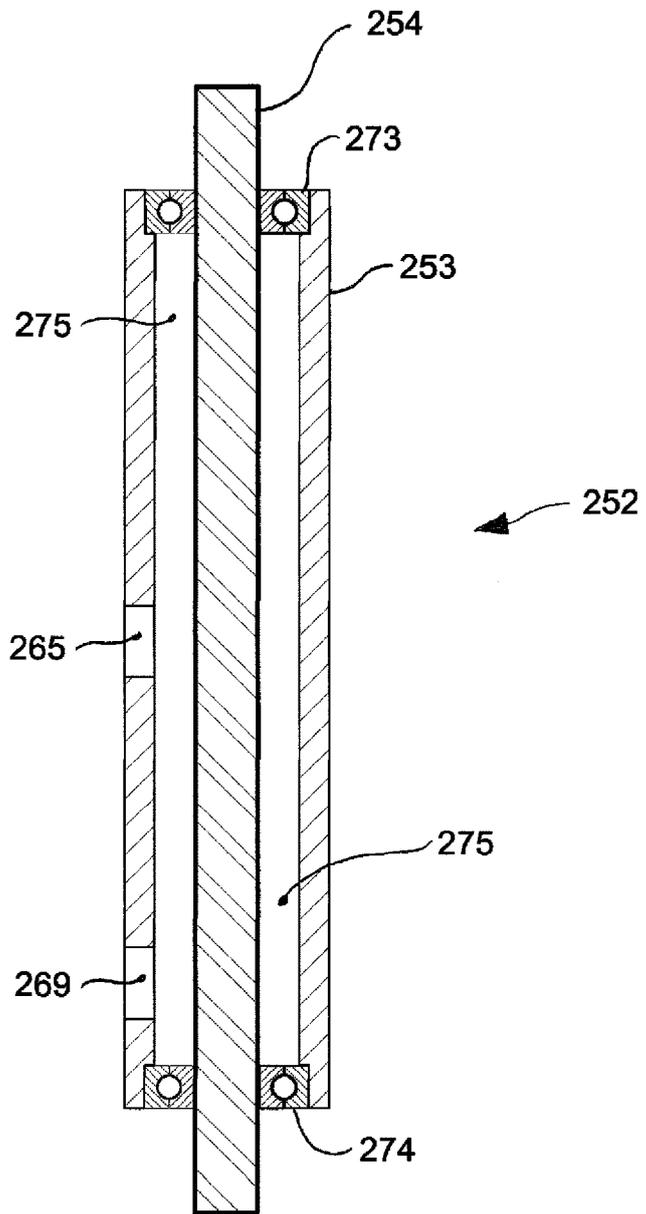


Figura 32

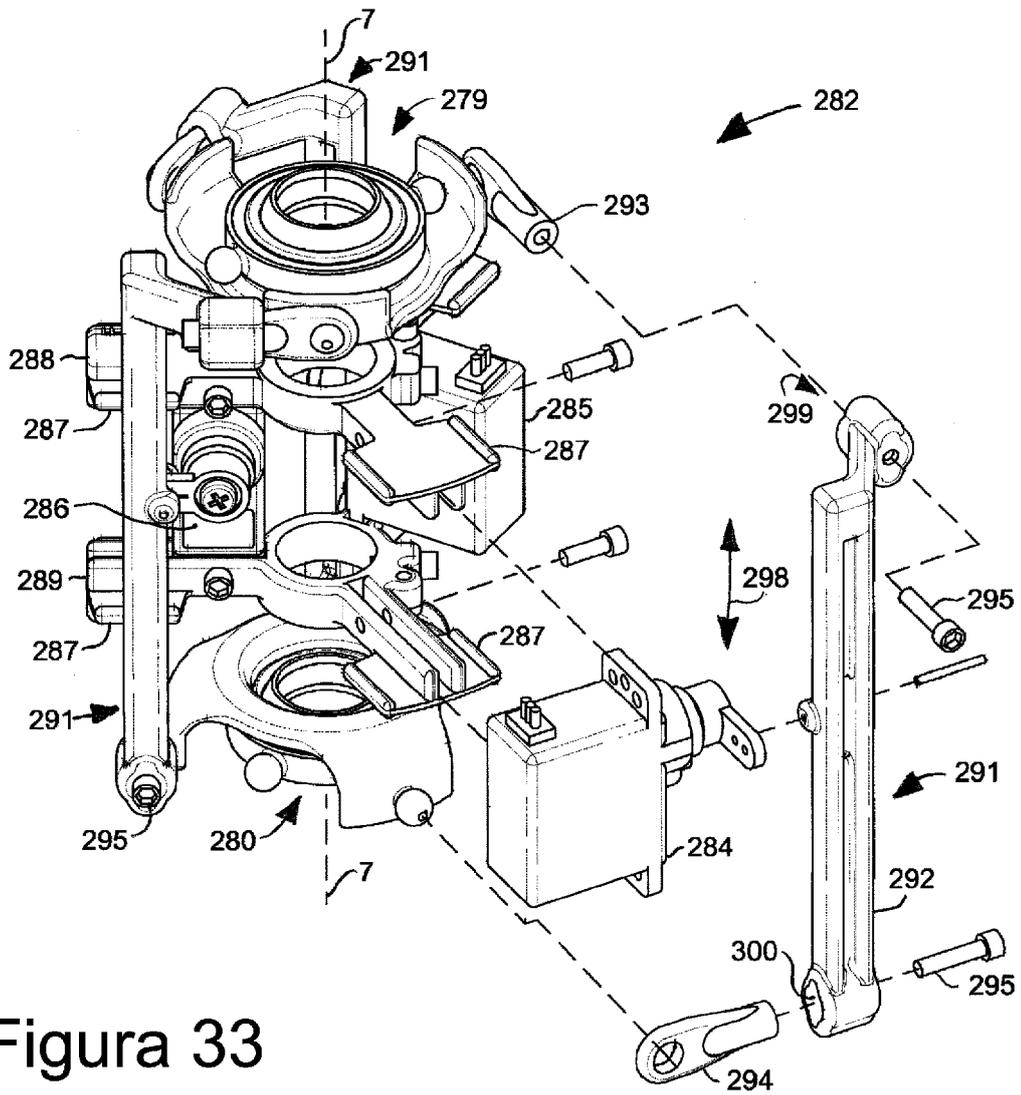


Figura 33

