

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 504 167**

51 Int. Cl.:

B64C 27/10 (2006.01)

B64C 27/22 (2006.01)

B64C 39/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.04.2005 E 05761246 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **23.07.2014 EP 1761430**

54 Título: **Vehículo de alas giratorias**

30 Prioridad:

14.04.2004 US 562081 P

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
08.10.2014

73 Titular/es:

**ARLTON, PAUL E. (50.0%)
3279 Secretariat Circle
West Lafayette, IN 47906, US y
ARLTON, DAVID J. (50.0%)**

72 Inventor/es:

**ARLTON, PAUL E. y
ARLTON, DAVID J.**

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 504 167 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 alas giratorias

5 La presente invención se refiere a una aeronave de alas giratorias.

Antecedentes

10 Más particularmente, la presente divulgación se refiere a vehículos no tripulados de alas giratorias.

Los vehículos de alas giratorias se utilizan en una variedad de aplicaciones. Los vehículos no tripulados de alas giratorias a menudo son utilizados por los militares, los organismos policiales, y para actividades comerciales para operaciones de reconocimiento aéreo.

15 El documento WO 03/059735 A2, que se considera la técnica anterior más cercana y divulga las características del preámbulo de la reivindicación, divulga un micro-helicóptero volador con un cuerpo alargado y dos rotores alineados en un eje común. Las palas de los rotores se puede cambiar de paso de manera colectiva y cíclica y los rotores son accionados por un solo motor.

20 Los documentos US 6 450 445 B1 y EP 1 384 662 A1 muestran una aeronave de alas giratorias con un fuselaje y un primer y un segundo sistema de rotores. Cada sistema de rotor incluye una pala de rotor que se acciona mediante un motor asociado.

Sumario

25 Una aeronave de alas giratorias, de acuerdo con la reivindicación 1, incluye una estructura de cuerpo que tiene una columna principal o núcleo alargado tubular, y un sistema de rotor coaxial de contra-rotación que tiene rotores, con cada rotor que tiene un motor separado para accionar los rotores alrededor de un eje común de rotación del rotor. Una fuente de alimentación que comprende, por ejemplo, una batería, una pila de combustible, o un generador de gas-eléctrico híbrido, se proporciona para suministrar energía eléctrica a los motores. La transmisión de energía hacia y entre los sistemas de rotor se logra principalmente por medio de cableado eléctrico, en lugar de ejes mecánicos. Se describe una estructura modular que ayuda a la capacidad de fabricación.

30 Una realización de la divulgación incluye un paquete de energía auxiliar que es separable del vehículo en vuelo para facilitar, por ejemplo, la entrega del vehículo a una posición 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 boya sonora separable. Aunque los aspectos de la divulgación son aplicables a muchos helicópteros, incluidos helicópteros de tamaño completo para personas, la divulgación actual es especialmente adecuada para la aplicación a aeronaves pequeñas autónomas o controladas por radio de alas giratorias, conocidas como vehículos pilotados por control remoto (RPVs), o vehículos aéreos no tripulados (UAVs).

35 Características adicionales de la presente divulgación serán evidentes para los expertos en la técnica tras la consideración de la siguiente descripción detallada de realizaciones ilustrativas que ejemplifican el mejor modo de llevar a cabo la divulgación tal como se percibe actualmente.

45 **Breve descripción de los dibujos**

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

50 La figura 1 es una vista esquemática de un vehículo de alas giratorias, de acuerdo con la presente divulgación, que muestra una aeronave que incluye un sistema de guía, y un par de sistemas de rotor acoplados a un fuselaje que comprende una columna central o estructural y que transporta una carga útil;

55 La figura 2A es una vista en perspectiva de una aeronave de alas giratorias, de acuerdo con la presente divulgación, que muestra un sistema de rotor coaxial de contra-rotación en un modo de vuelo vertical;

60 La figura 2B es una vista en perspectiva de la aeronave de alas giratorias de la figura 2A, que tiene un sistema de rotor coaxial de contra-rotación y un módulo de refuerzo de ala fija en un modo de vuelo horizontal;

La figura 3 es una vista en alzado lateral de la aeronave de alas giratorias de la figura 2A, que muestra los paneles exteriores del cuerpo, el cableado eléctrico y la sección de refuerzo retiradas para mayor claridad;

65 La figura 4 es una vista en alzado lateral, con porciones seccionadas, del vehículo de la figura 2A, que muestra un sistema de rotor coaxial de contra-rotación y una fuente de alimentación eléctrica;

ES 2 504 167 T3

- La figura 5 es una vista en perspectiva ampliada de la aeronave de la figura 2A, con porciones seccionadas, que muestra una sección interior superior de la aeronave y el sistema de rotor coaxial de contra-rotación;
- 5 La figura 6 es una vista en perspectiva ampliada de la aeronave de la figura 2A, con porciones seccionadas, que muestra una sección interior inferior del vehículo y el sistema de rotor coaxial de contra-rotación;
- La figura 7A es una vista en perspectiva de un tubo de núcleo o columna principal que tiene una sección transversal circular y un canal interior hueco que se utiliza como un conducto entre las secciones de la aeronave y que muestra el cableado eléctrico que atraviesa el interior hueco y entra y sale en varios puntos;
- 10 La figura 7B es una vista en perspectiva de columna principal que tiene una sección transversal generalmente cruciforme con canales exteriores que recorren la longitud de la columna central que pueden utilizarse como conductos entre las secciones de la aeronave;
- 15 La figura 8 es una vista en perspectiva ampliada de un primer soporte de anillo;
- La figura 9 es una vista en perspectiva en despiece de un segundo soporte de anillo que muestra vínculos adjuntos y soportes del cuerpo;
- 20 La figura 10 es una vista en perspectiva ampliada de una sección interior media de la aeronave de la figura 2A, con porciones seccionadas, mostrando el sistema de rotor coaxial de contra-rotación;
- La figura 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;
- 25 La figura 11B es una vista en perspectiva en despiece de un módulo de rotor que tiene palas de rotor con paso colectivo variable y cíclico variable;
- 30 Las figuras 12A y 12B son vistas en perspectiva de un primer lado y un segundo lado de un montante de motor;
- Las figuras 13A y 13B son vistas en perspectiva de un primer lado y un segundo lado de un buje de rotor;
- 35 La figura 14 es una vista en sección tomada a lo largo de las líneas 14-14 de la figura 2B, que muestra el módulo de rotor;
- La figura 15 es una vista en alzado lateral del sistema de rotor coaxial de contra-rotación de la figura 2A, y un tubo de núcleo, dependiendo del sistema de rotor;
- 40 Las figuras 16A y 16B son vistas en perspectiva en despiece de un módulo de potencia individual con varias baterías;
- La figura 17 es una vista ortográfica del módulo de refuerzo de la figura 2B, que muestra un ala plegada para almacenamiento y un ala extendida en una configuración de vuelo;
- 45 La figura 18 es una vista ortográfica que representa el módulo de refuerzo que se separa en vuelo de la aeronave de alas giratorias;
- La figura 19 es una vista en alzado del vehículo de alas giratorias que muestra un conjunto de sonar hidrófono o de inmersión dependiendo de una porción inferior de la aeronave.
- 50 Las figuras 20A, 20B, y 20C son vistas secuenciales del vehículo de alas giratorias que muestra la operación de las palas de plegado de longitud desigual durante un aterrizaje de emergencia del vehículo en terreno subyacente a la aeronave de alas giratorias;
- 55 Las figuras 21A y 21B son vistas en alzado lateral de un tubo de almacenamiento y la aeronave de alas giratorias que muestran el vehículo plegado para su almacenamiento;
- La figura 22 es una vista en perspectiva de un vehículo de alas giratorias de acuerdo con la presente divulgación, que entrega de un sensor o marca una ubicación remota que se muestra por motivos de ilustración para estar en un barco en mar abierto;
- 60 La figura 23 es una vista en alzado lateral de un vehículo de alas giratorias plegado para su almacenamiento en una porción trasera de una bomba que cae por gravedad; y
- 65 La figura 24 es una vista en perspectiva de una aeronave de alas giratorias que se despliega desde la parte

traseira de una bomba que cae por gravedad a la proximidad de un sitio diana que muestra la bomba que cae por gravedad siendo expulsada de la aeronave de alas giratorias y desplegándose la aeronave de alas giratorias en un modo de vuelo vertical para merodear en el área diana de proporcionar una fuerza de ataque con evaluación de daños de batalla en tiempo real después de que la bomba que cae por gravedad ha alcanzado el objetivo.

La figura 25A es una vista esquemática de otra aeronave de alas giratorias que muestra una aeronave que tiene una arquitectura de bus central con conductos de alimentación y de señal, un sistema de guía, y un par de sistemas de rotor acoplados a un fuselaje que comprende una columna central o estructural no giratoria y que lleva una carga útil; y

La figura 25B es una vista esquemática de la aeronave de alas giratorias de la figura 25A, que muestra un sistema de rotor, un sistema de control y una fuente de alimentación que se comunica a través de un bus de alimentación/datos central con el conducto de alimentación y de señal.

Descripción detallada

Como se sugiere esquemáticamente en la figura 1, un vehículo o aeronave de alas giratorias 1 incluye, en serie, un primer módulo 2, un primer y un segundo sistemas de rotor 3 y 5, unos módulos de alimentación 13 y 14, y un segundo módulo 15 acoplado en relación separada a un fuselaje 40 que se extiende a lo largo de un eje común 7. De forma ilustrativa, el fuselaje 40 es una columna central alargada y puede estar dispuesto como un núcleo hueco o tener una sección transversal cruciforme. En operación, el primer rotor y el segundo rotor giran en direcciones opuestas alrededor del eje común 7 para dirigir el empuje directo en la dirección 24 y crear una elevación en la dirección 24' para provocar un vuelo controlado de la aeronave de alas giratorias 1, como se sugiere en la figura 2A. El primer módulo 2 está adaptado para incluir una variedad de sistemas de guiado 50', electrónica o cargas útiles 15'. El segundo módulo 15 está adaptado para incluir una carga útil 15', o en algunas realizaciones, una variedad de sistemas de guía 50' y sistemas electrónicos 55'. La carga útil 15' puede incluir, pero no está limitada a, municiones, sensores de radiación, sensores de detección química, sensores de agentes biológicos, dispositivos de escucha activa y pasiva, sensores de vídeo, fuentes de alimentación suplementarias u otros equipos específicos de la misión. Las aeronaves de alas giratorias 1, por lo tanto, proporcionan medios para mover equipos de vigilancia de reconocimiento, de observación, o de monitorización en un área de interés para obtener información de la misma.

Como se sugiere en la figura 1, 25A y 25B, el primer sistema de rotor 3 incluye un primer motor 54, unas primeras palas del rotor 20, y un primer controlador de paso 56. En realizaciones ilustrativas, el motor 54 es un motor eléctrico como se muestra, por ejemplo, en las figuras 4 a 6, u otros medios adecuados para proporcionar potencia para hacer girar las palas del rotor 20 alrededor del eje común 7. El primer sistema de rotor 3 y el segundo sistema de rotor 5 son similares entre sí en estructura y función. El segundo sistema de rotor 5 incluye un segundo motor 61, unas segundas palas del rotor 22, y un segundo controlador de paso 57. En realizaciones ilustrativas, el motor 61 es un motor eléctrico como se muestra, por ejemplo, en las figuras 4 a 6, u otros medios adecuados para proporcionar potencia para hacer girar las palas del rotor 22 alrededor del eje común 7. De forma ilustrativa, los componentes eléctricos y electrónicos están conectados y se comunican a través de un conducto eléctrico 173 y un conducto electrónico 174 que mantienen líneas de alimentación y de señal, respectivamente. Aunque las aeronaves de alas giratorias 1 que se ilustran tienen dos sistemas de rotor, una aeronave de alas giratorias 1 puede tener más de dos sistemas de rotor como dicten las demandas de rendimiento y de la misión.

Como se muestra en las figuras 1 y 3, el fuselaje 40 es no giratorio y forma una columna central hueca alargada para recibir primer módulo 2, el primer y segundo sistemas de rotor 3, 5, los módulos de potencia 13 y 14, y el segundo módulo 15. De forma ilustrativa, los módulos de potencia 13 y 14 están colocados para encontrarse en relación de lado a lado entre sí entre el segundo sistema de rotor 5 y el segundo módulo 15. Como el fuselaje 40 de la aeronave es hueco, los módulos de potencia 13, 14 se pueden conectar eléctricamente a través de la columna central hueca a los motores 54 y 61.

De forma ilustrativa, el controlador de paso 56 es una placa basculante 56' acoplada a un servo de proa/popa 58 y un servo de balanceo 59 para variar el paso cíclico de las palas del rotor 20 en respuesta a la entrada desde un controlador 55. En algunas realizaciones, la placa basculante 56' está acoplada además a un servo colectivo 98 para cambiar colectivamente el paso de las palas del rotor 20. Del mismo modo, el controlador de paso 57 es una placa basculante 57' acoplada a un servo de proa/popa 58 y a un servo de balanceo 59 para variar el paso cíclico de las palas del rotor 20 en respuesta a la entrada de un controlador 55. En algunas realizaciones, la placa basculante 57' está acoplada también a un servo colectivo 98 para variar colectivamente el paso de las palas del rotor 20. En realizaciones ilustrativas, el controlador 55 es un controlador de señal de comando, como se muestra, por ejemplo, en la figura 3, u otros medios adecuados para proporcionar una señal eléctrica o mecánica direccional deseada a los servos 58, 59, ó 98, y a los motores 54, 61.

De forma ilustrativa, la aeronave de alas giratorias 1 tiene un sistema de rotor de paso fijo que tiene dos servos 58, 59 para el control del paso de la aeronave (entrada cíclica de proa/popa de estilo helicóptero) o del balanceo de la aeronave (entrada cíclica derecha/izquierda de estilo helicóptero). El servo 98, que se muestra en líneas de trazos

en la figura 1, se puede montar de manera similar a los servos 58, 59 si se desea el control de paso colectivo. En las realizaciones que tienen un sistema de rotor de paso fijo, los sistemas de rotor 3,5 están conectados a placas basculantes 56', 57' mediante enlaces de paso 119. Los servos 58, 59 están conectados a placas basculantes 56', 57' mediante enlaces 125, 126. Una característica de la presente divulgación es que la aeronave de alas giratorias 1 puede volar con tan sólo uno o dos actuadores servo cíclicos (58, 59). En un modo de vuelo "de un 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 sólo un servo cíclico, la aeronave 1 puede volar como una aeronave que tiene sólo el timón y control de elevador. En el modo de vuelo "de dos servos" ilustrativo, los servos 58, 59 proporcionan un control de paso de proa/popa y de balanceo de la aeronave de derecha/izquierda con un par diferencial de los motores 54, 61 que proporcionan el control de guiñada.

En operación, los bujes del rotor 101 giran en direcciones opuestas. Los servos 58, 59 son controlados por la electrónica de control de vuelo a bordo para inclinar simultáneamente la placa basculante 56' y la placa basculante 57,' que luego varía cíclicamente el ángulo de las palas de la rotación de las palas del rotor 20 para inclinar la aeronave 1 en una dirección de paso de la aeronave 170 y una dirección de balanceo de la aeronave 171. En otra realización que tiene el paso colectivo (véase la figura 11B), el servo colectivo 98 y un tercer enlace de paso (no mostrado) se proporcionan para variar la posición axial de las placas basculantes 56', 57' a lo largo del eje común 7 y para variar el paso colectivo de las palas del rotor 20, 22 utilizando la mezcla de paso colectivo-cíclico (CCPM). Con los servos 58, 59 y 98 de mezcla de paso colectivo-cíclico se inclinan las placas basculantes 56' y 57' al unísono para variar paso cíclico y mover las placas basculantes 56', 57' axialmente al unísono a lo largo del eje común 7 para variar el paso colectivo.

La realización ilustrativa emplea la velocidad del motor diferencial para el control de guiñada (encabezado), mientras está en una configuración de vuelo vertical. Normalmente, los helicópteros coaxiales utilizan de paso de pala variable y ángulo de la pala diferencial para controlar los movimientos de guiñada en vuelo en la presente divulgación, el par diferencial generado mediante la operación de los motores 54, 61 a velocidades diferentes en relación con el cuerpo fijo de la aeronave 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 de la aeronave de alas rotatorias 1 alrededor del eje común vertical 7. El par (velocidad) del segundo motor 61 se ajusta automáticamente mediante un sistema de ordenador de a bordo, contenido dentro del controlador 55, en oposición al par (velocidad) del primer motor 54 para mantener constante la inclinación, de modo que la aeronave de alas giratorias 1 ni gana ni pierde altitud.

Las palas del rotor 20 y 22 se acoplan a la aeronave de alas giratorias 1 y se apoyan para su rotación mediante los bujes 101 del rotor. Los bujes 101 del rotor están acoplados además para su movimiento pivotante a una horquilla interno 108, como se muestra mejor en la figura 11A. Los ejes de pivote 109 se extienden a través del buje 101 del rotor y son recibidos por la horquilla 108. La horquilla 108 está adaptada para acoplar un par de palas del rotor al buje 101 para su rotación alrededor del eje común 7. La horquilla 108 está acoplada además a un primer extremo de un par de enlaces 119. Cada enlace 119 está acoplado además en un segundo extremo a un borde perimetral de la placa basculante 56' o 57'. Por lo tanto, la horquilla 118 pivota mediante la entrada de la placa basculante 56', 57', en respuesta a la entrada de movimiento lineal de los servos 58, 59, ó 98. Este movimiento pivotante de la horquilla 118 a su vez provoca que cada pala del rotor 20, 22 gire en respuesta, lo que aumenta o disminuye el paso de la pala del rotor de las palas del rotor 20, 22.

Como se sugiere en las figuras 2A y 2B, una aeronave de alas giratorias 1 incluye una sección superior 2', un primer y segundo sistemas de rotor 3 y 5, una sección media 4, una sección inferior 6, un primer y segundo módulos de potencia 13, 14, y una carga útil 15' dispuesta en relación separada a lo largo del eje común 7. Haciendo referencia ahora a las figuras 2A a 4, los componentes mecánicos y eléctricos internos dentro de la sección superior 2' y de la sección media 4 de la aeronave 1 están encerrados por una carcasa 10 de pared delgada del cuerpo superior y una carcasa 11 del cuerpo medio, respectivamente. Una carcasa 12 del cuerpo inferior cubre una porción de la sección inferior 6, pero podría ampliarse para cubrir toda la sección inferior 6. Una característica de la presente divulgación es que las carcasa del cuerpo 10, 11 están moldeadas por soplado de un material plástico, tal como policarbonato o ABS y, en conjunción con la columna central, forman una estructura para la aeronave de alas giratorias que tiene un componente de refuerzo central y un delgado componente de cubierta exterior, que juntos son rígidos, fuertes y fáciles de fabricar.

