

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 744 640**

51 Int. Cl.:

**B64C 27/10** (2006.01)

**B64C 27/605** (2006.01)

**B64C 27/12** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **15.07.2014 PCT/CN2014/082245**

87 Fecha y número de publicación internacional: **23.12.2015 WO15192421**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.07.2014 E 14894849 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **05.06.2019 EP 3159262**

54 Título: **Dispositivo de control de cabeceo para un helicóptero coaxial de doble hélice**

30 Prioridad:

**19.06.2014 CN 201410275790**

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

**25.02.2020**

73 Titular/es:

**QINGAN GROUP CO., LTD. (100.0%)  
No.628 Daqing Road  
Xi'an, Shaanxi 610000, CN**

72 Inventor/es:

**DAI, MENGYI**

74 Agente/Representante:

**IZQUIERDO BLANCO, María Alicia**

ES 2 744 640 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

Dispositivo de control de cabeceo para un helicóptero coaxial de doble hélice

5 **Campo técnico**

[0001] Esta invención se refiere a un dispositivo de control de cabeceo para un helicóptero coaxial de doble hélice (doble rotor), perteneciente al campo técnico de la estructura del helicóptero. En la presente solicitud, el término "hélice" se usa indistintamente con el término "rotor".

10

**Antecedentes de la técnica**

[0002] El paso variable periódico de un helicóptero de doble hélice coaxial actual siempre se realiza mediante un motor de dirección que controla una placa oscilante inferior para controlar el paso variable de la hélice más baja. Para controlar el paso variable de la hélice superior, el mecanismo de dirección debe controlar primero la placa oscilante inferior y luego transferir el movimiento a una placa oscilante superior a través de un mecanismo de enlace, solo entonces se puede controlar el paso variable de la hélice superior. Los inconvenientes son: la distancia de transmisión del movimiento de paso variable de la hélice superior bajo el control del volante es larga; hay una gran cantidad de mecanismos involucrados, el error acumulado de holguras de ajuste de muchos enlaces es grande; y la rigidez mecánica es pobre, lo que afecta la precisión del control de cabeceo y el control de la estabilidad. El control de tono de la hélice superior en el control actual de doble diferencial de curso para helicópteros coaxiales de doble hélice se realiza mediante el control de una biela por el engranaje de dirección, por lo que la biela solo puede controlar el paso de la hélice superior a través de todo el eje central. Los inconvenientes son: la distancia de transmisión de movimiento es larga; la estructura es complicada; y la fabricación del eje central es difícil, por lo tanto no apta para el uso de helicópteros de tamaño pequeño.

15

20

25

[0003] El documento US5058824A se refiere a un sistema de servocontrol para un avión coaxial con alas rotatorias que tiene rotores superior e inferior. El sistema de control comprende medios de comando para proporcionar señales de comando electrónicas indicativas de comandos de control del operador en el cabeceo, guiñada, balanceo y ejes colectivos de la aeronave; medios de mezcla electrónicos para proporcionar al menos tres señales de servocontrol eléctrico del rotor superiores y tres inferiores, en respuesta a dichas señales de comando; una pluralidad de medios de servo de placa oscilante superior para controlar el paso de las palas del rotor superior del avión en respuesta a las señales de control del servo eléctrico del rotor superior; y una pluralidad de medios de depósito de placas oscilantes inferiores para controlar el paso de las palas del rotor inferiores de la aeronave en respuesta a las señales de control del servo eléctrico del rotor inferior. El documento US7118340B2 se refiere a un sistema de rotor contrarrotatorio coaxial que comprende un sistema de rotor superior; un sistema de rotor inferior; un sistema de transmisión coaxial ubicado entre y operable para contrarrotar los sistemas de rotor superior e inferior sobre un eje, el sistema de transmisión coaxial define un plano medio transversal al eje; y un conjunto de placa oscilante superior y un conjunto de placa oscilante inferior que se mueve desde el plano medio para generar un paso colectivo alto en los sistemas de rotor superior e inferior.

30

35

40

**Sumario de la invención**

[0004] La presente invención proporciona un dispositivo de control de inclinación para un helicóptero coaxial de doble hélice como se afirma más adelante, con el objetivo de acortar la distancia de transmisión del movimiento, disminuir la conversión, mejorar la precisión y la estabilidad del control, así como reducir la dificultad de fabricación.