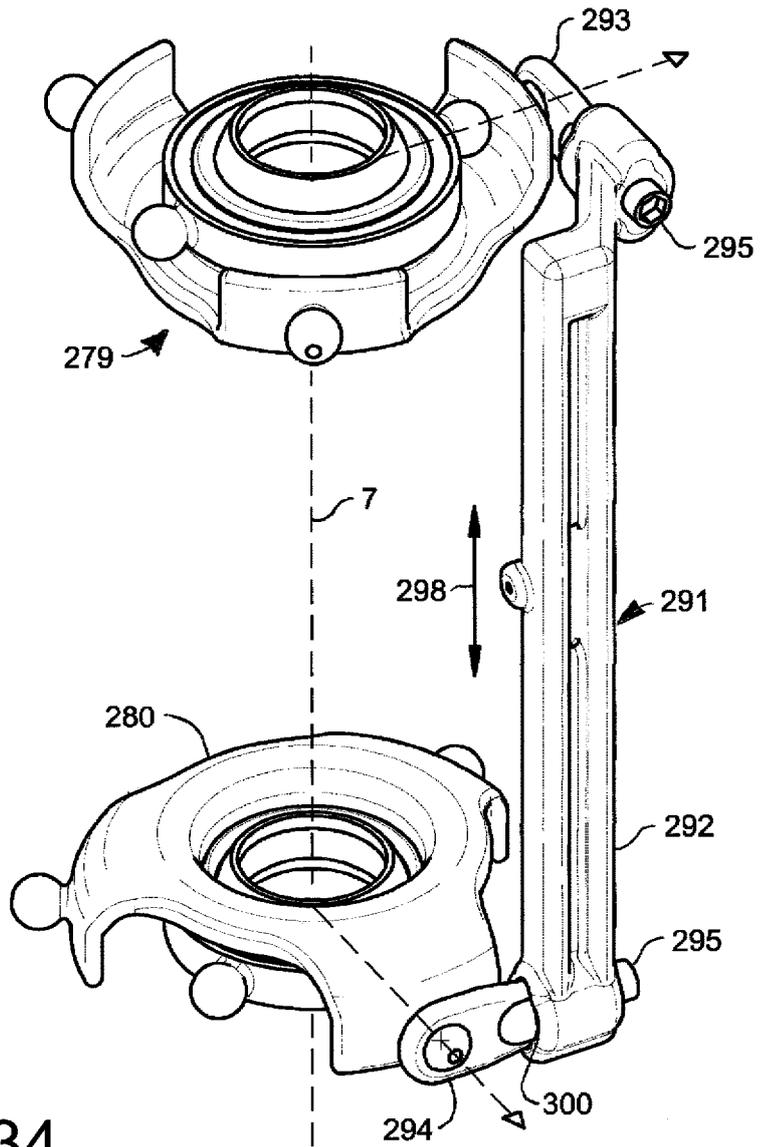


Figura 34

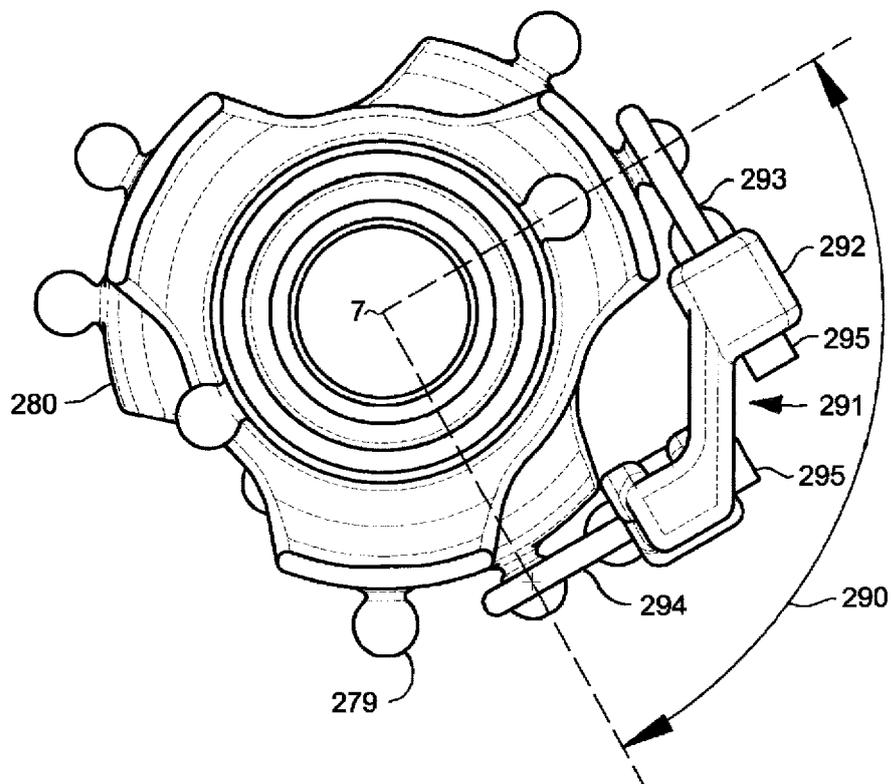


Figura 35