Como se muestra en la figura 3, una aeronave de alas giratorias 1 de acuerdo con la presente divulgación tiene un sistema de rotor que comprende un motor 54 conectado operativamente a las palas del rotor 20 por medio de un tren de accionamiento, tal como unos engranajes 106, 107 (figura 11). Un control de paso tal como una placa basculante 56' (figura 10) está conectado operativamente a las palas del rotor 20 para variar el paso cíclico y/o colectivo de las palas del rotor 20 en respuesta a la salida de un actuador servo, tal como los servos 58, 59 (figura 3) a través de unos enlaces tales los como los enlaces 125, 126 (figura 10). Energía tal como electricidad de baterías (no mostradas) o de combustible desde un tanque de almacenamiento (no mostrado) en un módulo de fuente de alimentación 13 fluye a través de un conducto de alimentación a través del sistema de rotor y proporciona energía para operar el controlador 55, el motor 54, y los servos 58 y 59. Las señales de control desde el controlador 55

fluyen a lo largo de un conducto de señal 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 son conducidos entre un lado de entrada de flujo y un lado de salida de flujo de las palas del rotor 20 a través de unos canales 96 formados en la columna central o estructural (figuras 7A, 7B y 15) de la aeronave 1.

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

15 Haciendo referencia ahora a la figura 2B, una segunda realización contemplada por la divulgación actual se representa con un módulo de refuerzo 8 adjunto a la sección inferior 6 en una interfaz de refuerzo 9. El módulo de refuerzo 8 contiene, por ejemplo, una fuente de alimentación auxiliar (no mostrada) para aumentar una fuente de energía interna contenida en los módulos de potencia 13 y 14 realizados en la aeronave 1. De forma ilustrativa, los módulos de la fuente auxiliar de energía (no mostrada) y los módulos de potencia 13 y 14 son baterías eléctricas. El módulo de refuerzo 8 incluye unas alas izquierda y derecha 16, 17 para proporcionar una elevación adicional para la
20 aeronave 1 en vuelo direccional en la dirección 18, en la que el eje común 7 está orientado de forma sustancialmente horizontal.

El fuselaje 40 forma una columna estructural de la aeronave de alas giratorias 1 y se extiende generalmente en vertical a través del centro de la aeronave de alas giratorias 1 desde la sección superior 2' a la sección inferior 6,
25 como se muestra mejor en la figura 4. De forma ilustrativa, el fuselaje 40 es un tubo de núcleo no giratorio con un canal interior hueco 96 (figura 7A) o una viga cruciforme 97 con canales exteriores (figura 7B). El primer y segundo sistemas de rotor 3 y 5, todos los componentes dentro de la sección superior 2', la sección media 4, y la sección inferior 6 están acoplados al fuselaje 40. Haciendo referencia ahora a la figura 7A, el tubo de núcleo hueco no giratorio también actúa como un conducto para el cableado eléctrico 45, fontanería (no mostrada), y enlaces mecánicos (no mostrados) que pasan entre los componentes en la sección superior 2', la sección media 4, y la
30 sección inferior 6 de la aeronave de alas giratorias 1. Unas ranuras longitudinales 46 y 47 se proporcionan como puntos de entrada y salida para cableado 45, fontanería, y los enlaces. Como el tubo de núcleo hueco no giratorio y la viga cruciforme son unitarios y continuos entre las secciones del cuerpo 2, 4 y 6, las propiedades estructurales de rigidez y peso ligero de la aeronave 1 se incrementan. De forma ilustrativa, el tubo de núcleo hueco no giratorio y la viga cruciforme 97 se hacen preferiblemente de fibra de grafito de carbono envuelta o por extrusión inversa, fibra de vidrio, o de aleación de aluminio número 7075 (o similar) con un (tubo de núcleo) de diámetro exterior o dimensión de anchura (viga cruciforme) de aproximadamente 13 mm (0,5 pulgadas) y un espesor de pared de entre
35 aproximadamente 0,76 mm (0,03 pulgadas) y aproximadamente 13 mm (0,05 pulgadas).

40 La aeronave de alas giratorias 1 está dispuesta teniendo tres secciones de cuerpo, como se muestra mejor en la figura 3. La sección superior 2' está dispuesta con un sensor de horizonte/estabilizador 50, un estabilizador giroscópico electrónico 51, una mesa de montaje giroscópica 52 acoplada a un extremo superior del tubo de núcleo, un primer controlador de velocidad del motor 53, un primer motor 54, un receptor de radio, y un controlador 55. La sección media 4 incluye una primera placa basculante 56', una segunda placa basculante 57', un servo cíclico de proa-popa 58, y un servo cíclico de balanceo 59. La sección inferior 6 incluye un segundo controlador de velocidad del motor 60, un segundo motor 61, una batería de radio 62, un primer y segundo módulos de la batería de alimentación 13 y 14, y un módulo de carga útil 15.
45

50 En la realización ilustrada, el sensor de horizonte/estabilizador 50 es un modelo "FS8 Copilot" de la compañía FMA, el estabilizador giroscópico 51 es un giroscopio de anillo de silicón modelo "G500" de la empresa JR, los motores 54, 61 son modelos "B2041S" de la empresa Hacker y los controladores de velocidad del motor 53, 60 son modelos "Pegasus 35" de la empresa Castle Creations, que son controladores de velocidad programables digitales basados en ordenador. La aeronave de alas giratorias 1 también está configurada para recibir un receptor/controlador GPS y un sistema de telemetría (no mostrado), dispuesto para acoplarse a la sección superior 2'.
55

Los componentes interiores de la aeronave de alas giratorias 1 están acoplados al tubo de núcleo mediante soportes de anillo 70, como se muestra en la figura 8. El soporte de anillo 70 incluye una porción interior anular 71 conforme a la superficie exterior anular del tubo de núcleo. El soporte de anillo 70 incluye unos brazos de soporte 72, 73, 74 que se extienden radialmente que tienen bridas 75, 76, 77 adaptadas para sujetar los componentes interiores mecánicos, eléctricos y de otro tipo de la aeronave de alas giratorias 1. El soporte de anillo 70 está dispuesto para soportar el motor 54 en la brida 75, el regulador de velocidad del motor 53 en la brida 76, y el receptor de radio 55 en la brida 77. Los componentes interiores de la aeronave 1 están acoplados, por ejemplo, a las bridas de soporte usando una variedad de elementos de fijación (tales como lazos de nylon a través de las aberturas 78) o adhesivos. La porción anular 71 proporciona medios para bloquear el soporte de anillo 70 al tubo de núcleo hueco no giratorio para evitar
60 que el soporte de anillo 70 gire o se deslice axialmente a lo largo del tubo de núcleo hueco no giratorio. Los medios para bloquear el soporte de anillo 70 al tubo de núcleo hueco no giratorio incluyen elementos de fijación (no
65

mostrados) recibidos por el receptor de tornillo de ajuste 79 o una variedad de adhesivos. Un segundo soporte de anillo 80, como se muestra en la figura 9, incluye un anillo anular 80, unos brazos 82 y 83, y unos postes axiales 84, 85 para soportar unos separadores 86, 87, 88 del cuerpo, unos brazos anti-rotación 90 y 91 de las placas basculantes, y unos enlaces 92 y 93 de las placas basculantes.

5 El módulo servo 81 incluye el soporte de anillo 80 que soporta el servo de paso 58, el servo de balanceo 59, y los separadores 86, 87 del cuerpo universal (como se describe en solicitud de patente Provisional US No. 60/525.585 de Arlton, que se incorpora aquí por referencia) que soporta la carcasa de cuerpo central 11, como se muestra, por ejemplo, en la figura 10. Los soportes de anillo 70, 80 están dispuestos para incorporar y soportar muchas características estructurales de la aeronave de alas giratorias 1. Los soportes de anillo 70, 80 ayudan al montaje de la aeronave de alas giratorias, porque los soportes de anillo 70, 80 y los componentes interiores asociados pueden montarse previamente como subconjuntos y luego montarse junto con otros módulos al tubo de núcleo hueco no giratoria en una etapa de fabricación final.

15 Haciendo referencia ahora a las figuras 11A, 12A, 12B, 13A, 13B y 14, el sistema de rotor 3 incluye un soporte de rotor 100, un buje de rotor 101 que tiene un engranaje interno 107, un primer y segundo cojinetes de bolas 102 y 103, un clip de anillo 104, un motor 54, una caja de engranajes planetaria 105, un engranaje de piñón 106, una horquilla de cuchilla 108, unos ejes de pivote 109, unas tapas de extremo del eje 110, unos muelles de torsión 111, y unas palas del rotor 20. Un soporte del motor 122 es receptivo a la caja de cambios 105 para acoplar el motor 54 al soporte del rotor 100. Una vez montado, los cojinetes 102, 103 son retenidos por el clip de anillo 104, que se acopla en una ranura 108 en un saliente 112 que se extiende desde el soporte del rotor 100. La pala 20 se mantiene en posición 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 de cojinete 117 formada en el buje 101 y en una abertura 118 en la horquilla 108 cuando se retiene mediante otro pasador (no mostrado). Unos enlaces 119 acoplan la horquilla 108 a la placa basculante 56'.

30 Como se muestra en la figura 11B, un módulo de rotor adaptado para soportar ambas palas del rotor de paso cíclica y colectivamente incluye un buje de rotor colectivo 201 que es similar al buje 101 y receptivo a un bastidor de horquilla colectiva 208 acoplado a unos salientes 214 formados en una superficie interior del buje 201 mediante unos sujetadores 212. El bastidor de horquilla colectiva 208 soporta las cargas de vuelo radiales producidas por las palas del rotor 20 que actúan a través de unos cojinetes de empuje 203. Los enlaces 119 acoplan los brazos de paso 210 a la placa basculante 56'.

35 Ilustrativamente, el engranaje planetario 105 tiene una relación de reducción de velocidad de aproximadamente 4:1. El engranaje de piñón en el motor 54 tiene nueve dientes y se acopla al engranaje interno 107 en el buje del rotor 101 que tiene sesenta dientes, por lo que la relación total de reducción de la velocidad del sistema del rotor 3 es de aproximadamente 26,7:1 (es decir, el árbol de salida del motor 54 gira 26,7 veces para cada vuelta del buje del rotor 101). Esta relación de reducción fomenta el uso de motores eléctricos de alta eficiencia que funcionan a altas tensiones y a altas velocidades.

40 Ilustrativamente, el motor 54 es un motor sin escobillas. En algunas aplicaciones, especialmente donde los tiempos de vuelo son cortos y la economía es un factor (por ejemplo, en una munición desechable de corto alcance) se usan varios motores de escobillas de bajo coste (por ejemplo, motores con escobillas de carbono y conmutadores giratorios) en lugar de una motor sin escobillas 54 de alto coste para girar el buje del rotor 101. En tales casos, aunque el sistema del rotor 3 se muestra que tiene un motor 54 para accionar el buje del rotor 101, está dentro del alcance de esta divulgación para incluir varios motores alrededor de la circunferencia del soporte del rotor 100 para accionar el buje del rotor 101 en lugar de uno solamente. También se prevé que el propio eje del rotor 101 puede configurarse con bobinas de alambre y los imanes para actuar como un motor, de modo que no se requieren motores separados para accionar el buje del rotor 101 alrededor del eje común 7.

50 La pala del rotor 20 en la realización mostrada está moldeada por inyección de material plástico de policarbonato y es del tipo descrito en la patente US No. 5.879.131 de Arlton, cuya patente se incorpora aquí por referencia. La pala del rotor 20 está libre para batir al alza y a la baja alrededor de 6 grados sobre el eje de batido 120 antes de que unas lengüetas 121 sobre unos resortes de torsión 111 contacten con el eje de paso 109 y resisten un batido adicional. Esto significa que las palas del rotor 20 se solapan hacia arriba y hacia abajo libremente en vuelo aproximadamente +/- 6 grados y pueden plegarse hacia arriba 90 grados y hacia abajo 90 grados para el almacenamiento o durante un aterrizaje forzoso.

60 En la realización mostrada en los dibujos, el soporte de rotor 100 está moldeado por inyección en una sola pieza a partir de un material termoplástico, tal como policarbonato o nylon. El buje del rotor 101 está moldeado por inyección en una sola pieza a partir de un material termoplástico tal como nylon o acetal. Las palas del rotor 20 están soportadas en vuelo por el buje del rotor 101 (que forma parte de la carcasa del cuerpo exterior de la aeronave 1) en lugar de por árboles coaxiales tradicionales que coinciden con el eje común 7. Esto coloca los cojinetes de soporte del rotor 103, 104 muy cerca de las palas del rotor 20 y libera espacio dentro de la porción del cuerpo central de la aeronave de alas giratorias 1 para otros componentes mecánicos o eléctricos. En un sistema de rotor de paso fijo (que se muestra en los dibujos) las fuerzas de vuelo radiales producidas por las palas giratorias 20 están soportadas

por la horquilla interna 108 que conecta dos palas del rotor 20 y que incluye una abertura interna que rodea y deriva el tubo de núcleo, por lo tanto, no se requieren cojinetes especiales de empuje.

Haciendo referencia ahora a la figura 15, un sistema de rotor coaxial de acuerdo con la divulgación actual comprende dos sistemas del rotor 3, 5 del tubo de núcleo, dos placas basculantes 56' y 57', y un módulo servo 81 acoplado al tubo de núcleo hueco no giratorio en simetría de espejo alrededor módulo servo 81. Aunque se divulga un sistema de rotor coaxial con dos rotores, la aeronave de alas giratorias 1 podría estar equipada con sistemas de rotor adicionales (no mostrados) separados a lo largo de la longitud del tubo de núcleo hueco no giratorio para un empuje o capacidades operativas adicionales.

En la realización ilustrada, la aeronave de alas giratorias 1 tiene un sistema de rotor de paso fijo que requiere sólo dos servos 58, 59 para el control del paso de la aeronave (cíclico proa-popa) y balanceo de la aeronave de control (cíclico derecha-izquierda). Un tercer servo colectivo 98 se puede montar de una manera similar en la sección media 4, por ejemplo, si se desea el control de paso colectivo.

Los sistemas de rotor 3,5 están conectados a unas placas basculantes 56', 57' mediante enlaces de paso 119. Los servos 58, 59 están conectados a placas basculantes 56', 57' mediante unos enlaces 125, 126. En operación, los bujes del rotor 101 giran en direcciones opuestas. Los servos 58, 59 están controlados por sistemas electrónicos de control de vuelo a bordo 55' para inclinar simultáneamente la placa basculante 56' y la placa basculante 57' que luego varían cíclicamente el ángulo de las palas giratorias de las palas del rotor 20 para inclinar la aeronave 1 en una dirección de paso de la aeronave y una dirección de balanceo de la aeronave. En otra realización que tiene paso colectivo (ver la figura 11B), un tercer servo y el enlace tercer de paso (no mostrado) se proporcionan para variar la posición axial de placas basculantes 56', 57' a lo largo del eje común 7 y para variar el paso colectivo de las palas del rotor 20, 22 utilizando la mezcla de paso electrónica colectiva-cíclica (CCPM). El uso de servos colocados para estar entre los sistemas de rotor 3, 5 y acoplando directamente las placas basculantes 56', 57' de control con los enlaces para controlar un sistema de rotor coaxial de esta manera es una característica de la realización.

Una característica ilustrativa de la divulgación es que los motores 54, 61 están colocados para estar en lados opuestos de (por encima y por debajo) rotores con transmisión de potencia entre los rotores realizados a través de cableado eléctrico 45 en lugar de ejes mecánicos, reduciendo así la complejidad mecánica y el peso. En otra realización (no mostrada), los motores 54, 61 están colocados para estar entre los rotores, y los accionamientos servo 58, 59 están colocados para estar en relación separada para colocar los rotores entre los mismos. Como la energía y el control del sistema de rotor es completamente de naturaleza eléctrica, todo el sistema de control de la aeronave de alas giratorias 1 puede ser operada eléctricamente mediante ordenadores digitales y electrónica de estado sólido, sin enlaces mecánicos o amplificación hidráulica. La colocación de dos conjuntos de motores en lados opuestos de los rotores, y en lados opuestos del módulo servo 81 elimina la necesidad de árboles de rotación concéntricos entre los rotores, y coloca los servos 58, 59 para accionar las dos placas basculantes 56', 57' directamente.

Una característica de la presente divulgación es que la aeronave 1 puede volar con tan sólo uno o dos actuadores servos cíclicos (servos 58, 59). En un modo de vuelo de un 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 un solo servo cíclico, la aeronave 1 puede volar como un avión que tiene sólo un timón y el control de elevador. En un modo de vuelo de dos servos, como se ilustra en los dibujos, los servos 58, 59 proporcionan paso de la aeronave de proa/popa y el control de balanceo de la aeronave a derecha/izquierda con un par diferencial de los motores 54, 61, que proporciona el control de guiñada.

En otra realización de la presente divulgación, la potencia a los motores de accionamiento 54, 61 en vuelo se proporciona mediante baterías eléctricas de gran capacidad 130, tal como baterías de litio-polímero o de iones de litio o las pilas de combustible. Haciendo referencia ahora a las figuras 16A y 16B, el módulo de potencia 13 tiene seis baterías de iones de litio recargables 130 dispuestas en un patrón hexagonal alrededor del tubo de núcleo hueco no giratorio y están conectadas en serie para producir alrededor de 21,6 voltios de potencial eléctrico. El soporte de anillo 131 de la batería está formado para incluir una abertura central (anillo) 132 para acomodar el tubo de núcleo hueco no giratorio y una brida 133 para sujetar las baterías 130. El cableado de alimentación 45 (no mostrado) desde el módulo de potencia/batería 13 entra en el tubo de núcleo hueco no giratorio en la abertura 47 (véase la figura 7A), y se dirige a través del tubo de núcleo hueco no giratorio a los controladores de velocidad del motor 53, 60.