45

[0005] El objetivo de la presente invención se logra implementando la solución técnica de acuerdo con la reivindicación adjunta, que comprende los siguientes aspectos: un dispositivo de control de cabeceo posicionado centralmente para un helicóptero de doble hélice coaxial, el helicóptero coaxial de doble hélice que comprende un cubo de hélice superior 2 y un cubo de hélice inferior 18, una pala I 1 está montada en la parte exterior del cubo de la hélice superior 2, y una pala II 16 está montada en el exterior del cubo de la hélice inferior 18, en donde el dispositivo de control de inclinación colocado centralmente está ubicado entre el cubo de la hélice superior 2 y el cubo de la hélice más baja 18.

50

[0006] El dispositivo de control de cabeceo colocado centralmente para un helicóptero coaxial de doble hélice está situado en una parte media de un eje central 19 entre el cubo de hélice superior 2 y el cubo de hélice inferior 18.

55

[0007] La parte media de dicho eje central 19 sobresale a lo largo de una circunferencia para formar una cruceta escalonada, un eje externo superior 20 provisto en un extremo superior del brazo transversal en el exterior del eje central 19, un eje externo inferior 28 provisto en un extremo inferior de una cruceta en el exterior del eje central 19, y un engranaje inversor de sector 24 provisto en una cara extrema superior y una cara extrema más baja del brazo transversal en la parte media del eje central 19 a través de un rodamiento 25;

60

en donde se proporciona un engranaje cónico I 26 en la tendencia al alza del eje exterior inferior 28, un paso variable inferior 14 y una placa oscilante inferior 15 se proporcionan hacia abajo, con el engranaje cónico I 26 engranando con la parte inferior del engranaje inversor del sector 24;

65

en el que se proporciona un engranaje cónico II 22 en la parte inferior del eje exterior superior 20, un anillo de paso variable superior 3 y una placa oscilante superior 5 se proporcionan sucesivamente hacia arriba, con el engranaje cónico II 22 engranando con la parte superior del engranaje de inversión del sector 24; en donde extremos del anillo de paso variable superior 3 y el anillo de paso variable inferior 14 están provistos respectivamente de un balancín I 7 y un balancín II 12, con los extremos exteriores del balancín I 7 y el balancín II 12 respectivamente articulados con la placa oscilante superior 5 y la inferior placa oscilante 15 a través de una biela I 6 y una biela II 13; en donde la placa oscilante superior 5 y la placa oscilante inferior 15 están articuladas respectivamente con el cubo de la hélice superior 2 y el cubo de la hélice inferior 18 a través de una biela I 4 y una biela II 17; y donde un extremo exterior del brazo transversal en la parte media del eje central 19 está provisto de una caja de engranajes 11, la caja de engranajes 11 comprende internamente el engranaje cónico I 26 en el extremo superior del eje exterior inferior 28, el extremo inferior del exterior superior el eje 20 está provisto del engranaje cónico II 22, y el engranaje inversor del sector 24 provisto en las caras superior e inferior del brazo transversal en la parte media del eje central 19 a través del rodamiento 25, el exterior de la caja de engranajes 11 está provisto de una dirección principal engranaje 9 y un engranaje de dirección de rumbo 8, el engranaje de dirección principal 9 está articulado con las partes medias del balancín I 7 y el balancín II 12 a través de sus ejes de salida superior e inferior, el engranaje de dirección de rumbo 8 está articulado con un extremo de un balancín superior 29 y un balancín inferior 30 a través de sus ejes de salida superior e inferior, mientras que los otros extremos del balancín superior 29 y el balancín inferior 30 están respectivamente bisagrados con el anillo de paso variable superior 3 y el anillo de paso variable inferior 14, y las partes medias de la parte superior er balancín 29 y el balancín inferior 30 se bisagran respectivamente con la caja de engranajes 11.

**[0008]** El dispositivo de acuerdo con la presente invención tiene las ventajas de una estructura simple, alta precisión de control, buena estabilidad, baja dificultad de fabricación y ahorro de espacio para el helicóptero.

#### **Breve descripción de los dibujos**

##### **[0009]**

La figura 1 es un diagrama estructural de un dispositivo de control de tono colocado centralmente. para un helicóptero coaxial de doble hélice.

La figura 2 es una vista en sección de la parte A en la figura 1.

**[0010]** En las Figs: 1. pala I; 2. cubo de la hélice superior; 3. anillo de paso variable superior; 4. biela I; 5. placa de lavado superior; 6. biela I; 7. balancín I; 8. engranaje de dirección; 9. engranaje de dirección principal; 10. cable II; 11. caja de cambios; 12. balancín II; 13. biela II; 14. anillo de paso variable inferior; 15. placa basculante inferior; 16. pala II; 17. biela II; 18. cubo de hélice inferior; 19. eje central; 20. eje exterior superior; 22. engranaje II; 24. marcha atrás; 25. cojinete; 26. engranaje I; 27. cable I; 28. eje exterior inferior; 29. balancín superior; 30. balancín inferior.