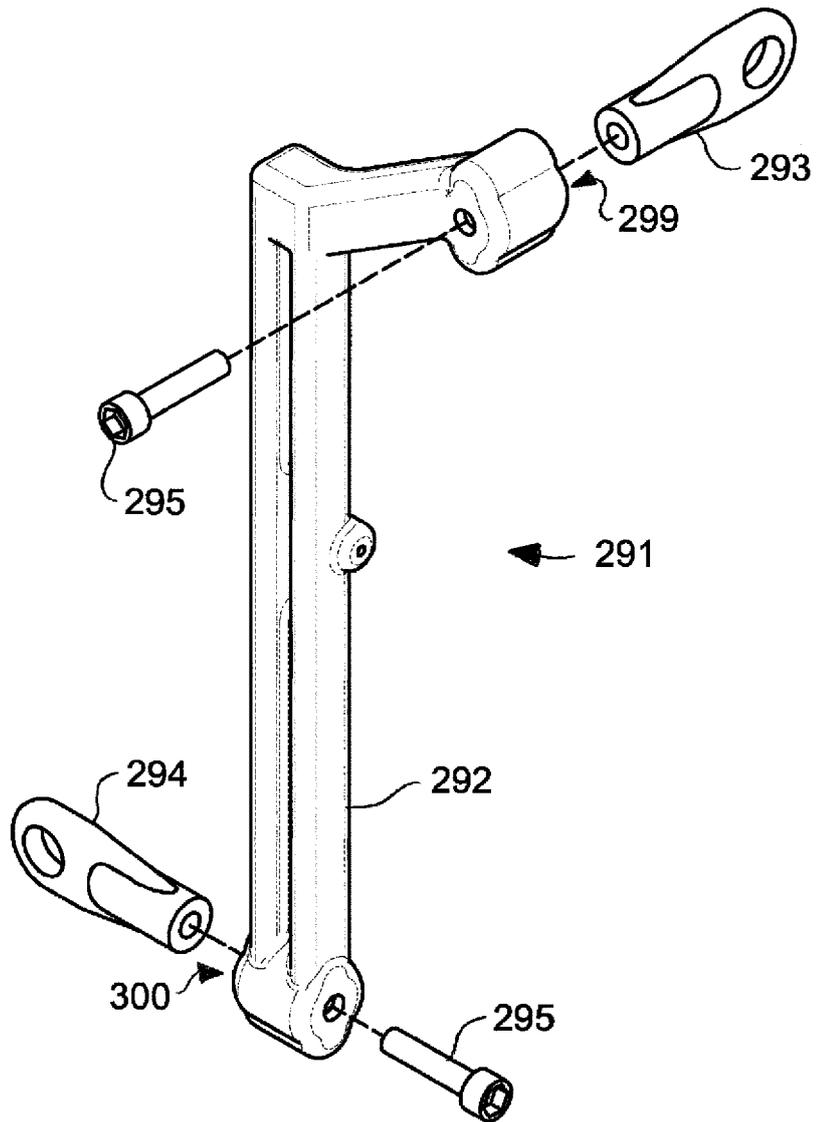


Figura 36

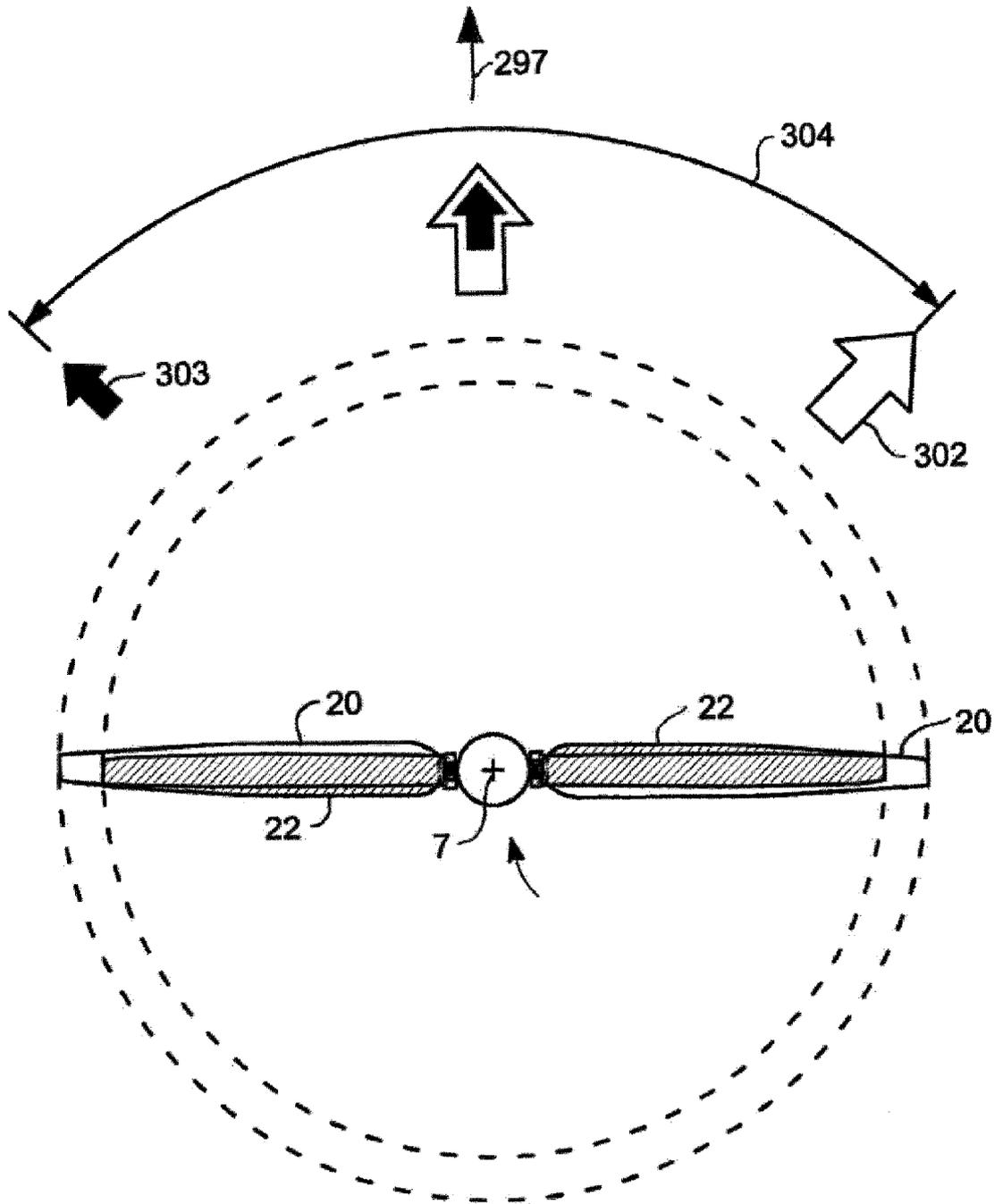
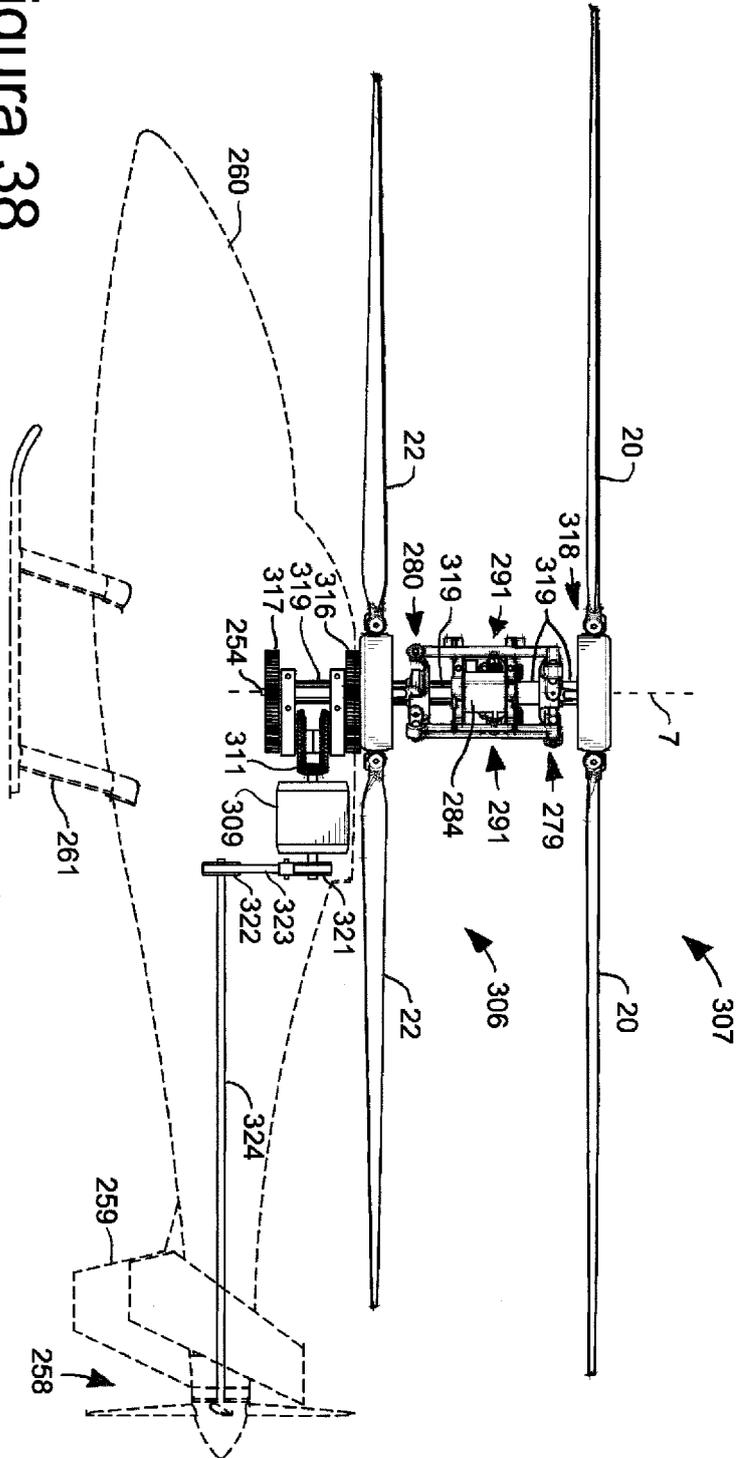