Como se muestra mejor en la figura 25A, múltiples módulos de potencia 13, 14 están previstos para una capacidad adicional de energía durante el vuelo y están, de manera ilustrativa, conectados en paralelo para aumentar la corriente eléctrica disponible para los motores 54, 61. El tiempo de vuelo de la aeronave de alas giratorias 1 se puede ajustar mediante el ajuste del número de módulos de potencia 13, 14 llevados en el vuelo.

Unos anillos de bloqueo adicionales (o soportes de anillo sin brazos radiales 135) se proporcionan por encima y por debajo del módulo de potencia 13, 14 para ayudar al acoplamiento de los módulos de potencia 13, 14 al tubo de núcleo hueco no giratorio como se muestra, por ejemplo, en la figura 4. Como los módulos de potencia 13, 14 son

relativamente pesados en comparación con otros componentes de la aeronave 1, los anillos de bloqueo 135 impiden que los módulos de potencia 13, 14 se deslicen a lo largo del tubo de núcleo hueco no giratorio durante un aterrizaje de emergencia de la aeronave de alas giratorias 1. Una característica de la presente divulgación es que las aeronaves de alas giratorias 1 está bien adaptadas para ser fabricadas y montarse en módulos. Los módulos de rotor, ala, control, potencia, refuerzo, electrónica y de carga útil se fabrican por separado y se deslizaron sobre el tubo de núcleo. Los conectores eléctricos para las conexiones que pasan a través de las aberturas 46, 47 en el tubo de núcleo se montan a ras de la superficie del tubo de núcleo para ayudar en el montaje y desmontaje de la aeronave 1 para mantenimiento y reparaciones.

La densidad de energía y la densidad de potencia son consideraciones en el diseño del UAV y se pueden aplicar a una aeronave en su conjunto. Las aeronaves con mayores densidades de energía y de densidad de potencia 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 de potencia disponible 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/línea).

Los combustibles químicos (líquidos) tienden a tener mayores densidades de energía que las baterías eléctricas. Una característica adicional de energía del combustible líquido en comparación con la energía de la batería eléctrica es que el peso de una aeronave con combustible líquido disminuye durante el curso de un vuelo (tanto como el 60%), ya que el combustible se quema. En consecuencia, la densidad de energía de una aeronave 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, cuando vuela. Esto significa que el rendimiento de la aeronave con combustible líquido mejora realmente cerca del final de un vuelo.

En contraste, la densidad de potencia global de una aeronave con motor eléctrico es constante durante todo el vuelo, porque la potencia de salida máxima de las baterías es casi constante y las baterías no pierden peso a medida que se descargan. La densidad de energía también disminuye rápidamente debido a que la energía total disponible disminuye. Para mejorar la densidad de energía y de potencia de la divulgación actual, se proporciona un módulo de refuerzo o de alimentación eléctrico auxiliar 8 que puede ser desechado en vuelo después de que su suministro de energía se agote. Por lo tanto, el módulo de refuerzo 8 comprende módulos de baterías adicionales (no mostrados) montados alrededor del eje común 7 con un mecanismo para retener el módulo de refuerzo 8 a la aeronave de alas giratorias 1.

En otra realización, el módulo de refuerzo 8 incluye un motor de combustión interna (tal como un motor diésel que no se muestra) que acciona un generador eléctrico (no mostrado) para convertir la energía química contenida en un combustible químico en energía eléctrica. En otras realizaciones contempladas por la presente divulgación, un sistema generador turbo-eléctrico (no mostrado) puede ser usado para crear energía eléctrica. Una consideración de un módulo de refuerzo 8 que contiene un generador gas-eléctrico de este tipo es que todo el peso del módulo, el sistema de combustible, y el motor, puede ser desechado al final de una primera fase de vuelo, dejando el relativamente bajo peso de la aeronave de alas giratorias 1 para completar una segunda fase de vuelo.

En la realización ilustrativa, el módulo de refuerzo 8 incluye unas alas plegables 16, 17 para aumentar la elevación en un modo de vuelo horizontal de la aeronave de alas giratorias 1. Como se muestra en la figura 17, el ala 17 se pliega alrededor del eje de plegado 140 para un almacenamiento compacto. Las alas 16, 17 están fijadas alrededor de su posición de "cuarto de cuerda" en los árboles de pivote (no mostrados). Cuando se implementa para el vuelo con los árboles de pivote mantenidos rigidamente perpendiculares al eje común 7 (ver también la figura 2), el ala 16 es libre de pivotar alrededor del eje de paso 143 para encontrar su propio mejor ángulo de ataque. Como las alas 16, 17 son libres de rotar alrededor de sus propios ejes de paso en vuelo, apéndices tales como las alas 16, 17 se refieren a veces como "alas libres". Cabe señalar que las alas 16, 17, al ser alas libres, pueden operar de manera eficiente a través de una amplia gama de velocidades debido a su capacidad para cambiar automáticamente de paso para cumplir con el flujo de aire en dirección contraria. La aplicación de esta ala libre a un UAV de alas giratorias es una característica de la divulgación.

En vuelo horizontal de alta velocidad, el eje común 7 está orientado de forma sustancialmente horizontal con los sistemas de rotor 3,5 juntos actuando como un solo propulsor de rotación contraria para estirar de la aeronave de alas giratorias 1 en una dirección horizontal 18. Las alas 16, 17 ayudan a elevar la sección inferior 6 y el módulo de refuerzo 8, de modo que los sistemas de rotor 3, 5 pueden aplicar más potencia a la propulsión delantera y menos a la elevación vertical.

También hay que señalar que la divulgación actual no requiere superficies de control aerodinámicas (tales como en las alas 16, 17), porque el control cíclico del sistema de rotor 3, 5 proporciona la energía de control para maniobrar dirección de paso 144 de la aeronave (elevación) y en la dirección de guiñada 145 de la aeronave (encabezado) cuando el eje común 7 es sustancialmente horizontal. El control de balanceo de estilo de avión (alrededor del eje común 7) durante un vuelo horizontal a alta velocidad se logra a pesar del diferencial de par/velocidad de los sistemas de rotor 3, 5. Este método de control para el vuelo horizontal de un UAV de alas giratorias es una

característica de la realización ilustrativa.

Haciendo referencia ahora a las figuras 18A y 18B, cuando la energía del módulo de refuerzo 8 se ha agotado, un comando desde el controlador de a bordo 55 de la aeronave de alas giratorias 1 acciona un mecanismo tal como un pestillo (no mostrado) que separa el módulo de refuerzo 8 de la aeronaves de alas giratorias 1 y módulo de refuerzo 8 cae en la dirección 19. La aeronave de alas giratorias 1, entonces, en un modo de vuelo, asume una orientación más vertical y vuela como un helicóptero.

En otra realización, el módulo de refuerzo 8 incluye una carga útil específica de la misión 147, tal como una munición explosiva, sonar de inmersión, hidrófonos, marcador de ID de radio, o una boya sonora. Como se ilustra en la figura 19, tras la separación de la aeronave de alas giratorias 1, el módulo de refuerzo 8 cae dejando un sonar o sistema hidropónico u otro sensor conectado a la aeronave de alas giratorias 1 mediante un hilo o cable de fibra óptica 146, de modo que la aeronave de alas giratorias 1 puede mover la carga útil 147 de un lugar a otro, entregar la carga útil 147 con precisión en una posición deseada, y actuar como un enlace de telemetría entre la carga útil 147 y un receptor remoto (no mostrado). Esto puede ser un método eficaz de, por ejemplo, monitorizar un objetivo o marcar un barco en el mar con un marcador de ID de radio remoto u otro instrumento de marcado.

La figura 22 ilustra un método de entrega de un marcador que comprende, por ejemplo, un sensor, o un dispositivo de marcado, tal como pintura indeleble o un transmisor de radio, a una posición remota, en este caso un barco en un océano abierto 157. La aeronave 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 de la zona (en el marco). Este método de marcación es una característica de la presente divulgación, que permite monitorizar un punto de interés después de que la aeronave 1 haya salido del área local. Alternativamente o en combinación, la aeronave 1 puede retener un sensor cuando sale del área local, que puede, por ejemplo, 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 biológica o radiológica u otro dispositivo (no mostrado). Aunque el lugar 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 a la aeronave 1, tal como un camión, avión, edificio, torre, línea eléctrica, o área abierta de tierra.

Otra realización de la divulgación actual que se muestra en las figuras 20A, 20B y 20C, tiene unas palas de rotor coaxial 148, 149 de plegado de longitud desigual, con las palas superiores 148 teniendo una envergadura mayor que las palas inferiores 149. Esta es una característica dispuesta de modo que durante un aterrizaje forzoso del vehículo, cuando las palas superiores 148 contactan con el suelo 155 antes que las palas inferiores más cortas 149, de modo que las palas superiores 148 se pliegan lejos de, o más rápido que, las palas inferiores 149, reduciendo así la posibilidad de que las palas superiores 148 y las palas inferiores 149 contacten entre sí mientras todavía giran a alta velocidad. Como se muestra en los dibujos, las palas inferiores 149 tienen una envergadura de alrededor de 51 cm a 56 cm (20 a 22 pulgadas).

La capacidad de plegarse para un almacenamiento compacto y para el aterrizaje es otra característica de la divulgación actual. Como se muestra en las figuras 21A y 21B, la aeronave de alas giratorias 1 es lo suficientemente compacta como para caber dentro de un tubo de boya sonora de tamaño A estándar utilizado por la Marina de los Estados Unidos. La estructura de tubo de núcleo único de la divulgación actual no sólo permite que la aeronave de alas giratorias 1 se miniaturice para caber dentro de un tubo de boya sonora, sino que también absorbe las fuerzas del lanzamiento con un dispositivo accionado de carga (CAD) de una aeronave, tal como el avión de vigilancia marítima de la Marina P-3.

En una realización que se sugiere en la figura 21A, un bote de lanzamiento desechable 150 se proporciona para proteger las superficies aerodinámicas de la aeronave de alas giratorias 1, cuando se lanza desde un avión que viaja a 150-250 nudos a una altitud de 10.000 a 20.000 pies. Un paracaídas (no mostrado) unido al bote 150 se ralentiza y estabiliza el descenso del bote 150 que se separa de la aeronave de alas giratorias 1 a una altitud inferior. De manera ilustrativa, la aeronave de alas giratorias 1 se muestra a escala y tiene una longitud de cuerpo 30 de unos 51cm (24 pulgadas), un diámetro superior 31 de unos 5,7cm (2,25 pulgadas), un diámetro del rotor superior 32 de unos 74cm (28 pulgadas) y un diámetro de rotor inferior 33 de unos 61 cm (24 pulgadas) o menos. El módulo de refuerzo 8 tiene una longitud 34 de unos 30cm (12 pulgadas). El primer rotor y el segundo rotor giran a unas 1400 RPM en vuelo estacionario y a unas 2000 RPM o más durante el ascenso vertical y en maniobras de alta velocidad.

Otra realización contemplada por la presente divulgación está adaptada para su uso con munición para evaluar el daño objetivo realizado por la munición. Como se muestra en la figura 23, la aeronave 1 está adaptada para su uso con munición, de manera ilustrativa mostrada en los dibujos como una bomba que cae por gravedad 160. La bomba 160 se deja caer desde una plataforma de lanzamiento, tal como una aeronave. En operación, la bomba que cae por gravedad 160 transporta la aeronave 1 hasta la proximidad de un sitio diana, después de lo cual la aeronave 1 se libera para caer lejos de la bomba 160, mostrado de manera ilustrativa por el uso de un paracaídas auxiliar 162, o expulsado de bomba 160 mediante un dispositivo accionado con una carga explosiva, antes de que la bomba 160 alcance su objetivo. La aeronave 1 a continuación describe órbitas o vuela en el área diana cerca del sitio de impacto para observar el daño de la bomba y transmite vídeo y otra información a un operador remoto (no

mostrado). Este método de evaluación de los daños de la munición es una característica de la divulgación que proporciona evaluaciones inmediatas de daños de combate sin necesidad de que una plataforma de lanzamiento permanezca en la zona de actuación y reduce la necesidad de actuaciones posteriores contra el mismo objetivo y reduce al mínimo el riesgo para los tripulantes humanos.

5 Una característica de la divulgación es el tubo de núcleo hueco no giratorio o columna central estructural de viga cruciforme que puede, en algunas realizaciones, doblarse como un conducto para cableado y fontanería. Un método o sistema de montaje de los componentes mecánicos y eléctricos para el núcleo o columna central se describe para promover la facilidad de montaje de una variedad de vehículos aéreos no tripulados de un equipo de módulos básicos.

10 Otra característica es que cada uno de los rotores del sistema coaxial de la divulgación actual es accionado por uno o más motores eléctricos separados, y los motores están colocados para estar en lados opuestos de los rotores, con transmisión de potencia hacia y entre los motores realizándose a través cableado eléctrico (que pasa a través del núcleo hueco) en lugar de ejes mecánicos, embragues y engranajes. Los conjuntos de rotor compactos soportan los rotores para rotación sin la necesidad de ejes de rotación tradicionales coaxiales.

15 Aún otra característica es que se proporcionan un sistema de control de placa basculante y uno o más motores eléctricos para cada rotor y se colocan para estar 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 montar rápida y fácilmente los sistemas de rotores al núcleo hueco. Múltiples módulos de rotor y placas basculantes están controlados por un único grupo de servos alojados en un módulo.

20 Una característica adicional es que las palas del rotor plegables 148, 149 son de longitud desigual. En la presente divulgación con rotores de rotación contraria, las palas plegables 148, 149 de longitud desigual reducen la probabilidad de que las palas contacten entre sí cuando se pliegan a alta velocidad durante un aterrizaje forzoso.

25 Otra característica de la divulgación es un método de mejora de la densidad de energía y de potencia en vehículos aéreos no tripulados, que pueden incluir un módulo de refuerzo 8 que es separable del vehículo principal en vuelo. Un módulo de refuerzo 8 se proporciona para operar el UAV durante una primera fase de vuelo. Al final de la primera fase de vuelo, el módulo de refuerzo se aleja, reduciendo así el peso del UAV para una operación continua en una segunda fase de vuelo. En UAVs de accionamiento eléctrico, el módulo de alimentación puede comprender un paquete de baterías con o sin una superficie auxiliar de elevación que se descarta en vuelo después de que la energía de la batería se agote, o cargas útiles específicas para una misión particular.

30

35

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave de alas giratorias (1) que comprende
- 5 Un fuselaje que forma una columna estructural no giratoria (40) que se extiende a lo largo de un eje de rotación (7),
un primer sistema de rotor (3) acoplado a la columna estructural no giratoria (40), incluyendo el primer sistema de
rotor (3) unas primeras palas del rotor (20) soportadas por un primer árbol de rotor para su rotación alrededor del eje
de rotación (7),
- 10 un primer motor (54) acoplado a la columna estructural no giratoria (40), y
un primer controlador de paso de las palas (56) acoplado a la columna estructural no giratoria (40),
- 15 **caracterizada porque** la aeronave de alas giratorias comprende además
un segundo sistema de rotor (5) acoplado a la columna estructural no giratoria (40), incluyendo el segundo sistema
de rotor (5) unas segundas palas de rotor (22) soportadas por un segundo árbol de rotor para su rotación alrededor
del eje de rotación (7), un segundo motor (61) acoplado a la columna estructural no giratoria (40) y un segundo
20 controlador de paso de las palas (57) acoplado a la columna estructural no giratoria (40),
en el que el primer árbol del rotor y el segundo árbol del rotor están colocados para estar en una relación axialmente
separada entre sí a lo largo del eje de rotación (7), y
- 25 en el que al menos uno del primer controlador de paso de las palas (56) y el segundo controlador de paso de las
palas (57) incluye un control de paso cíclico de las palas del rotor (20, 22).
2. La aeronave de alas giratorias de la reivindicación 1, en la que las primeras palas del rotor (20) están colocadas
para situarse en relación separada de las segundas palas del rotor (22) y el primer motor (54) y el segundo motor
30 (61) están colocados para situarse en relación separada entre sí para colocar las primeras y segundas palas del
rotor (20, 22) entre los mismos.
3. La aeronave de alas giratorias de la reivindicación 2, que comprende además un primer módulo (2) y un segundo
módulo (15), en el que el primer sistema de rotor (3) está colocado para situarse en relación separada con el
segundo sistema de rotor (5) y el primer módulo (2) y el segundo módulo (15) están colocados para estar en relación
35 separada entre sí para colocar el primer y segundo sistemas de rotor (3, 5) entre los mismos.
4. La aeronave de alas giratorias de la reivindicación 2 ó 3, en la que el primer controlador de paso de las palas (56)
y el segundo controlador de paso de las palas (57) comprenden medios de placas basculantes y medios servo (58,
40 59), y están colocados para situarse adyacentes entre sí en relación separada entre las primeras y segundas palas
del rotor (20, 22).
5. La aeronave de alas giratorias de la reivindicación 1, en la que las primeras palas del rotor (20) están colocadas
para situarse en relación separada con las segundas palas del rotor (22) y el primer controlador de paso de las palas
45 (56) y el segundo controlador de paso de las palas (57) están colocados para situarse en relación separada entre sí
para colocar las primeras y segundas palas del rotor (20, 22) entre los mismos.
6. La aeronave de alas giratorias de la reivindicación 1 ó 5, en la que el primer motor (54) está colocado para estar
situado en relación separada con el segundo motor (61) y las primeras y segundas palas del rotor (20, 22) están
50 colocadas para estar en relación separada entre sí para colocar el primer y segundo motores (54, 61) entre los
mismos.
7. La aeronave de alas giratorias de la reivindicación 6, que comprende además unos actuadores servo (58, 59) y
unos enlaces (125, 126), en el que el primer controlador de paso de las palas (56) y el segundo controlador de paso
55 de las palas (57) comparten un conjunto común de los actuadores servo (58, 59) y de los enlaces (125, 126) y el
primer y segundo controladores de paso están colocados para estar en relación separada entre sí entre las primeras
palas del rotor (20) y las segundas palas del rotor (22).
8. La aeronave de alas giratorias de la reivindicación 6, que comprende además un primer módulo (2) y un segundo
módulo (15), en el que el primer sistema de rotor (3) está colocado para situarse en relación separada con el
segundo sistema de rotor (5) y el primer módulo (2) y el segundo módulo (15) están colocados para estar en relación
60 separada entre sí para colocar el primer y segundo sistemas de rotor (3, 5) entre los mismos.
9. La aeronave de alas giratorias de la reivindicación 6, que comprende además un módulo de potencia (13)
65 acoplado a la columna estructural no giratoria (40), en el que las primeras palas del rotor (20) están soportadas para
su rotación alrededor del eje de rotación (7) en un primero plano de rotación del rotor, uno del primer motor (54), el

segundo motor (61) y los actuadores servo (58, 59) está colocado para situarse en un primer lado del primer plano de rotación del rotor, el módulo de potencia (13) está colocado para situarse en un segundo lado del primer plano de rotación del rotor, y la energía del módulo de potencia (13) se conduce por medio de cableado eléctrico (45) a uno del primer motor (54), el segundo motor (61) y los actuadores servo (58, 59) a través de la columna estructural no giratoria (40).