#### **Descripción detallada de las realizaciones**

**[0011]** Una descripción detallada de la solución técnica de acuerdo con la presente invención se proporciona a continuación con referencia a los dibujos adjuntos.

**[0012]** Un ejemplo de dispositivo de control de cabeceo posicionado en el centro para un helicóptero coaxial de doble hélice según la presente invención se ilustra en las Figuras 1 y 2. El helicóptero coaxial de doble hélice comprende un cubo de hélice superior 2 y un cubo de hélice inferior 18, una pala I 1 montada en el exterior del cubo de hélice superior 2 y una pala II 16 montada en la parte exterior del cubo de hélice inferior 18, caracterizado por:

la parte media del eje central 19 sobresale a lo largo de la circunferencia para formar un brazo transversal escalonado, se proporciona un eje externo superior 20 en un extremo superior del brazo transversal en el exterior del eje central 19, se proporciona un eje externo inferior 28 extremo inferior del brazo transversal en el exterior del eje central 19, y se proporciona un engranaje inversor de sector 24 en una cara extrema superior y una cara extrema inferior de la armadura transversal en la parte media del eje central 19 a través de un cojinete 25;

un engranaje cónico I 26 está provisto en el extremo superior del eje exterior inferior 28, se proporciona un anillo de paso variable inferior 14 y una placa oscilante inferior 15 sucesivamente hacia abajo, engranándose el engranaje cónico I 26 con la parte inferior del engranaje inversor del sector 24; un engranaje cónico II 22 está provisto en el extremo inferior del eje exterior superior 20, un anillo de paso variable superior 3 y una placa oscilante superior 5 están provistos sucesivamente, engranándose el engranaje cónico II 22 con la parte superior del engranaje inversor del sector 24; extremos exteriores del anillo de paso variable superior 3 y el anillo de paso variable inferior 14 están provistos, respectivamente, de un balancín I 7 y un balancín II 12, con los extremos exteriores del balancín I 7 y el balancín II 12 respectivamente con la placa oscilante superior 5 y la placa oscilante inferior 15 a través de una biela I 6 y una biela II 13; la placa oscilante superior 5 y la placa oscilante inferior 15 están articuladas respectivamente con el cubo de

la hélice superior 2 y el cubo de la hélice inferior 18 a través de una biela I 4 y una biela II 17; y un extremo exterior del brazo transversal en la parte media del eje central 19 está provisto de una caja de engranajes 11, en donde la caja de engranajes 11 comprende internamente el engranaje cónico I 26 en el extremo superior del eje exterior inferior 28, el extremo inferior del superior el eje exterior 20 está provisto del engranaje cónico II 22, y el engranaje inversor del sector 24 provisto en las caras superior e inferior del brazo transversal en la parte media del eje central 19 a través del cojinete 25, en el que el exterior de la caja de engranajes 11 está provisto de un dispositivo de dirección principal 9 y un mecanismo de dirección de rumbo 8, el mecanismo de dirección principal 9 está articulado con las partes medias del balancín I 7 y el balancín II 12 a través de sus ejes de salida superior e inferior, el mecanismo de dirección de rumbo 8 está articulado con un extremo de un eje de balancín superior 29 y un balancín inferior 30 a través de sus ejes de salida superior e inferior, mientras que los otros extremos del balancín superior 29 y el balancín inferior 30 están articulados respectivamente con el anillo de paso variable superior 3 y el anillo de paso variable inferior 14, y partes intermedias del balancín superior 29 y el balancín inferior 30 están articuladas respectivamente con la caja de engranajes 11.

**[0013]** El principio de funcionamiento y el proceso del dispositivo en esta invención son los siguientes: el eje central 19 se fija para que esté inmóvil, y cuando se hace girar el eje inferior 28, el eje de la hélice inferior 18 se acciona, y el engranaje 26 se impulsa a rotar; entonces el engranaje 22 y el eje exterior superior 20 son impulsados para girar, a través del engranaje inversor 24; y el eje externo superior 20 y el eje externo inferior 28 giran en direcciones opuestas a la misma velocidad, el eje externo superior 20 impulsa el cubo superior de la hélice 2 para girar. Los ejes de salida superior e inferior del mecanismo de dirección principal 9 se mueven en la misma dirección, el eje de salida superior impulsa el balancín I 7 girando y posteriormente impulsando la biela 6, la placa oscilante superior 5, la biela 4 y el cubo de hélice superior 2 a girar, controlando así el ángulo de ataque de la pala I 1. El control del ángulo de ataque de la pala II 16 es el mismo que el control de la pala II mencionado anteriormente. Los ejes de salida superior e inferior del engranaje de dirección del curso 8 se mueven en direcciones opuestas, con el eje de salida superior impulsando al balancín 29 a oscilar, lo que impulsa aún más el anillo de paso variable superior 3 hacia arriba y hacia abajo, seguido del impulso del balancín I 7 para impulsar la biela 6, la placa oscilante superior 5, la biela 4 y el cubo de hélice superior 2 para rotar, controlando así la distancia principal de la pala I 1. El control de la distancia principal de la pala II 16 es el mismo que el mencionado anteriormente control de la pala I 1. El control del rumbo del helicóptero se realiza controlando los principales diferenciales de distancia de la pala I 1 y la pala II 16.