Figura 37

Figura 38



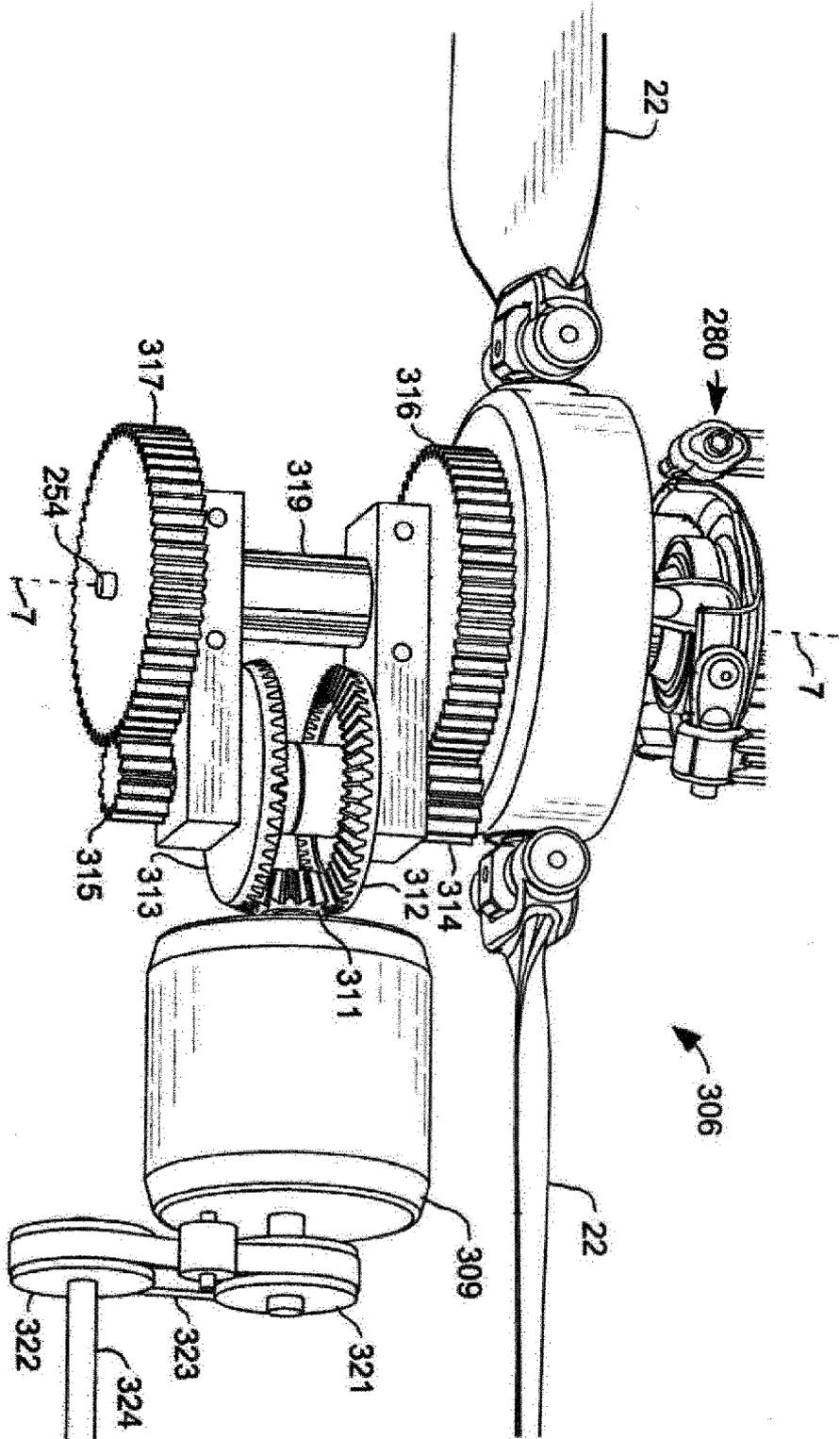


Figura 39

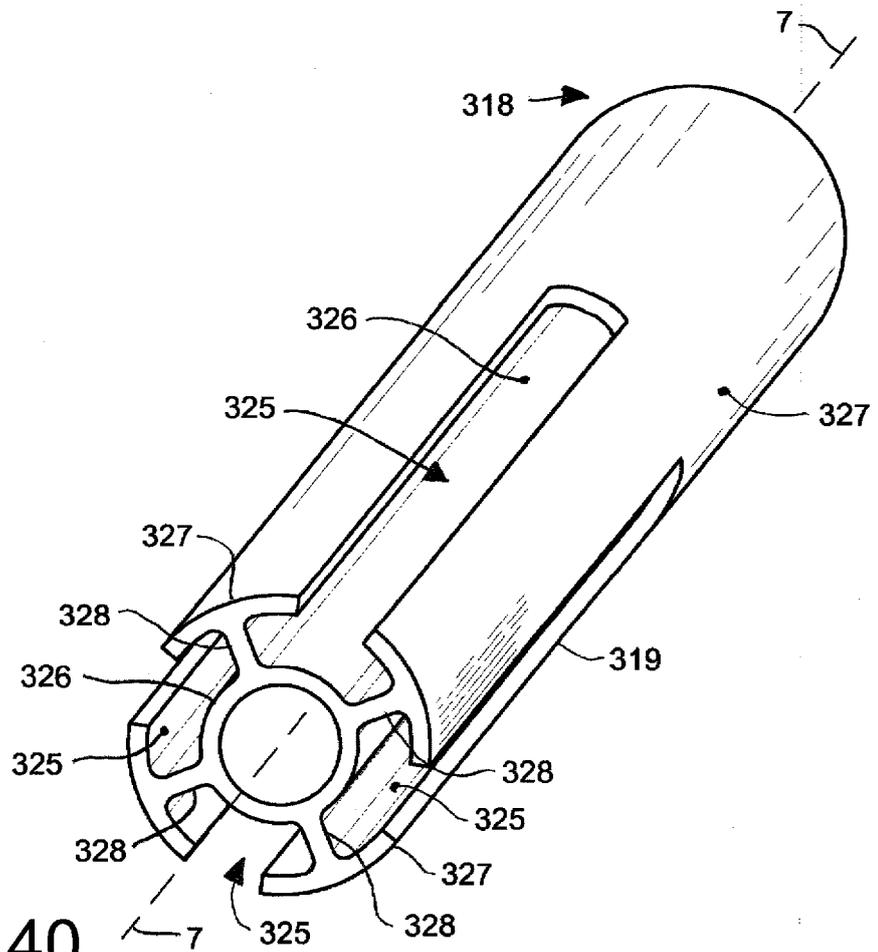