5
10

10. La aeronave de alas giratorias de la reivindicación 6, en la que las primeras palas del rotor (20) están colocadas para situarse en relación separada con las segundas palas del rotor (22) y el primer controlador de paso de las palas (56) y el segundo controlador de paso de las palas (57) están colocados para situarse en relación separada entre sí para localizar las primeras y las segundas palas del rotor (20, 22) entre los mismos.

15

11. La aeronave de alas giratorias de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que cada motor (54, 61) está colocado para situarse en relación separada con su controlador de paso (56, 57) asociado para localizar sus palas del rotor (20, 22) asociadas entre los mismos.

12. La aeronave de alas giratorias de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que incluye además electrónica de control (55, 55'), y señales de control se conducen entre la electrónica de control (55, 55') y los actuadores servo (58, 59) a través de un conducto electrónico (174) que se extiende dentro de la columna estructural no giratoria (40).

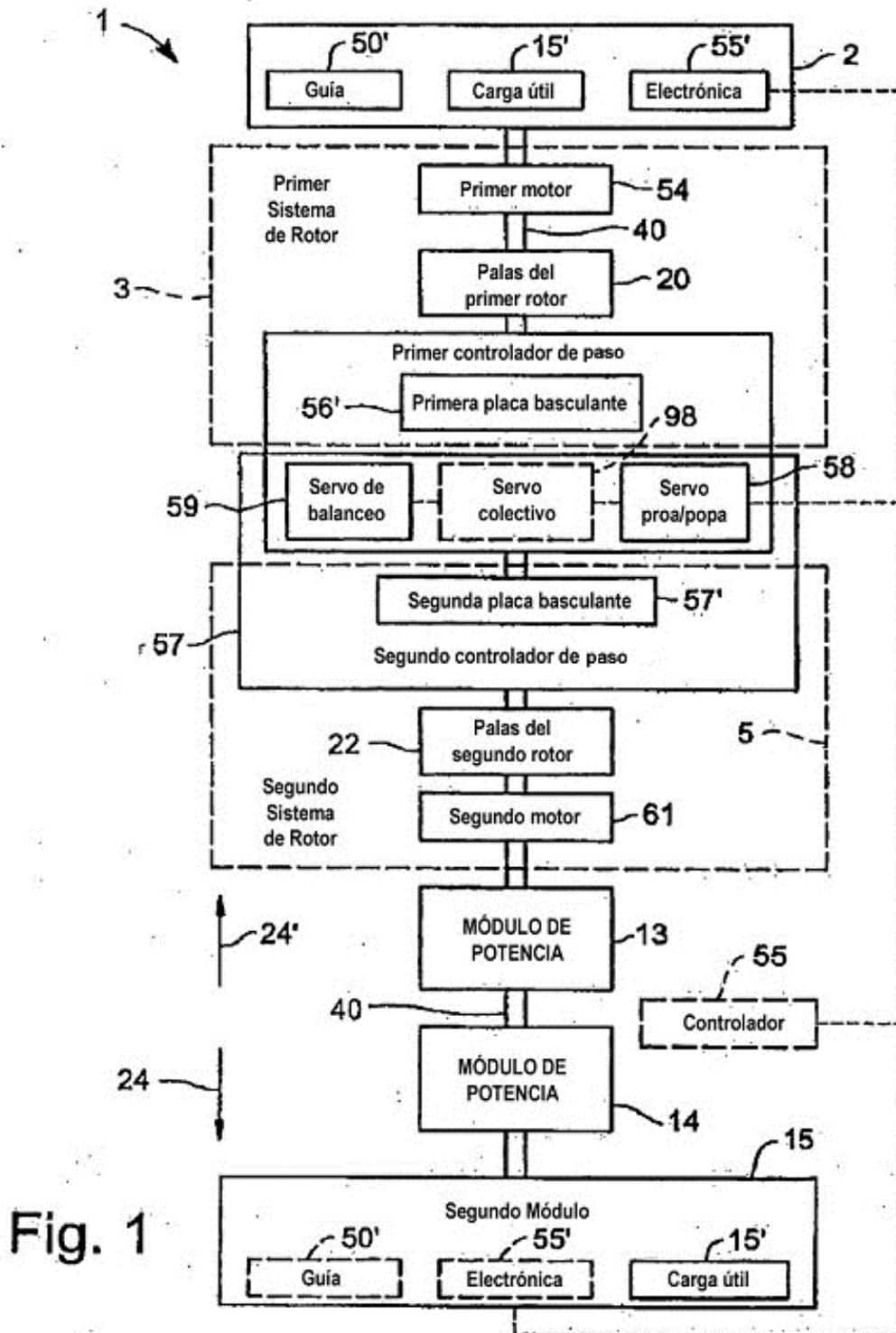
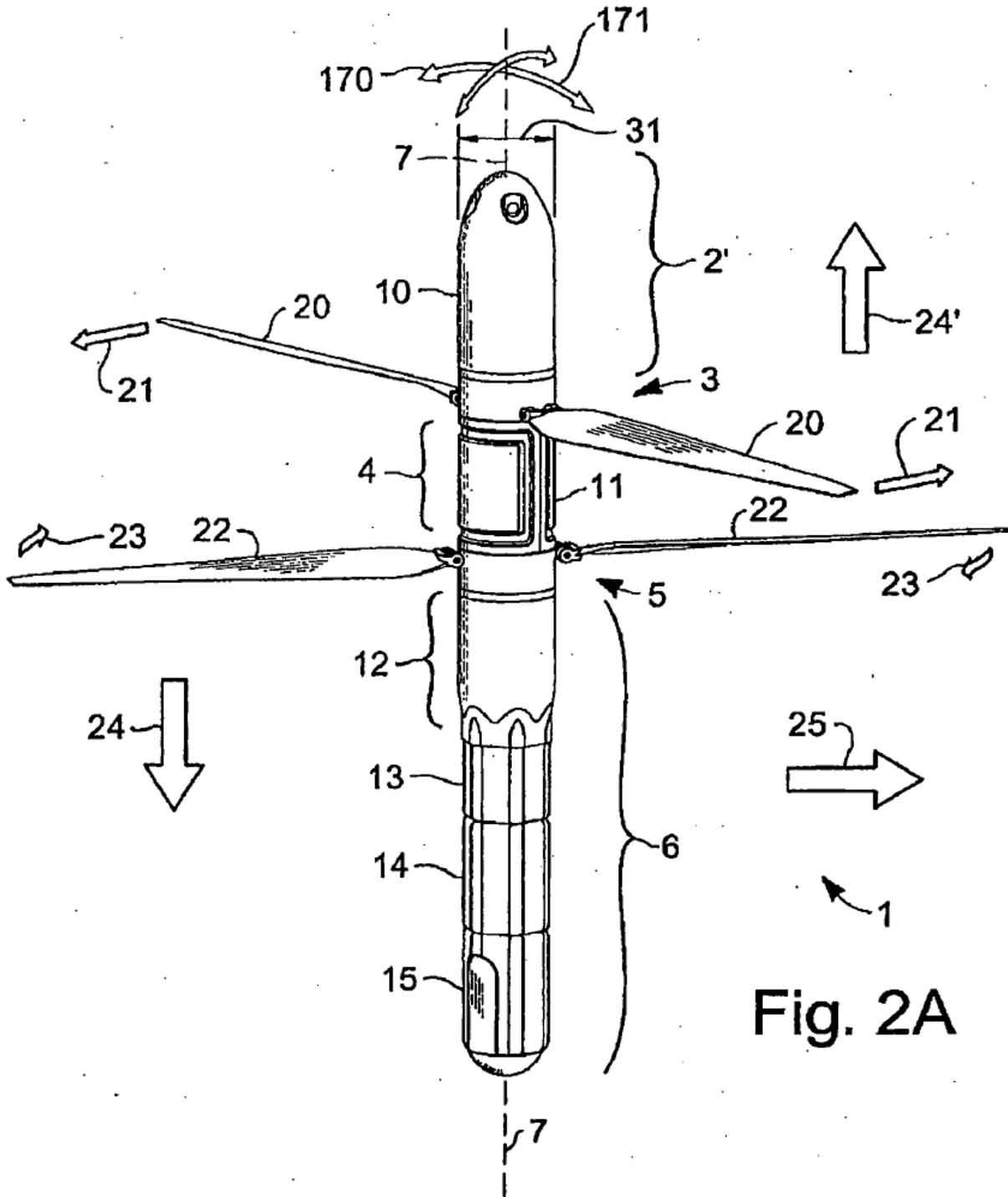
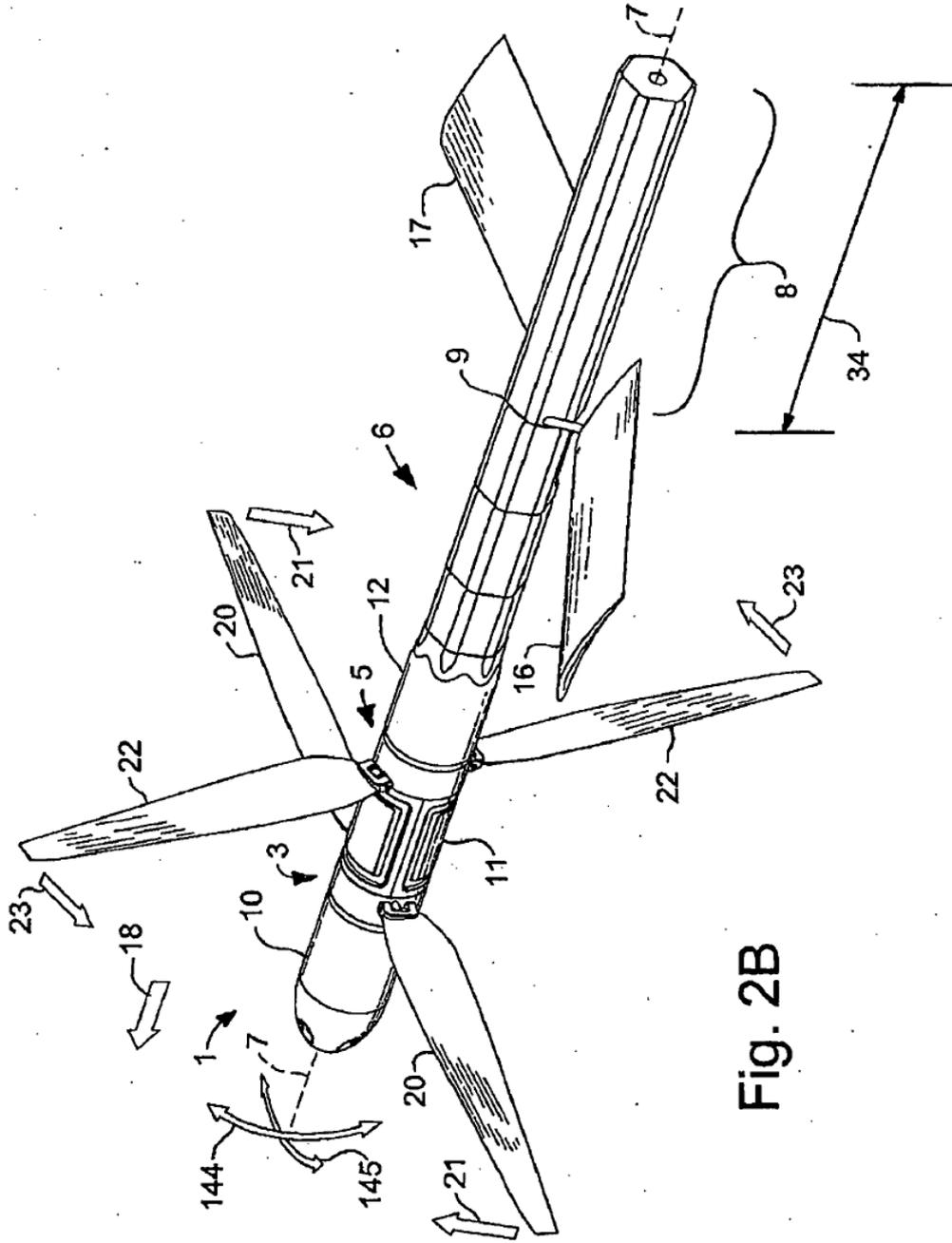