Figura 40

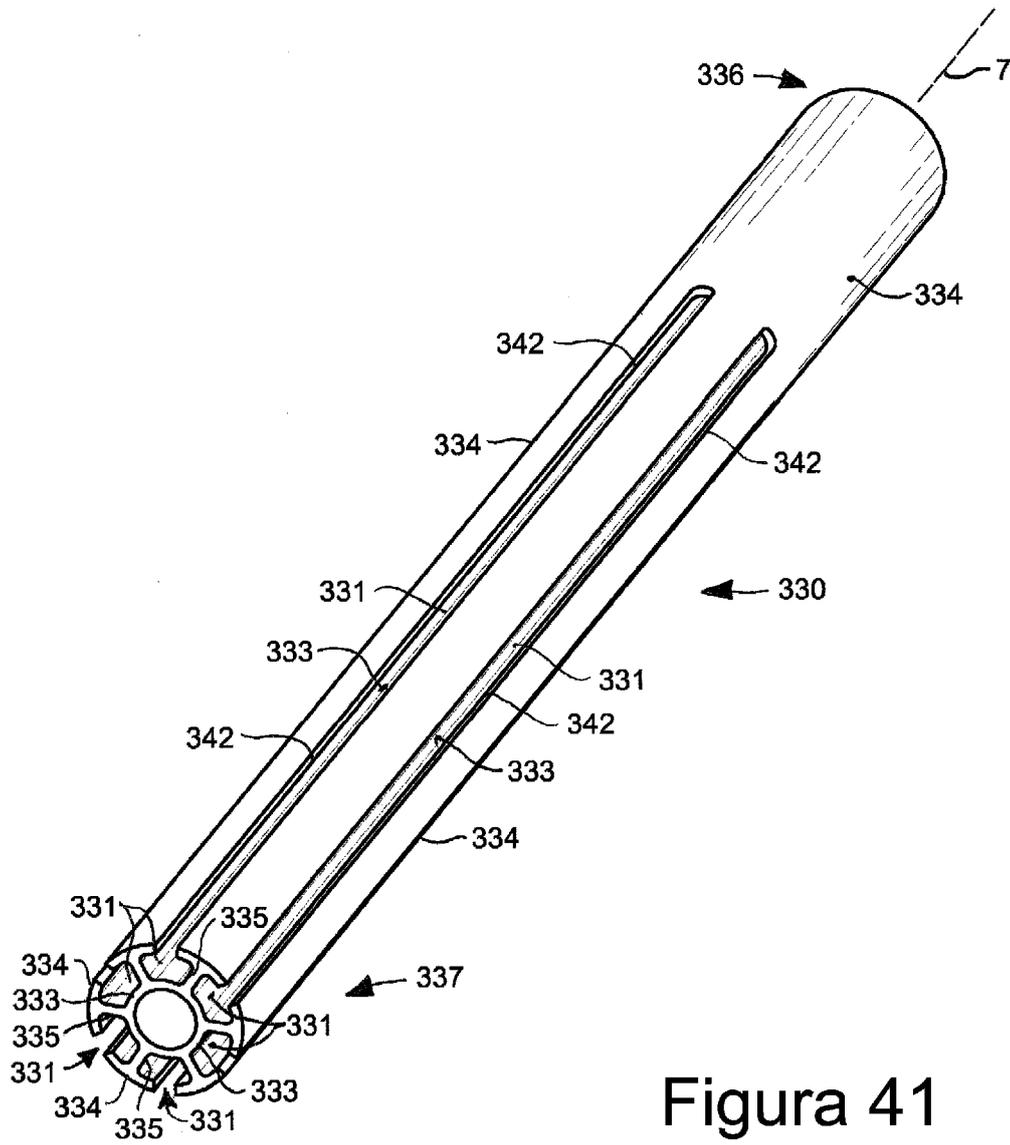


Figura 41

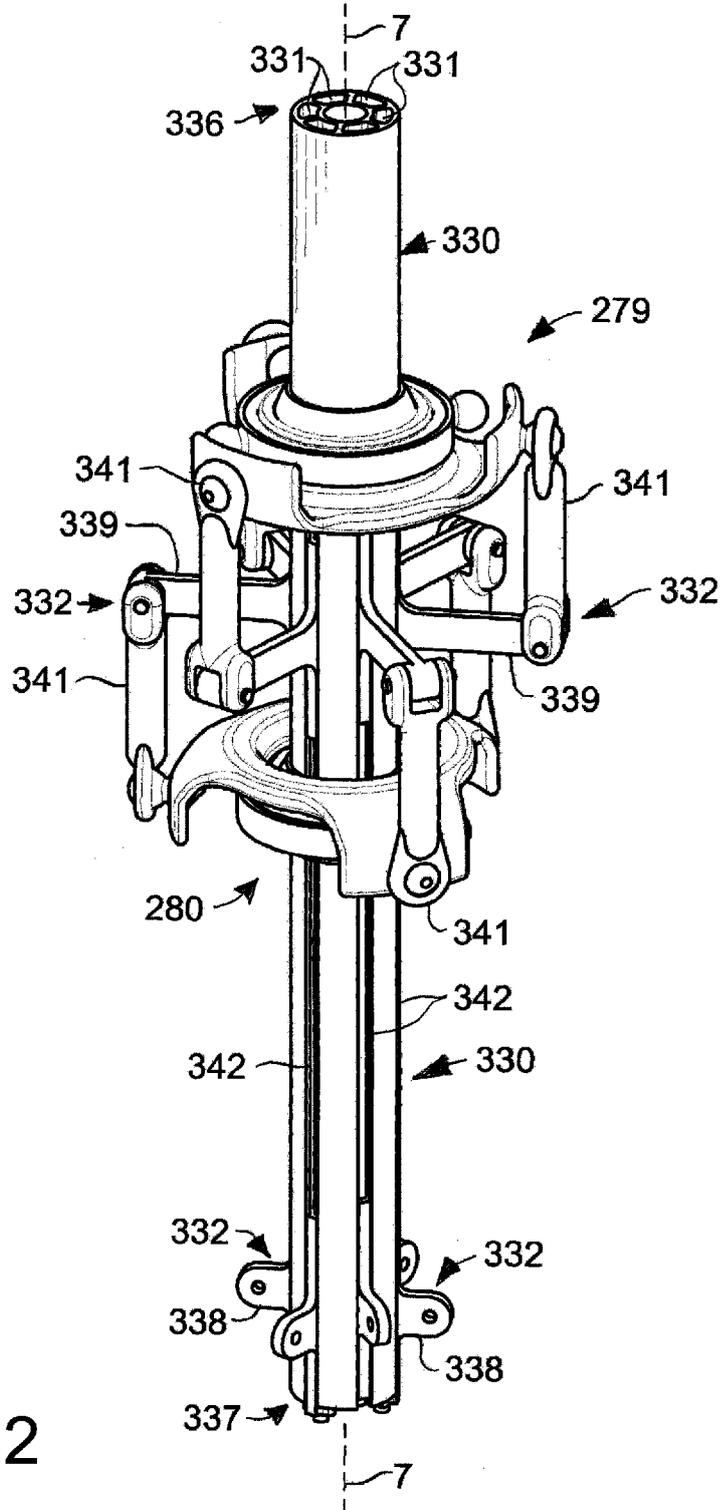


Figura 42

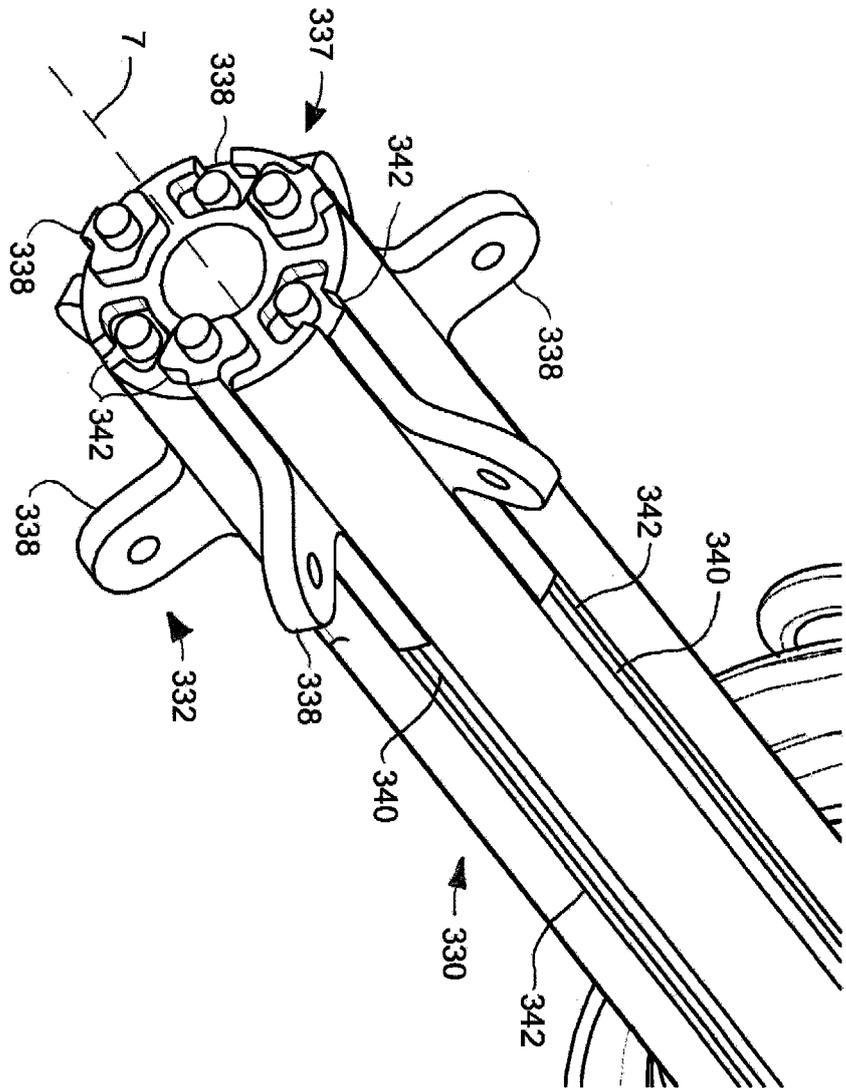


Figura 43

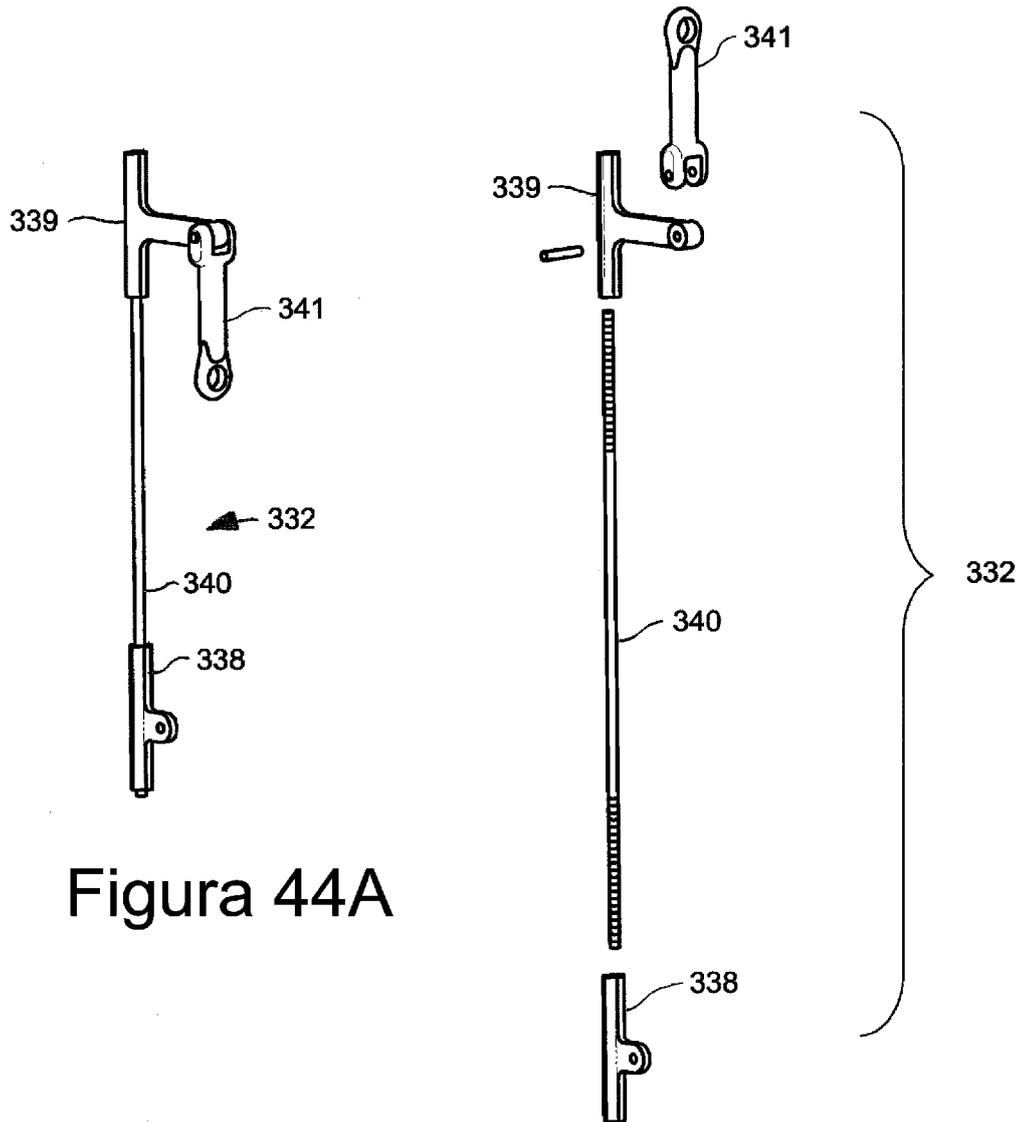


Figura 44A

Figura 44B