Fig. 1





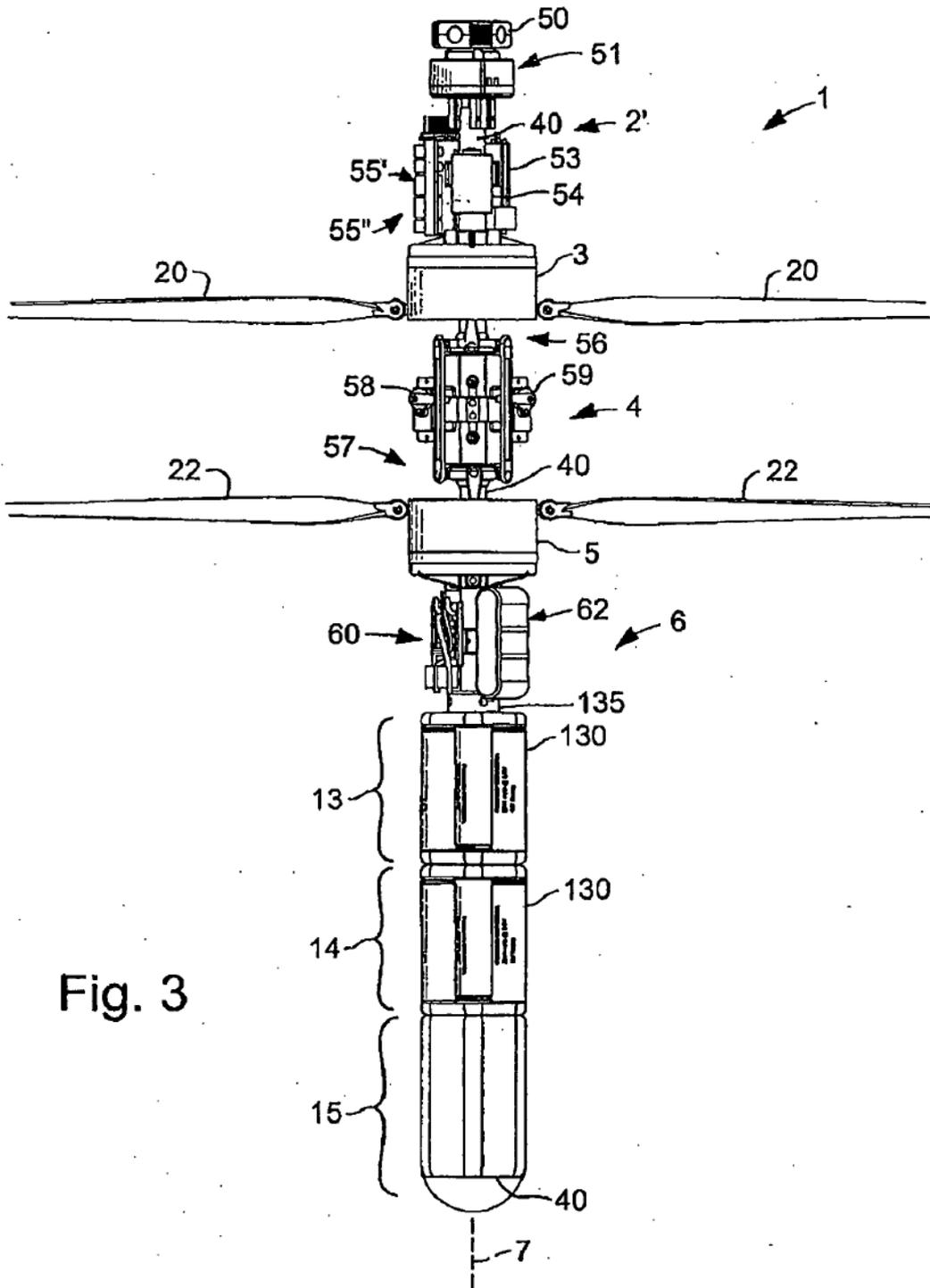


Fig. 3

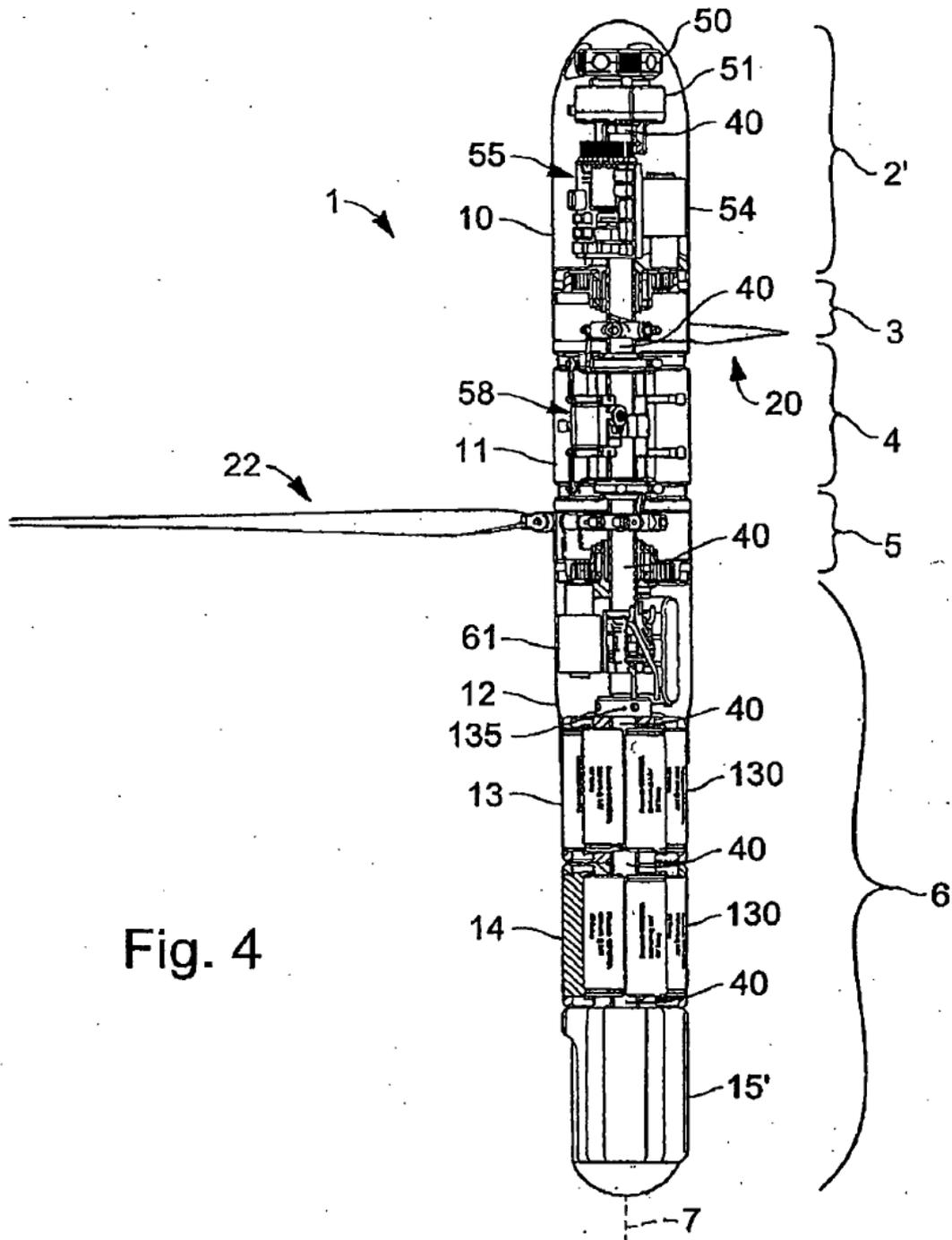


Fig. 4

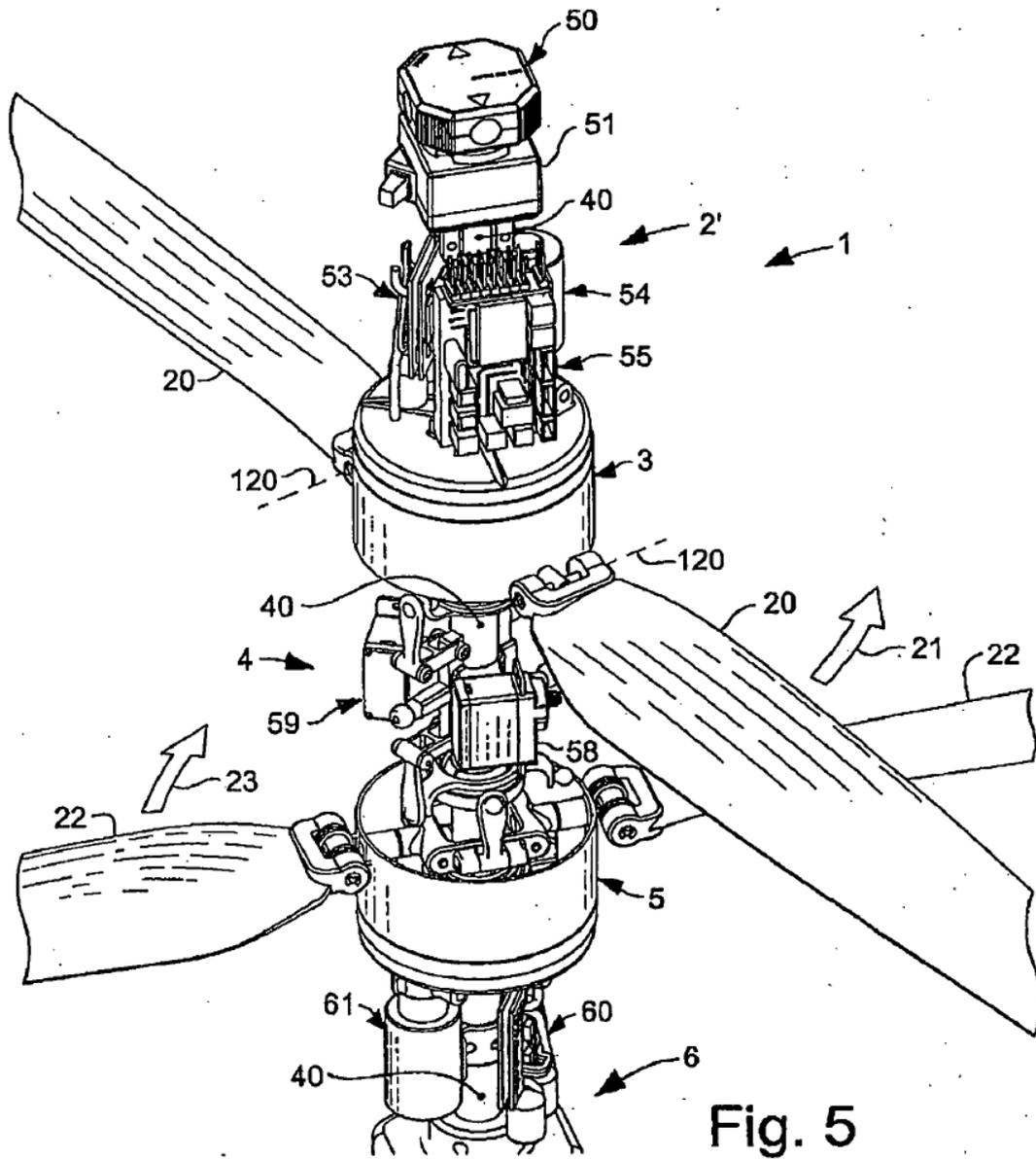


Fig. 5

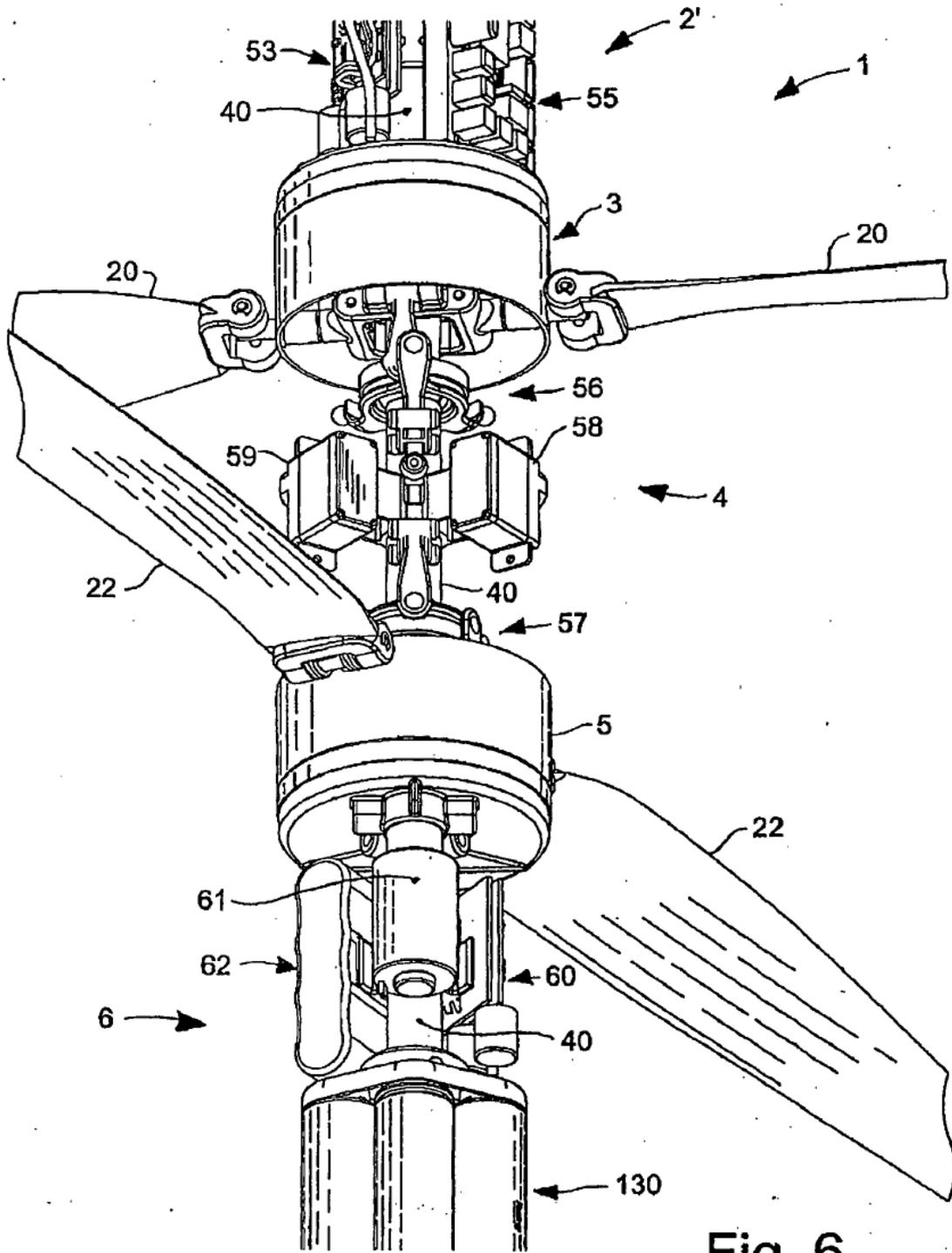


Fig. 6

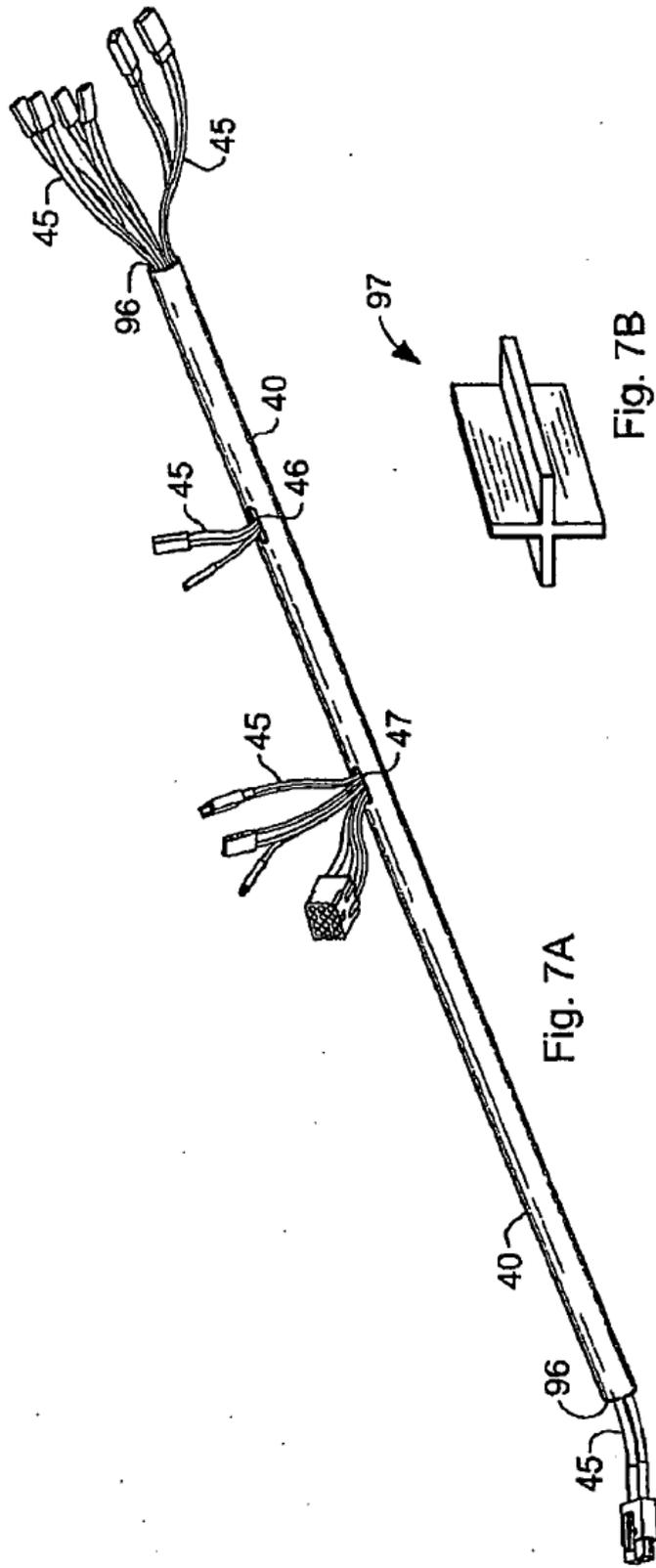


Fig. 7A

Fig. 7B

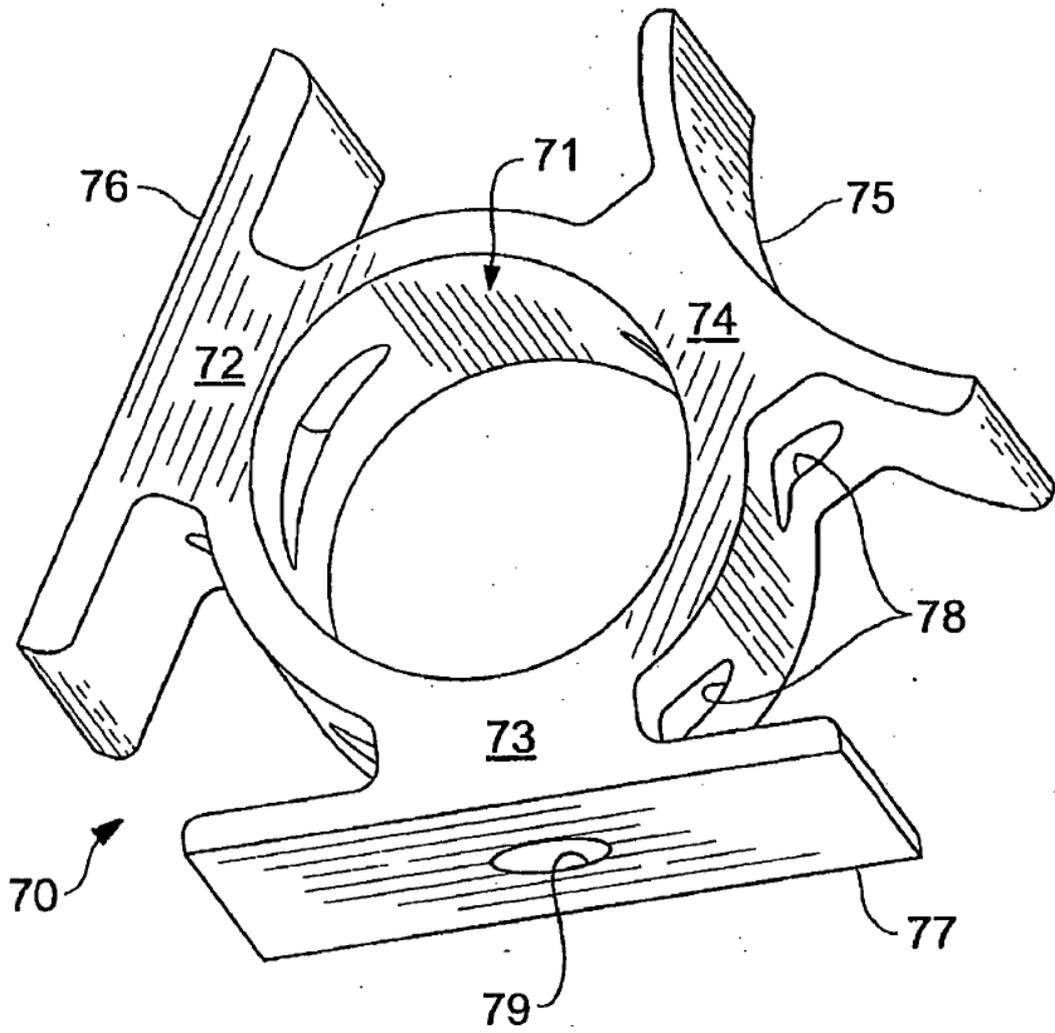


Fig. 8

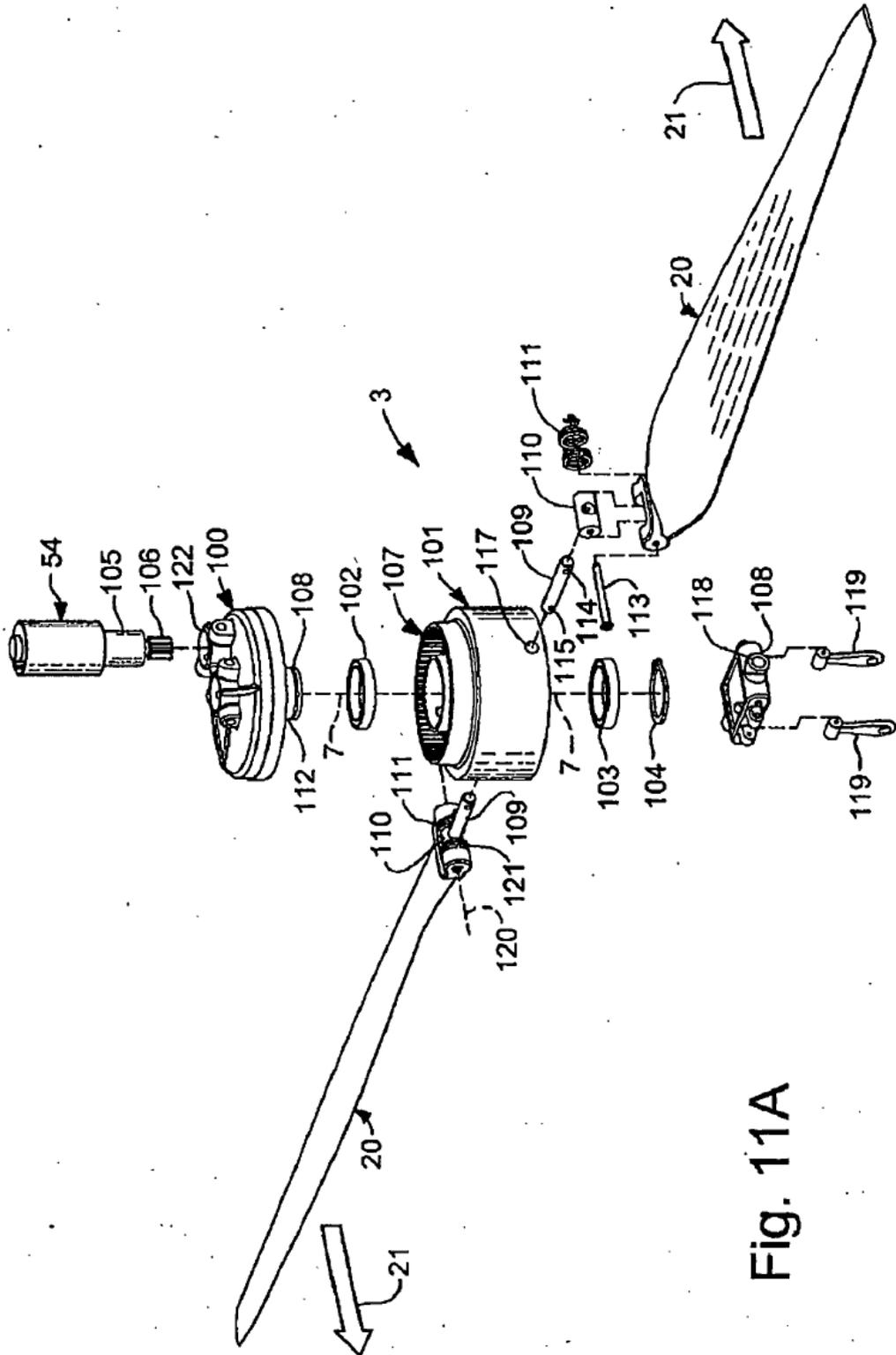


Fig. 11A