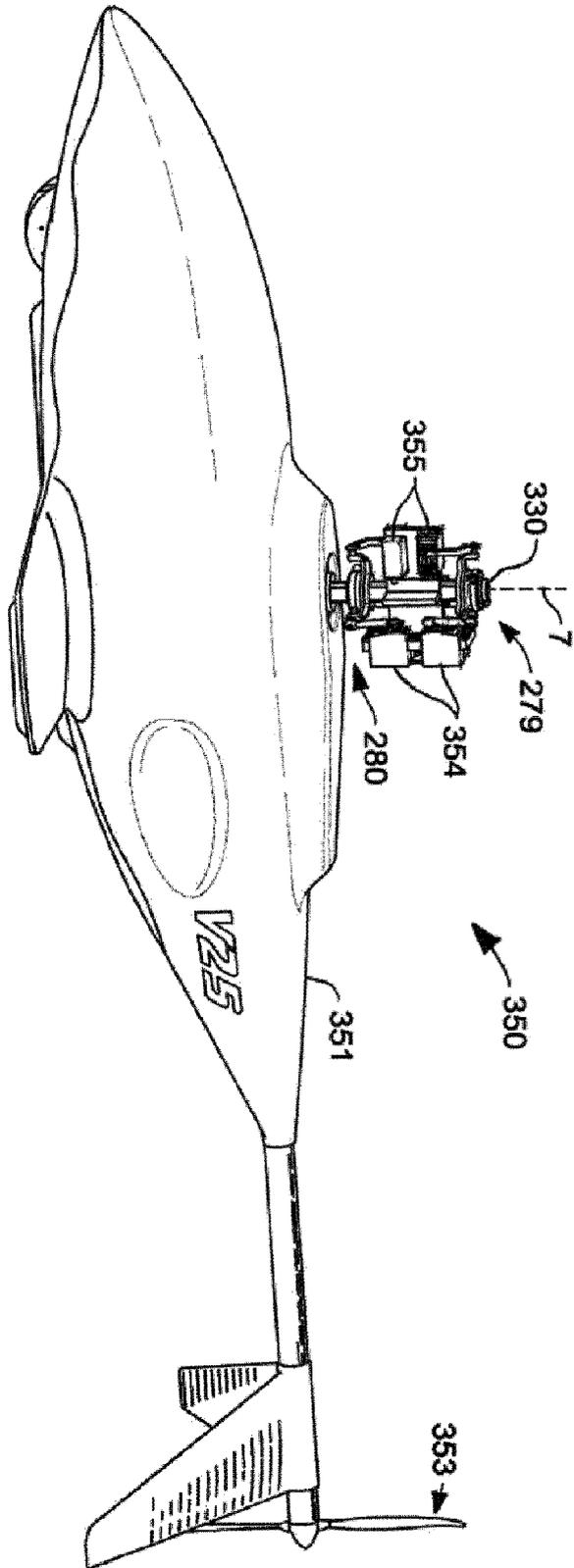


Figura 45

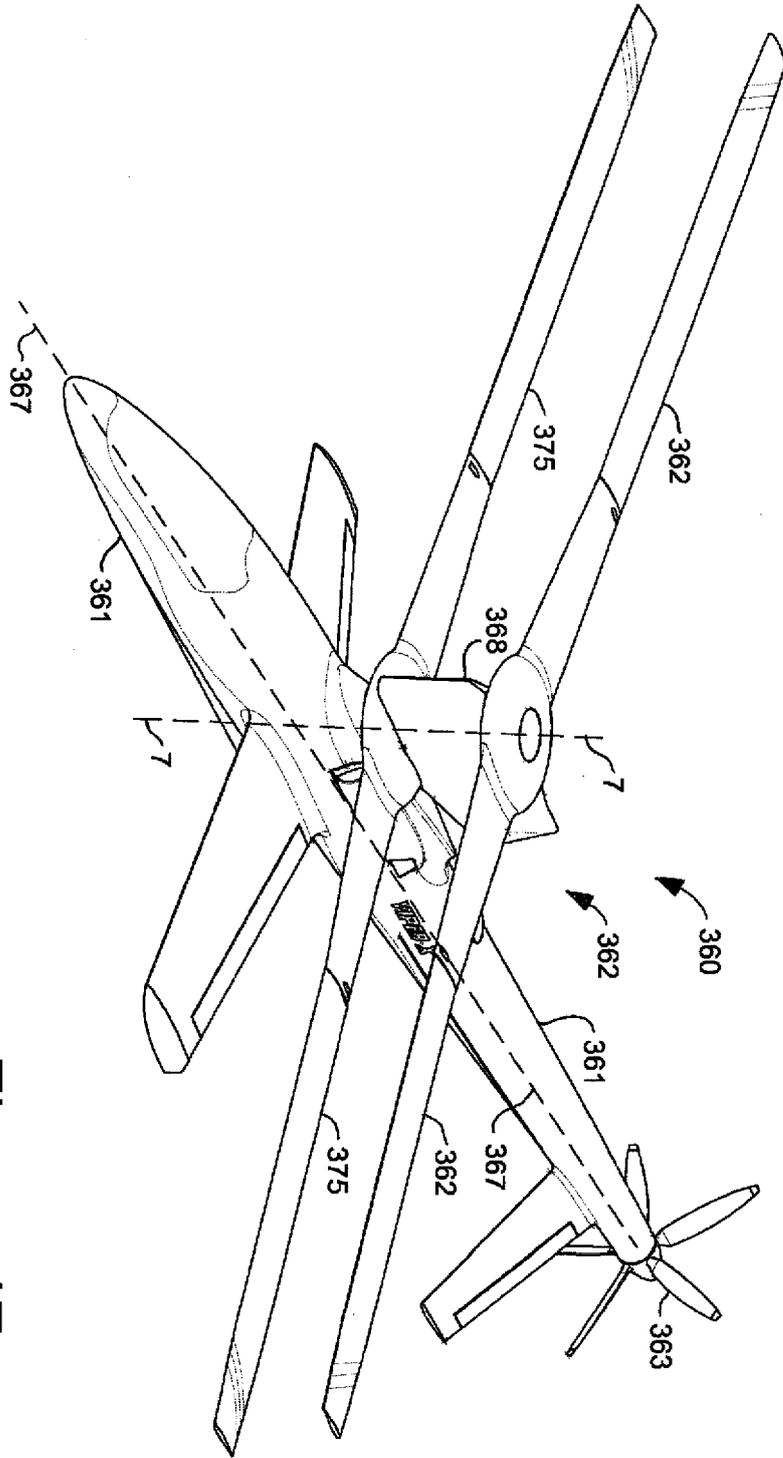
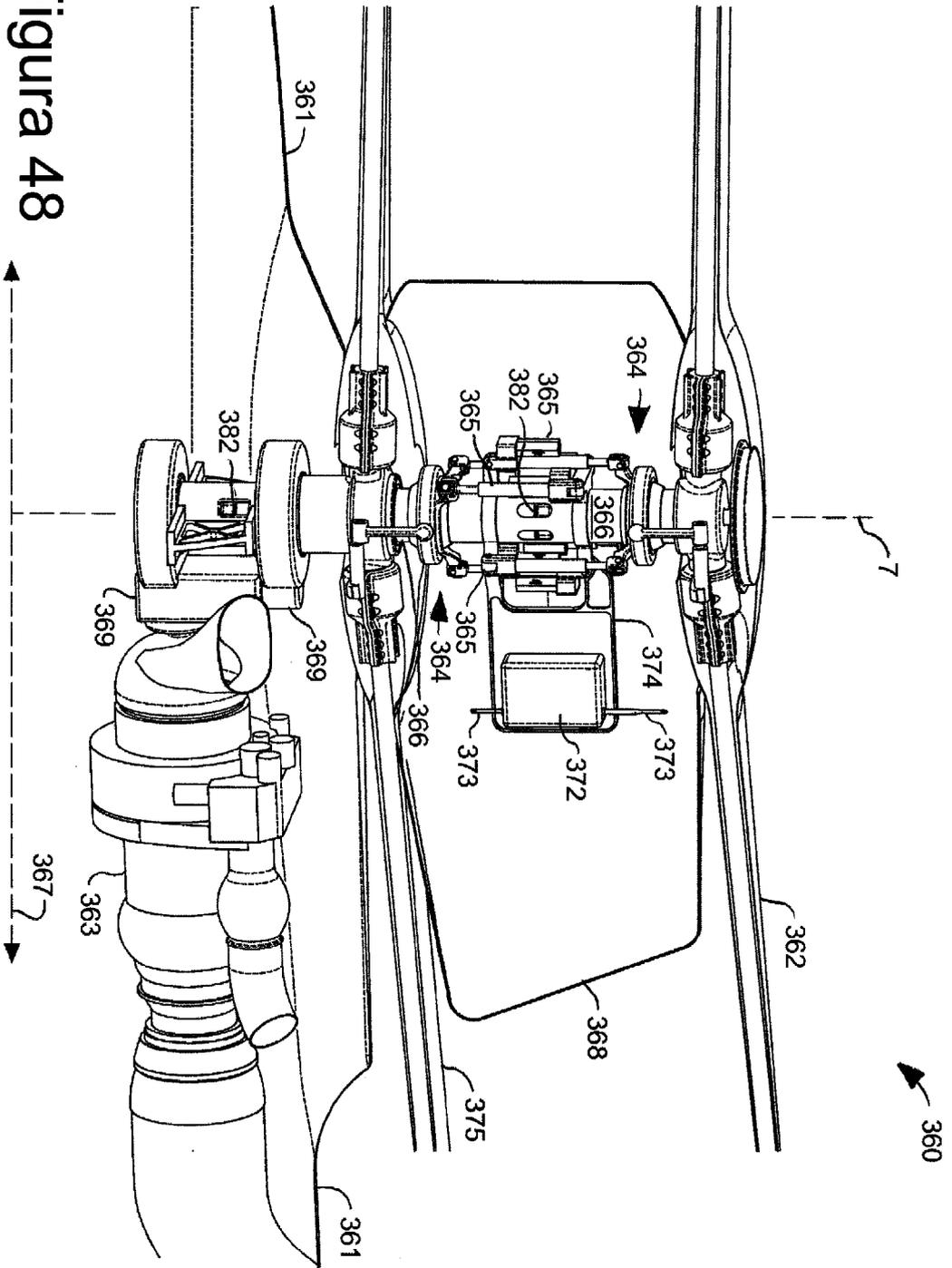


Figura 47

Figura 48



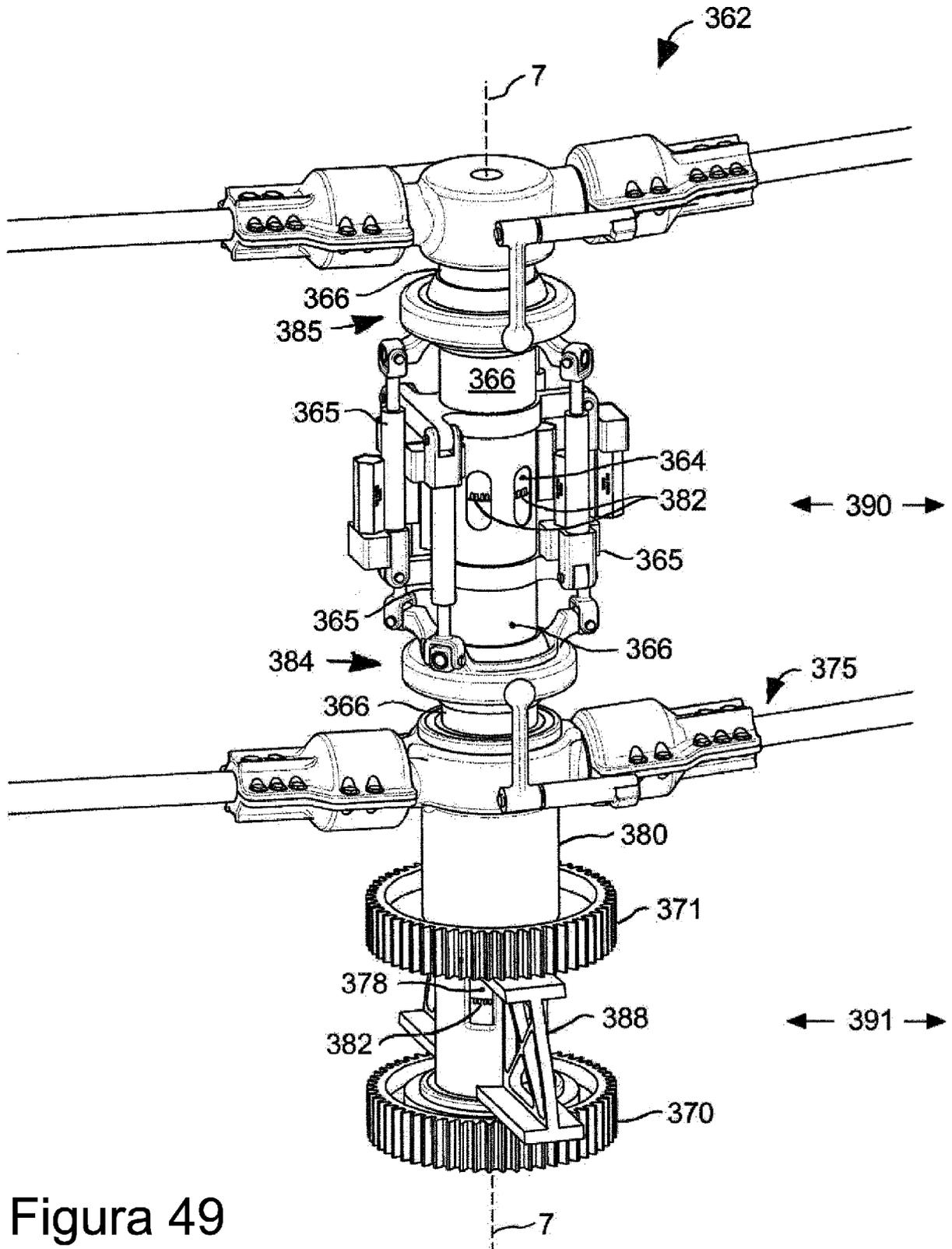


Figura 49

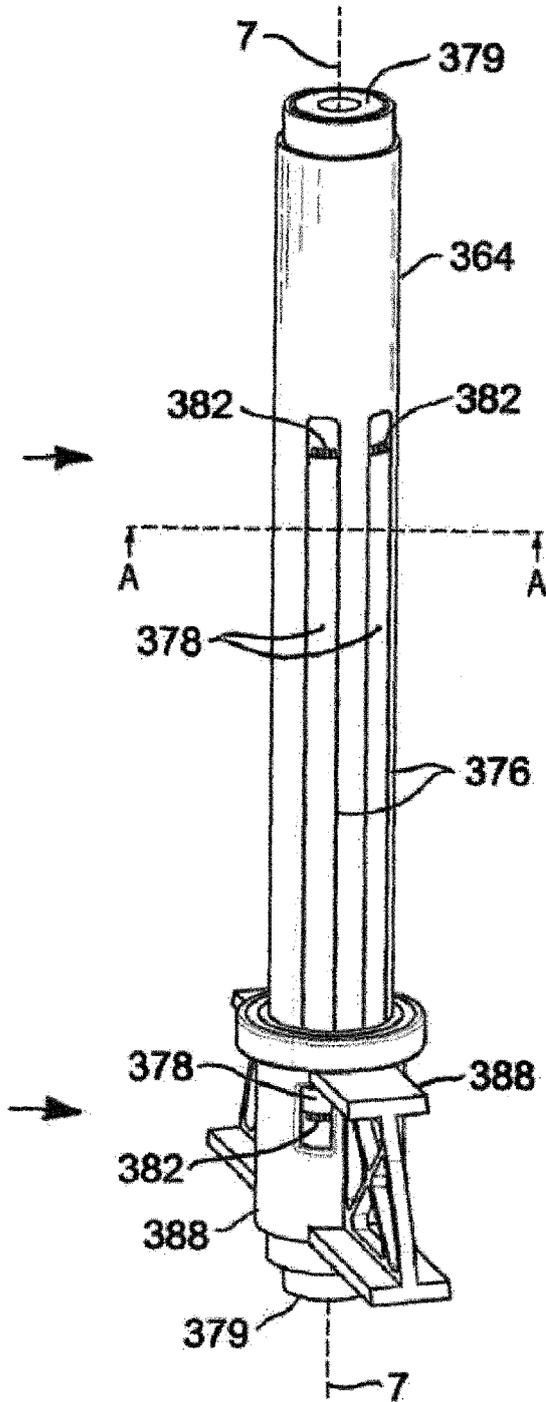


Figura 50

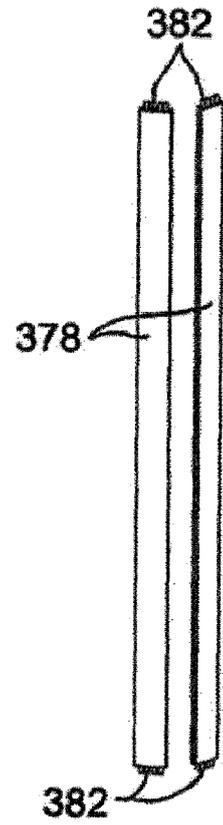


Figura 52

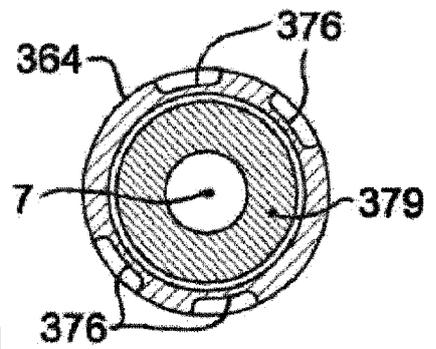


Figura 51

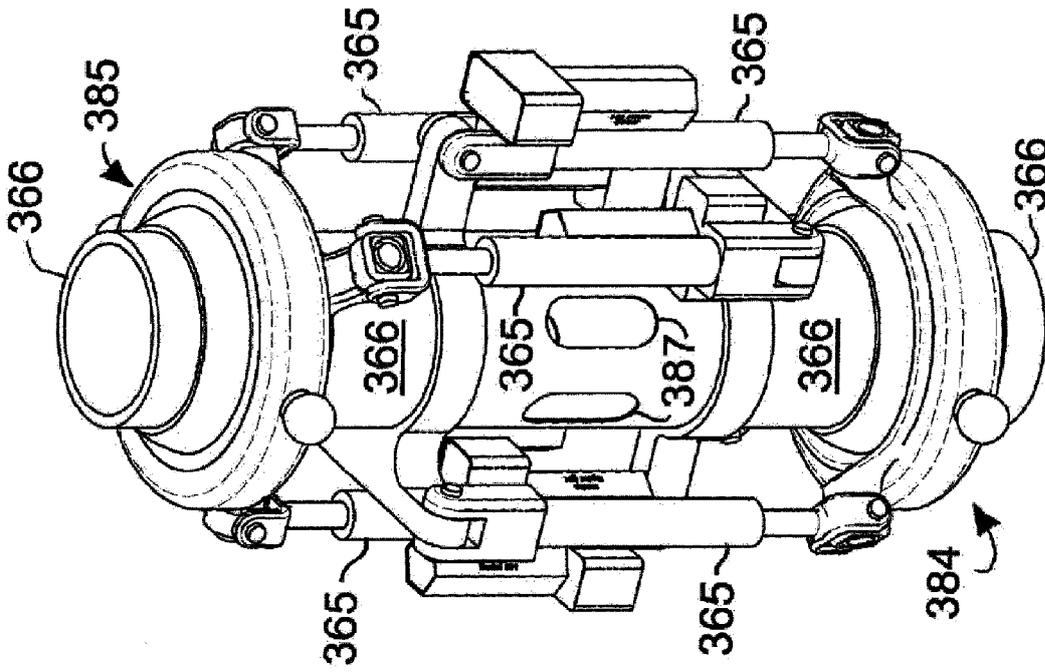


Figura 53

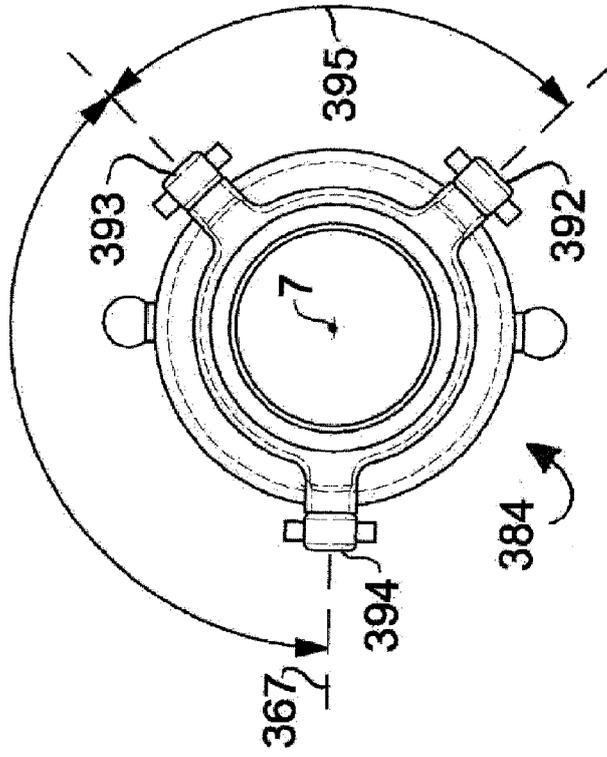


Figura 54