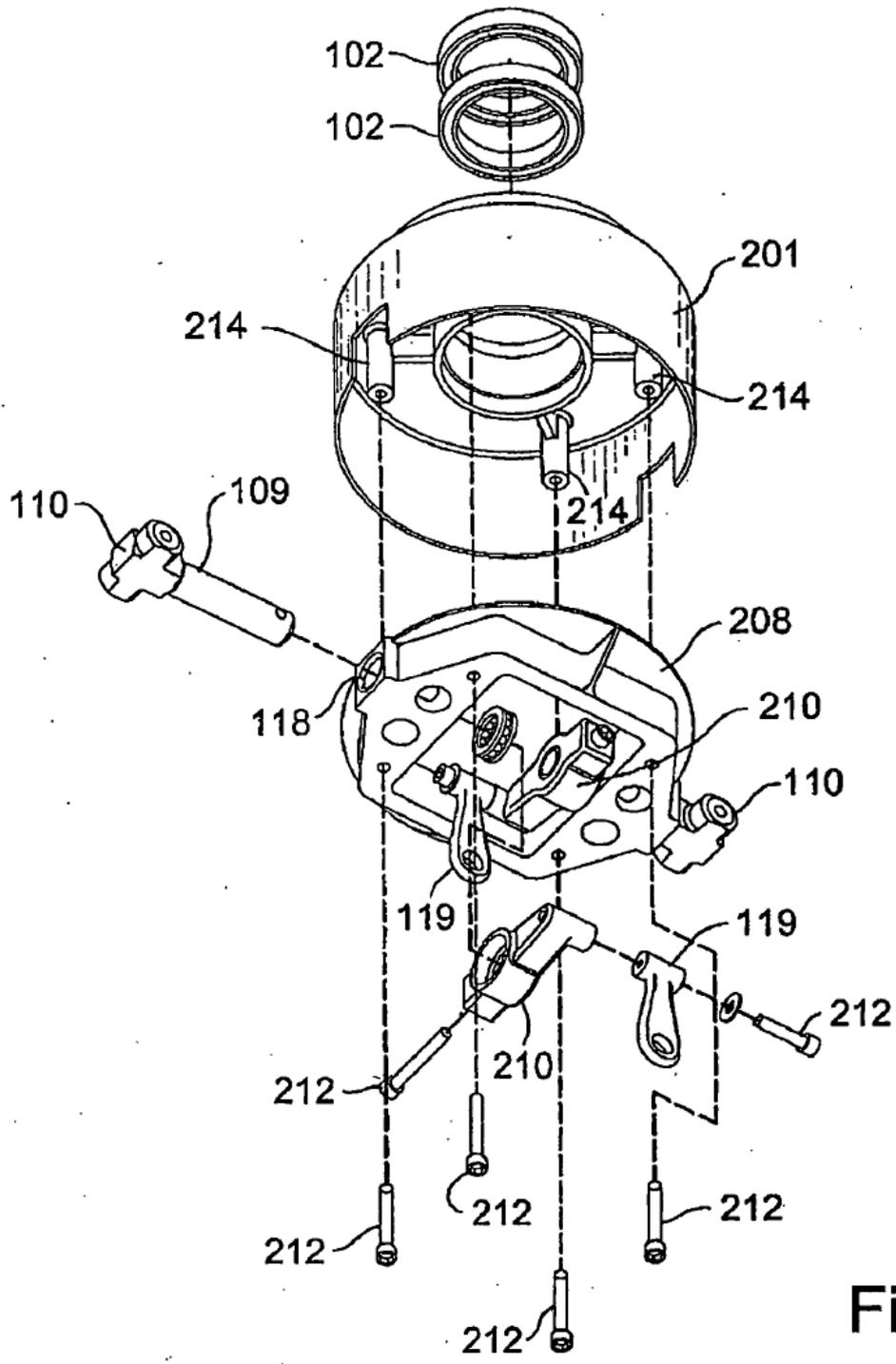


Fig. 11B

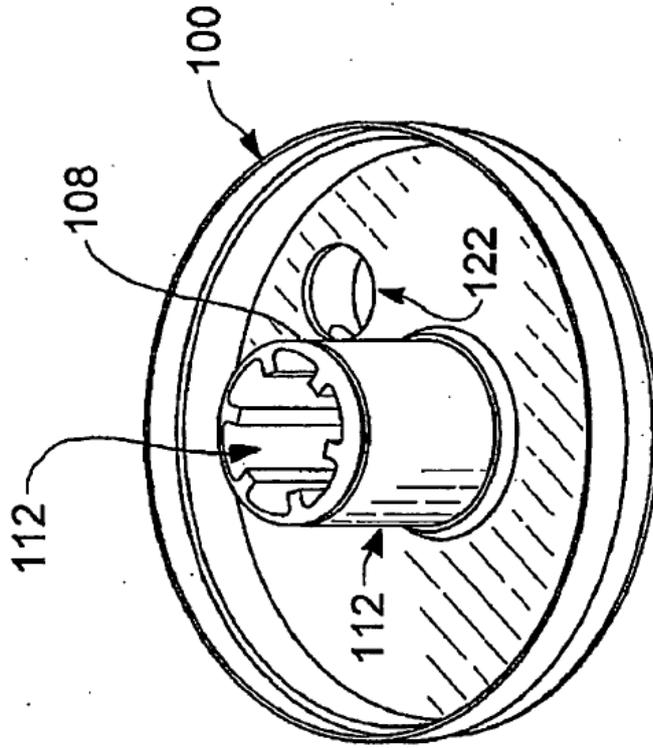


Fig. 12A

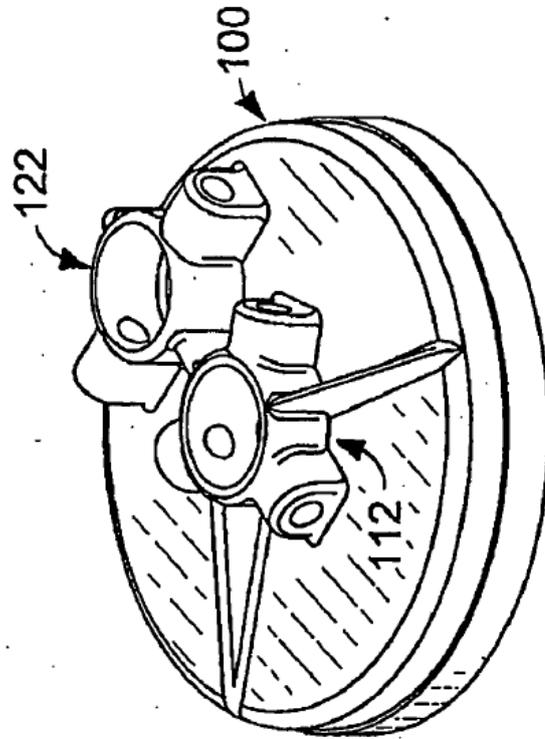


Fig. 12B

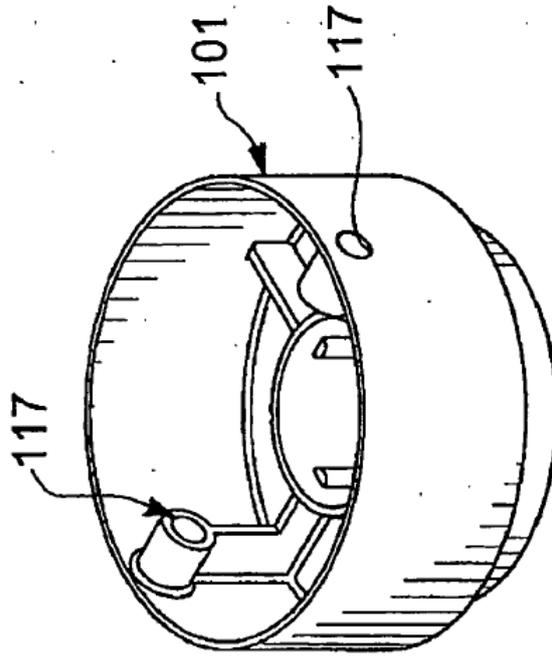


Fig. 13B

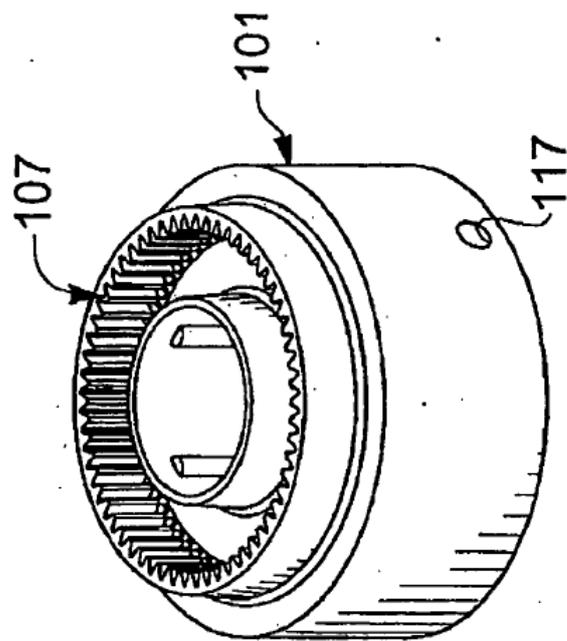


Fig. 13A

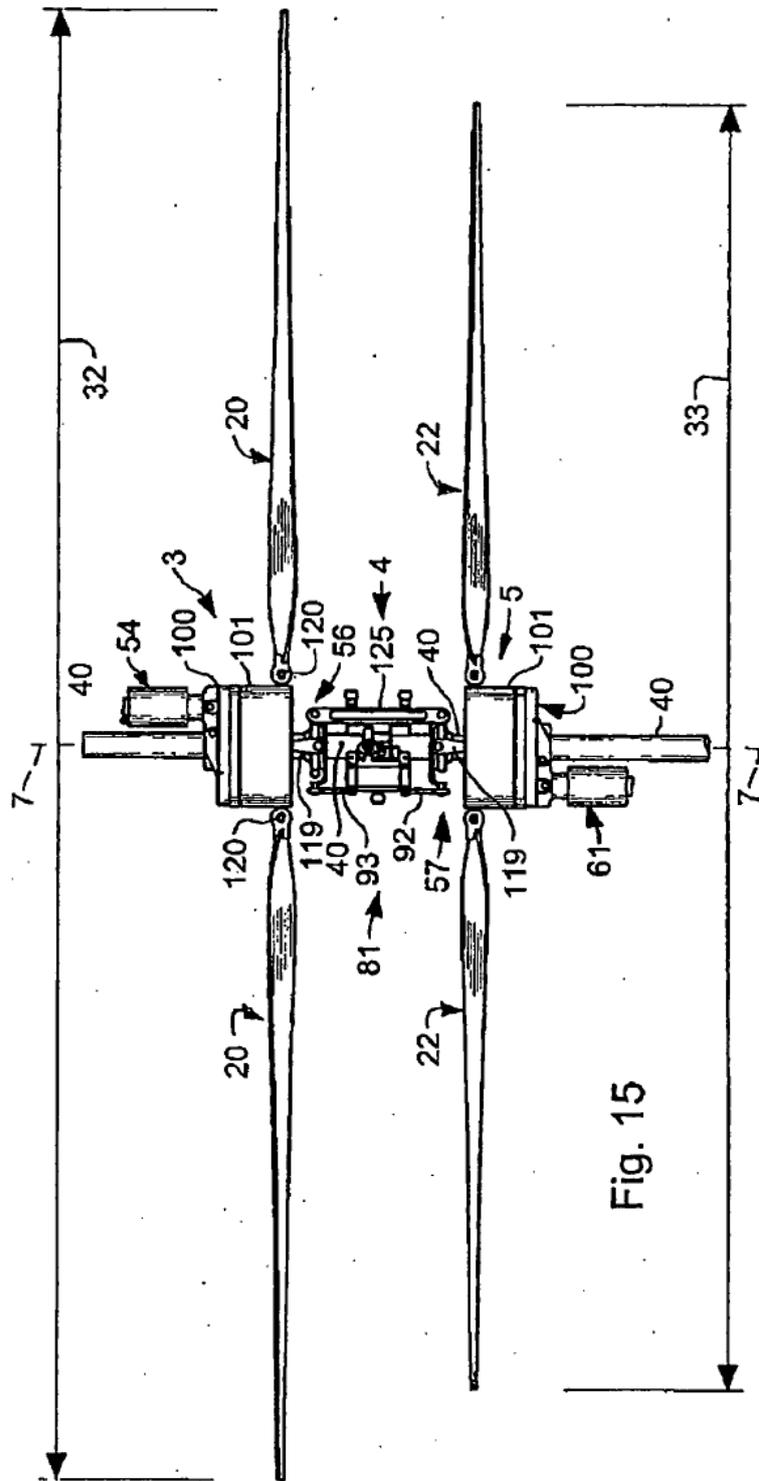


Fig. 15

Fig. 16A

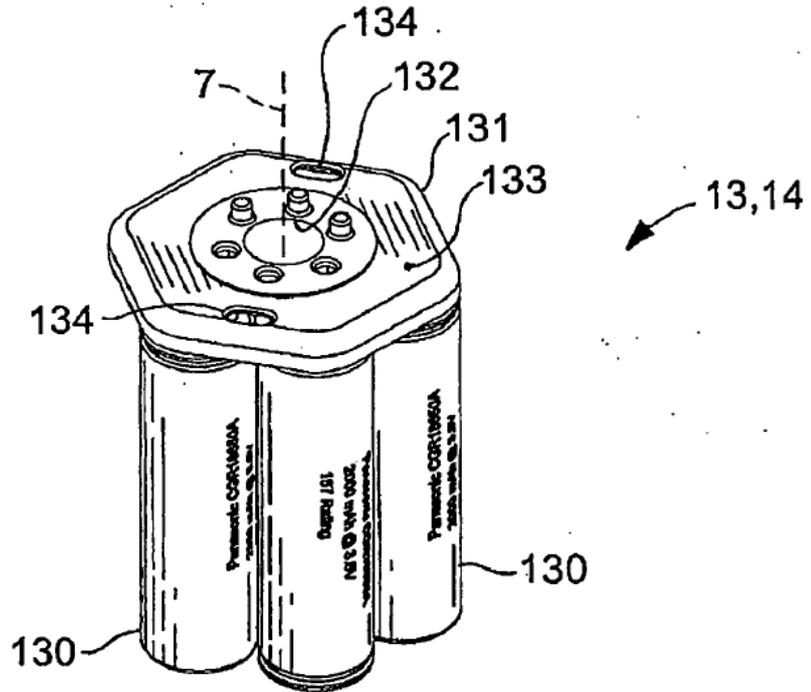
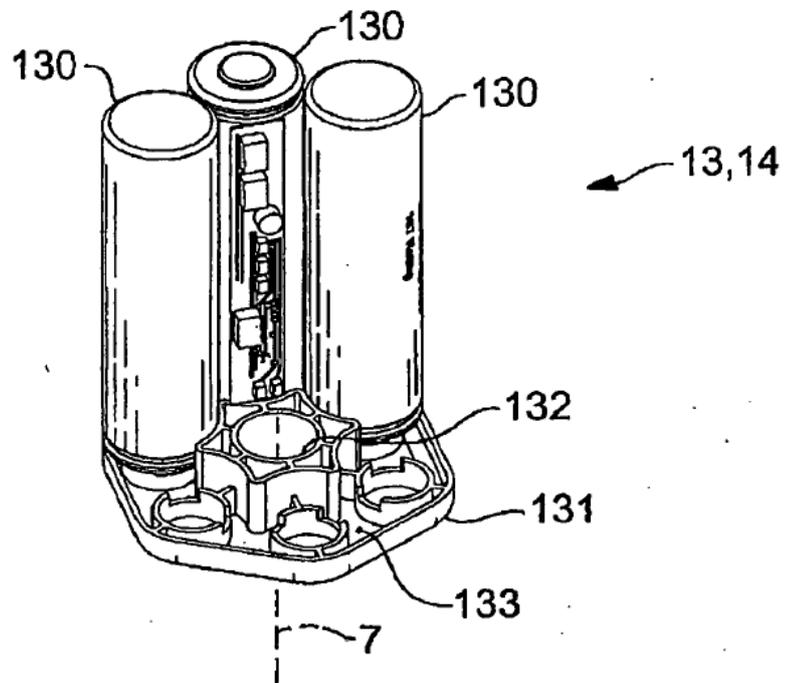


Fig. 16B



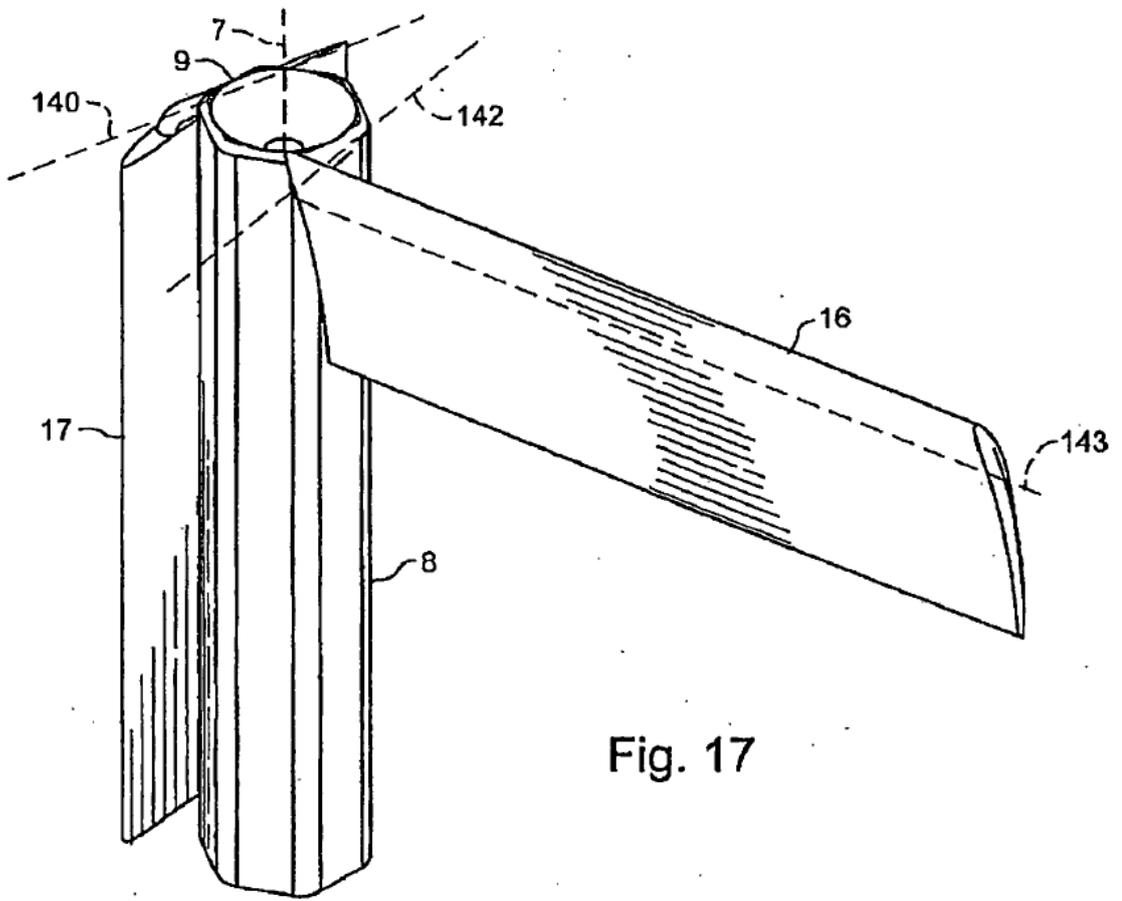


Fig. 17

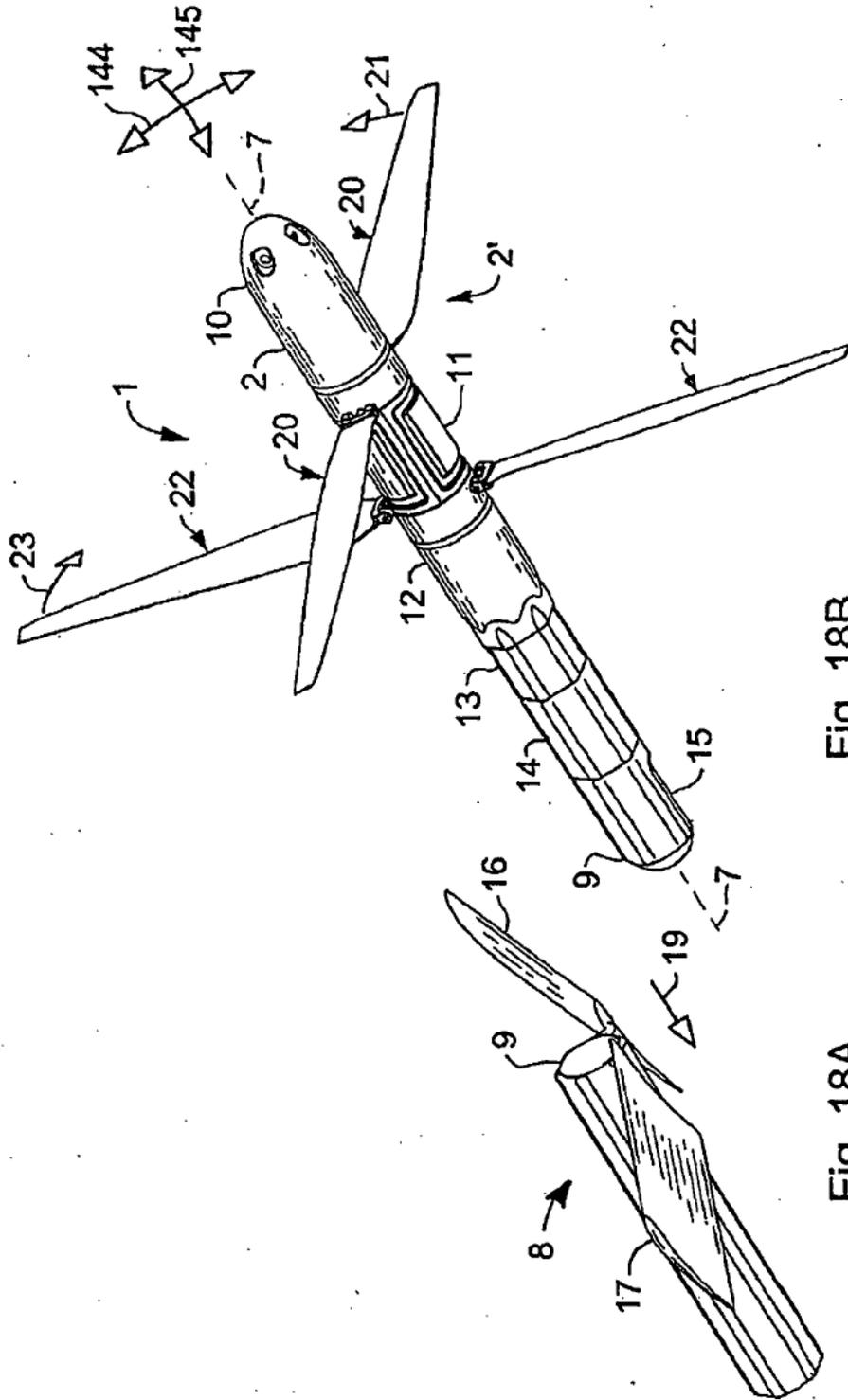


Fig. 18B

Fig. 18A

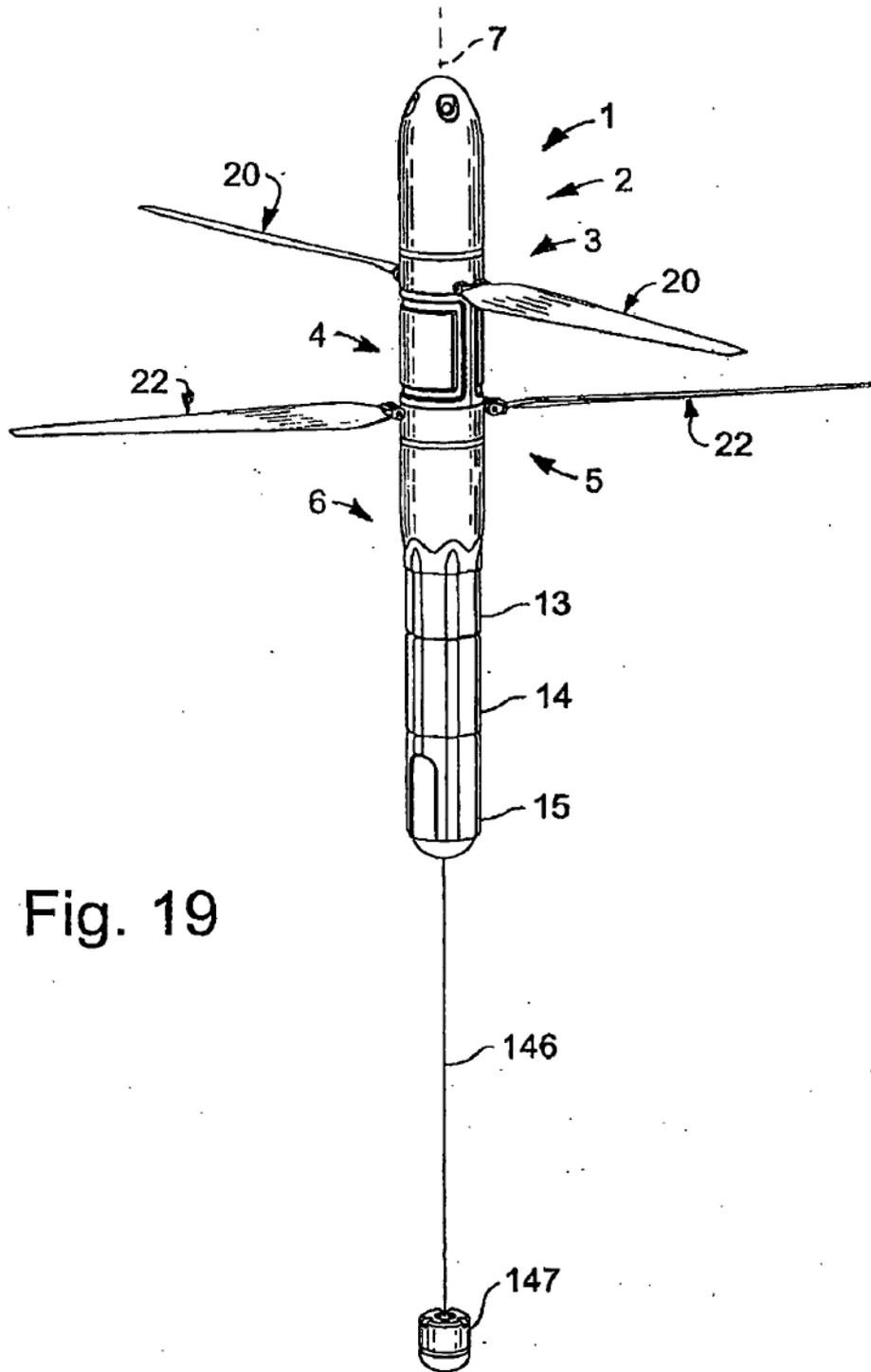
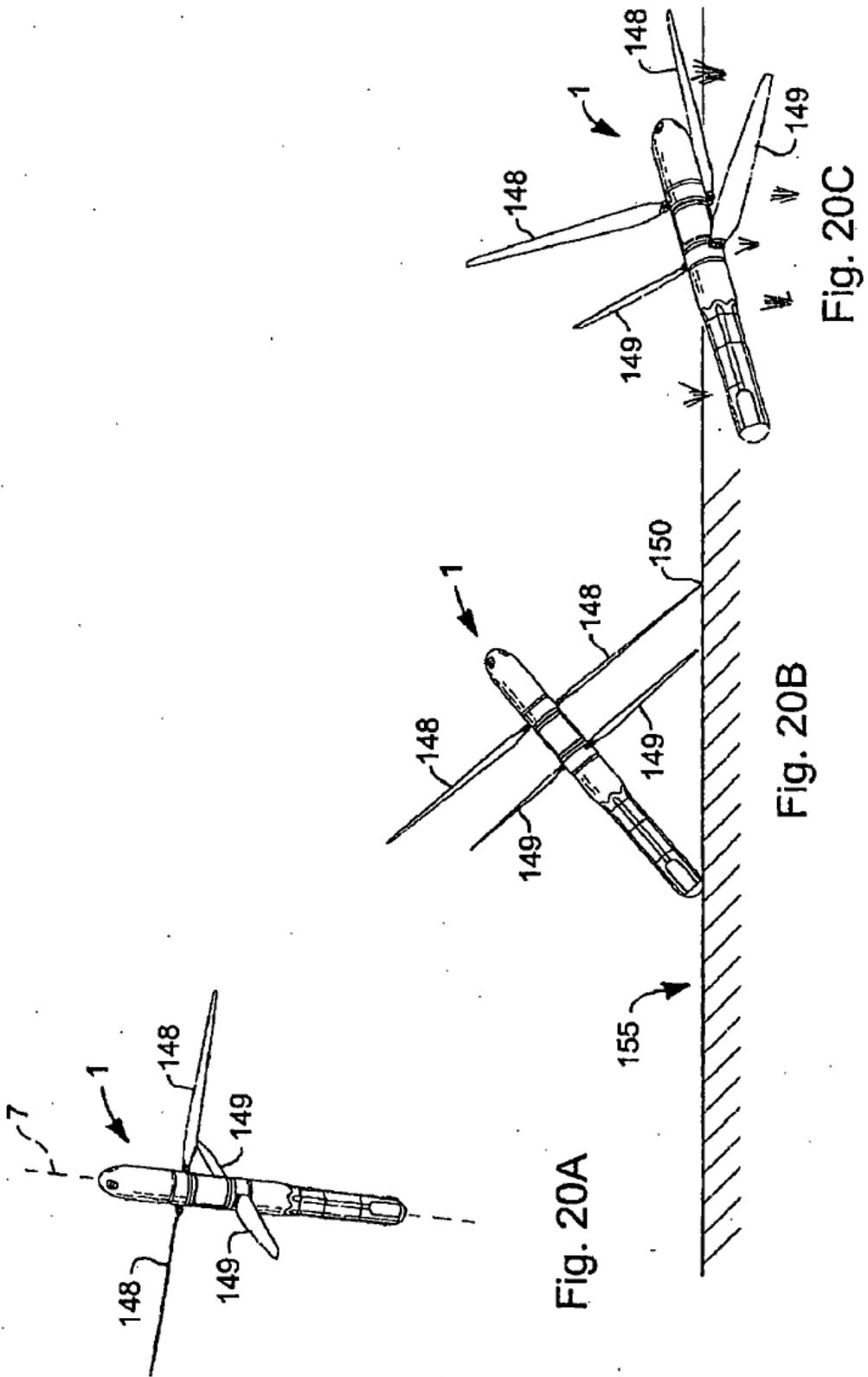


Fig. 19



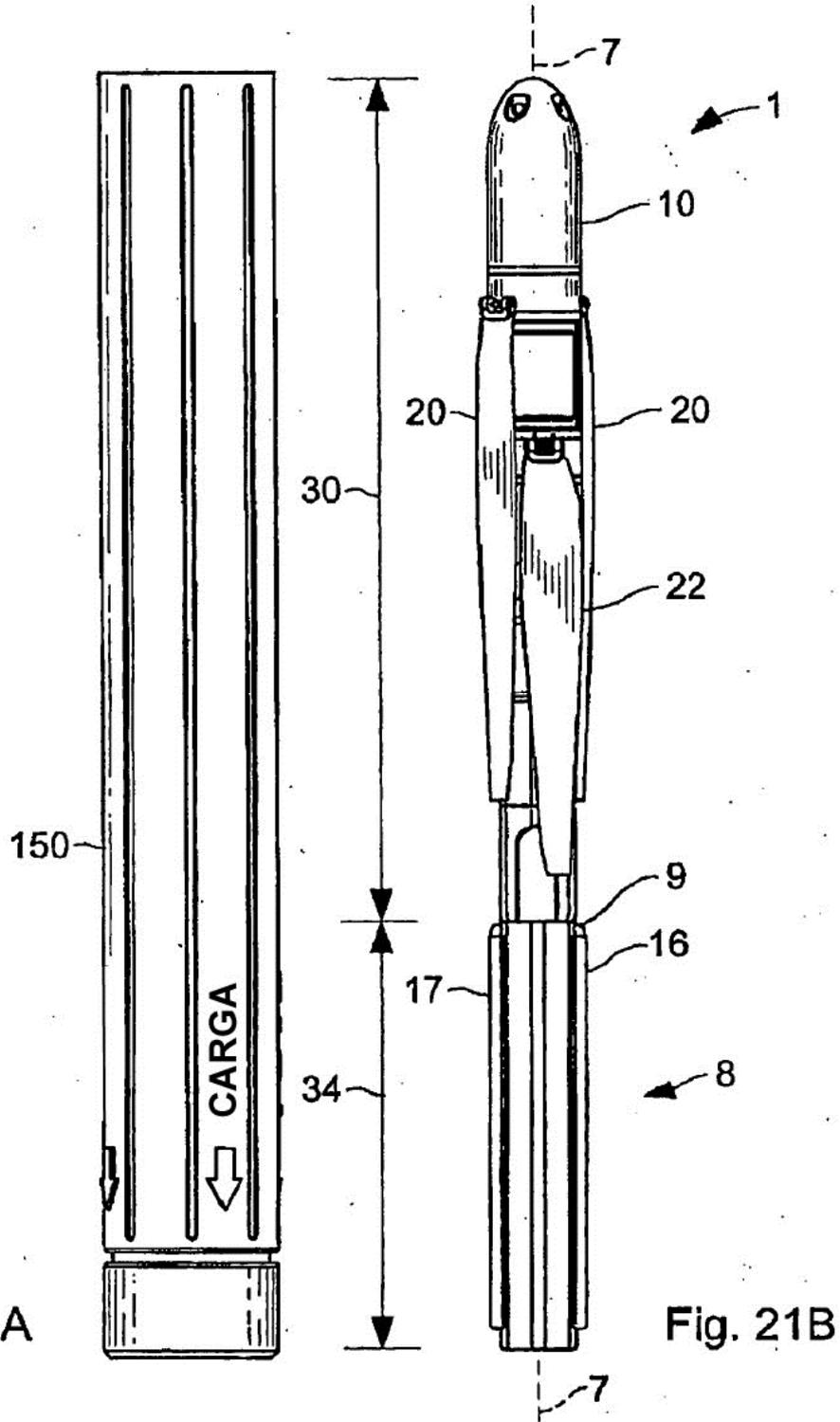


Fig. 21A

Fig. 21B

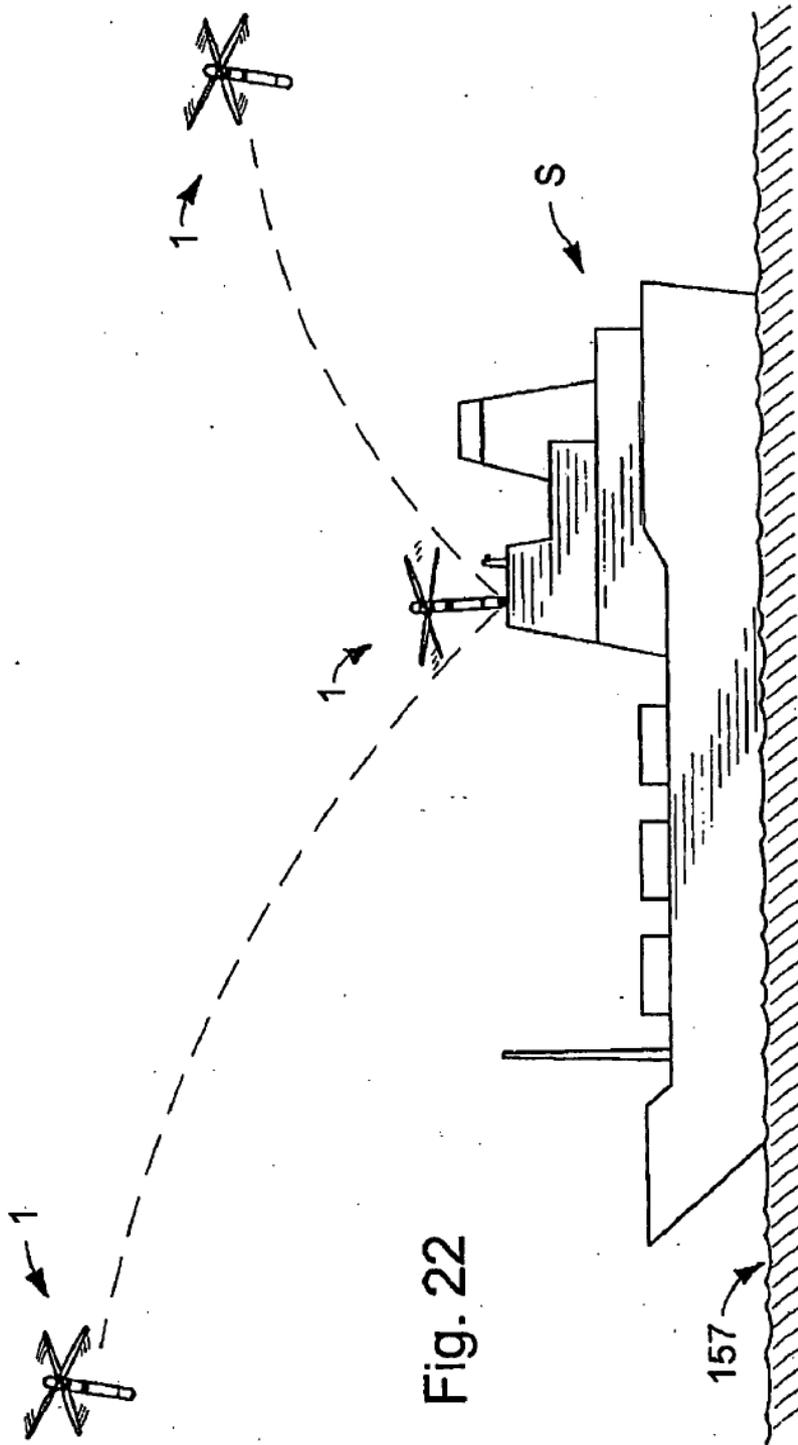


Fig. 22

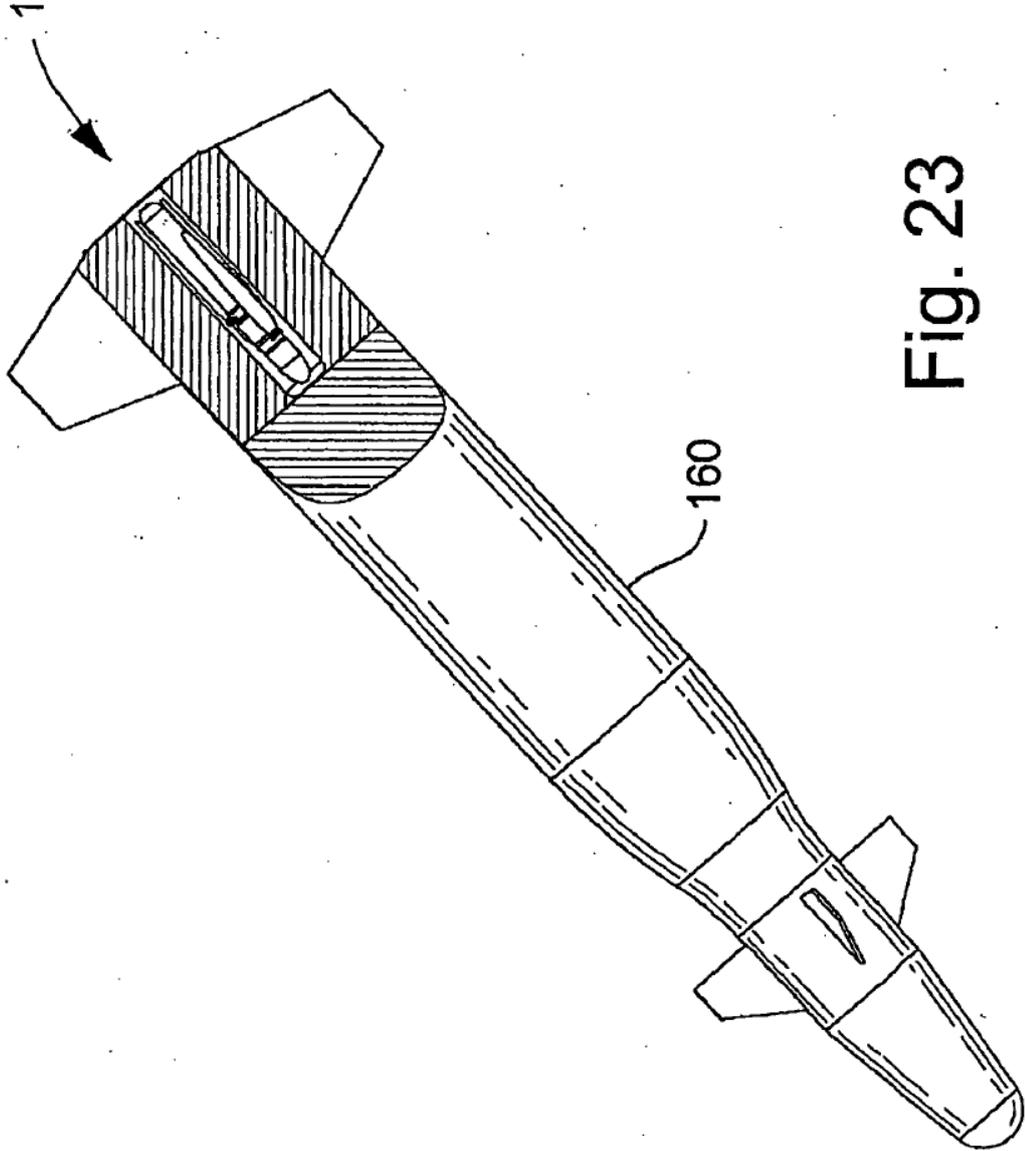


Fig. 23

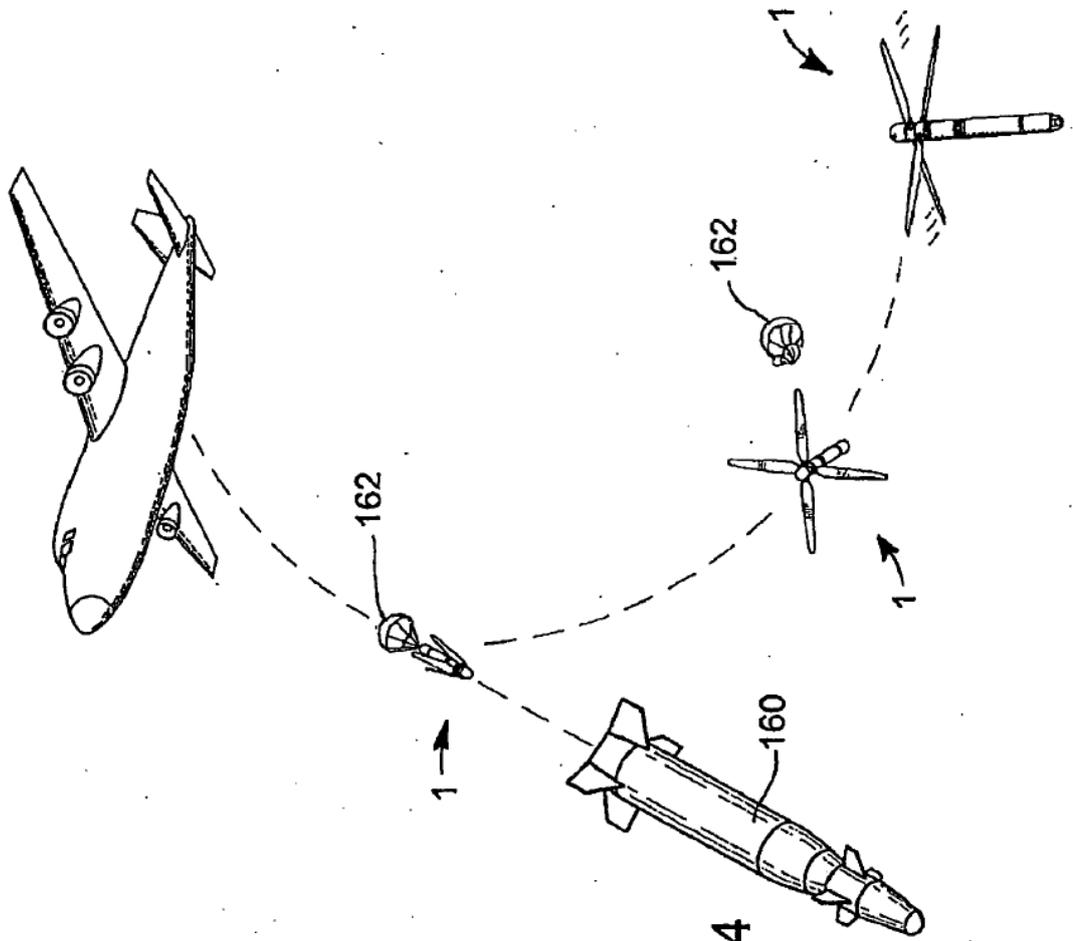


Fig. 24

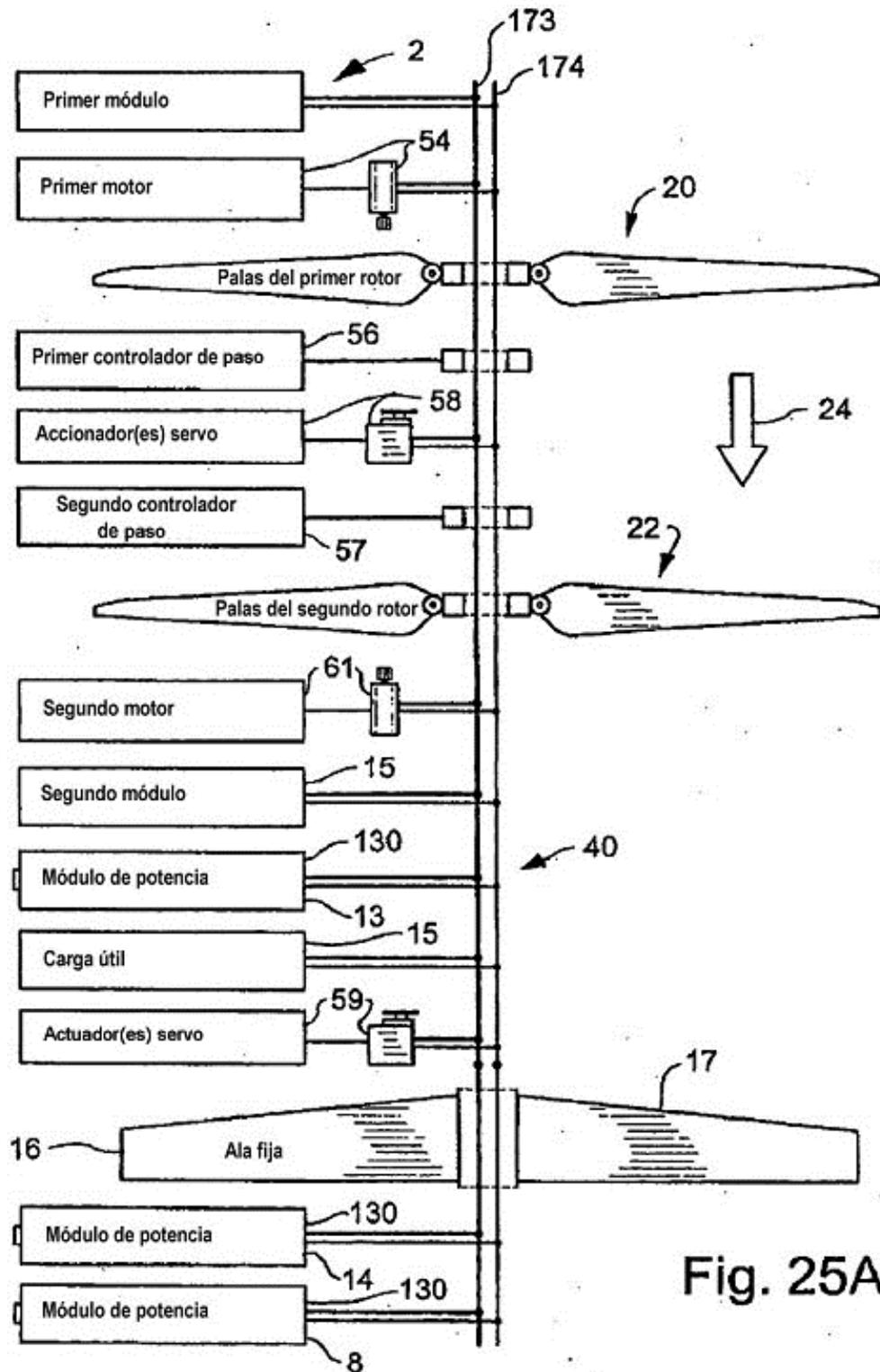


Fig. 25A

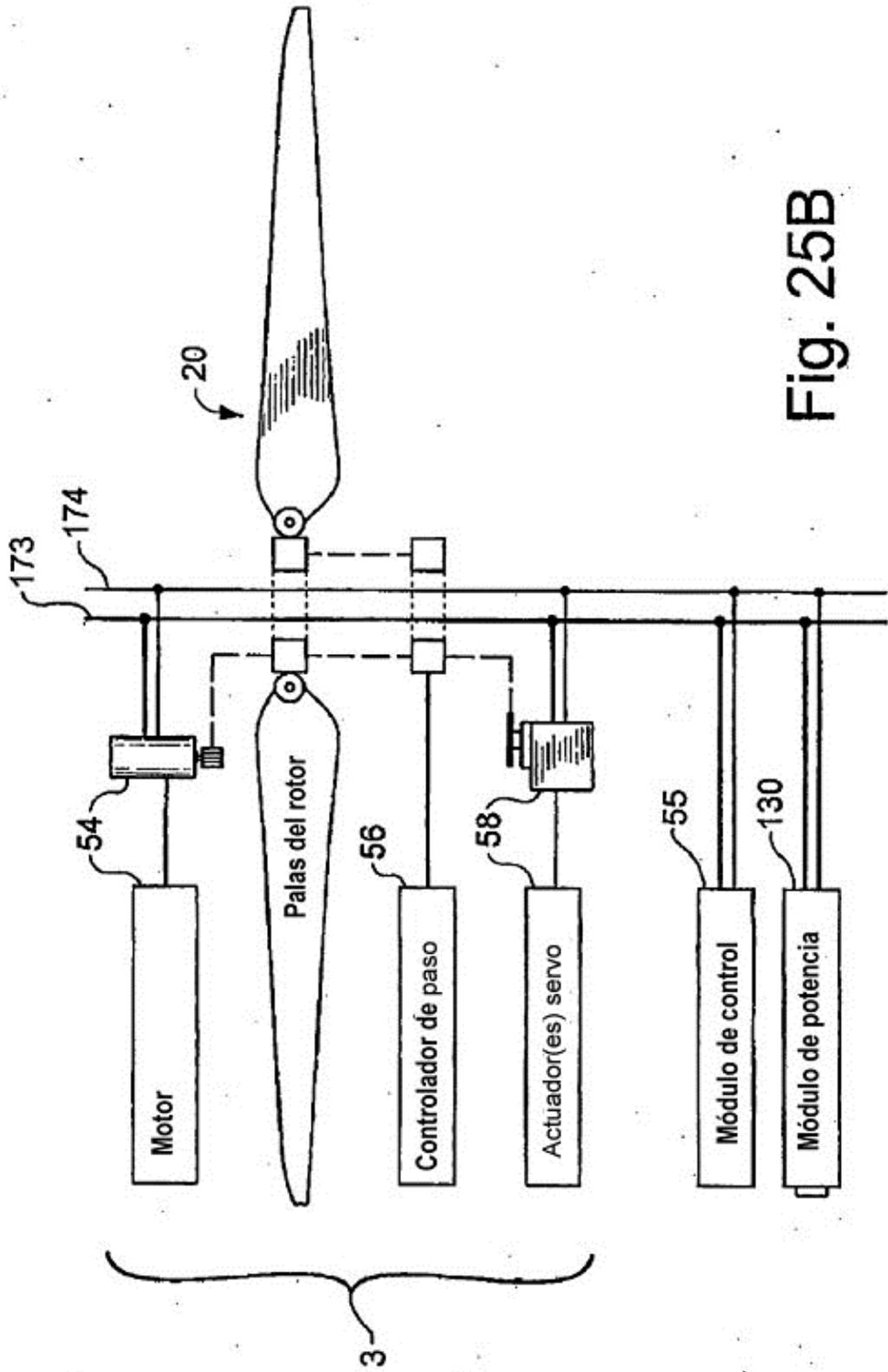


Fig. 25B