**[0014]** En comparación con la técnica anterior, el dispositivo según la presente invención tiene las ventajas de estructura simple, alta precisión de control, buena estabilidad y baja dificultad de fabricación, así como también ahorrar espacio para el helicóptero.

## REIVINDICACIONES

1. Un dispositivo de control de inclinación para un helicóptero coaxial de doble rotor, configurado para ubicarse entre un cubo del rotor superior (2) y un cubo del rotor inferior (18) del helicóptero, comprendiendo el dispositivo:

- 5 un eje central (19) configurado para ser fijado de manera inmóvil y formando un arco transversal escalonado que sobresale de la parte media de dicho eje central (19);  
 un eje externo superior (20) provisto sobre el brazo transversal en el exterior del eje central (19), y configurado para transmitir la transmisión al casquillo del rotor superior (2);  
 10 un eje exterior inferior (28) provisto debajo del brazo transversal en el exterior del eje central (19), y configurado para transmitir la transmisión desde el casquillo del rotor inferior (18);  
 un engranaje de inversión del sector (24) montado en una tendencia del brazo transversal a través de un cojinete (25);  
 15 un primer engranaje cónico (26) provisto en la tendencia ascendente del eje exterior inferior (28), y engranando con una parte inferior del engranaje inversor del sector (24);  
 un segundo engranaje cónico (22) provisto en la parte inferior del eje exterior superior (20) y engranando con una parte superior del eje engranaje de inversión del rotor (24); un anillo de paso variable superior (3) por encima del segundo engranaje cónico (22), y configurado para moverse hacia arriba y hacia abajo a lo largo del eje central (19);  
 20 un anillo de paso variable inferior (14) debajo del primer engranaje cónico (26), y configurado para moverse hacia arriba y hacia abajo a lo largo del eje central (19);  
 una placa oscilante superior (5) sobre el anillo de paso variable superior (3), y configurada para articularse con el cubo del rotor superior (2) a través de una primera varilla de conexión (4);  
 25 una placa oscilante inferior (15) debajo del anillo de paso variable inferior (14), y configurada para articularse con el cubo del rotor inferior (18) a través de una segunda varilla de conexión (17);  
 un primer balancín (7) que se extiende desde el anillo de inclinación de variable superior (3), con un extremo exterior del primer balancín (7) articulado con la placa oscilante superior (5) a través de una tercera biela (6);  
 un segundo balancín (12) que se extiende desde el anillo de inclinación de variable inferior (14), con un extremo exterior del segundo balancín (12) articulado con la placa de lavado inferior (15) a través de una  
 30 cuarta biela (13);  
 una caja de engranajes (11) a la que el extremo exterior del brazo transversal en la parte media del eje central (19) está conectado, en el que el primer engranaje cónico (26), el segundo engranaje cónico (22) y el engranaje inversor del sector (24) están dentro de la caja de engranajes (11);  
 35 un engranaje de dirección principal (9) conectado al exterior de la caja de engranajes (11), y articulado con las partes medias del primer balancín (7) y el segundo balancín (12) a través de los respectivos ejes de salida superior e inferior que están configurados para moverse en la misma dirección;  
 un engranaje de dirección de rumbo (8) conectado al exterior de la caja de engranajes (11), y que tiene ejes de salida superior y inferior que están configurados para moverse en las direcciones opuestas;  
 40 un eje de balancín superior (29) que tiene un primer extremo articulado al eje de salida superior del engranaje de rumbo (8), un segundo extremo opuesto, enganchado con el anillo de paso variable superior (3) y una parte media articulada en la caja de engranajes (11);  
 un balancín inferior (30) que tiene una primera parte extrema articulada al inferior eje de salida del engranaje de dirección del curso (8), una segunda parte final opuesta, articulada con el anillo de paso de variable inferior (14), y una parte central articulada en la caja de engranajes (11).

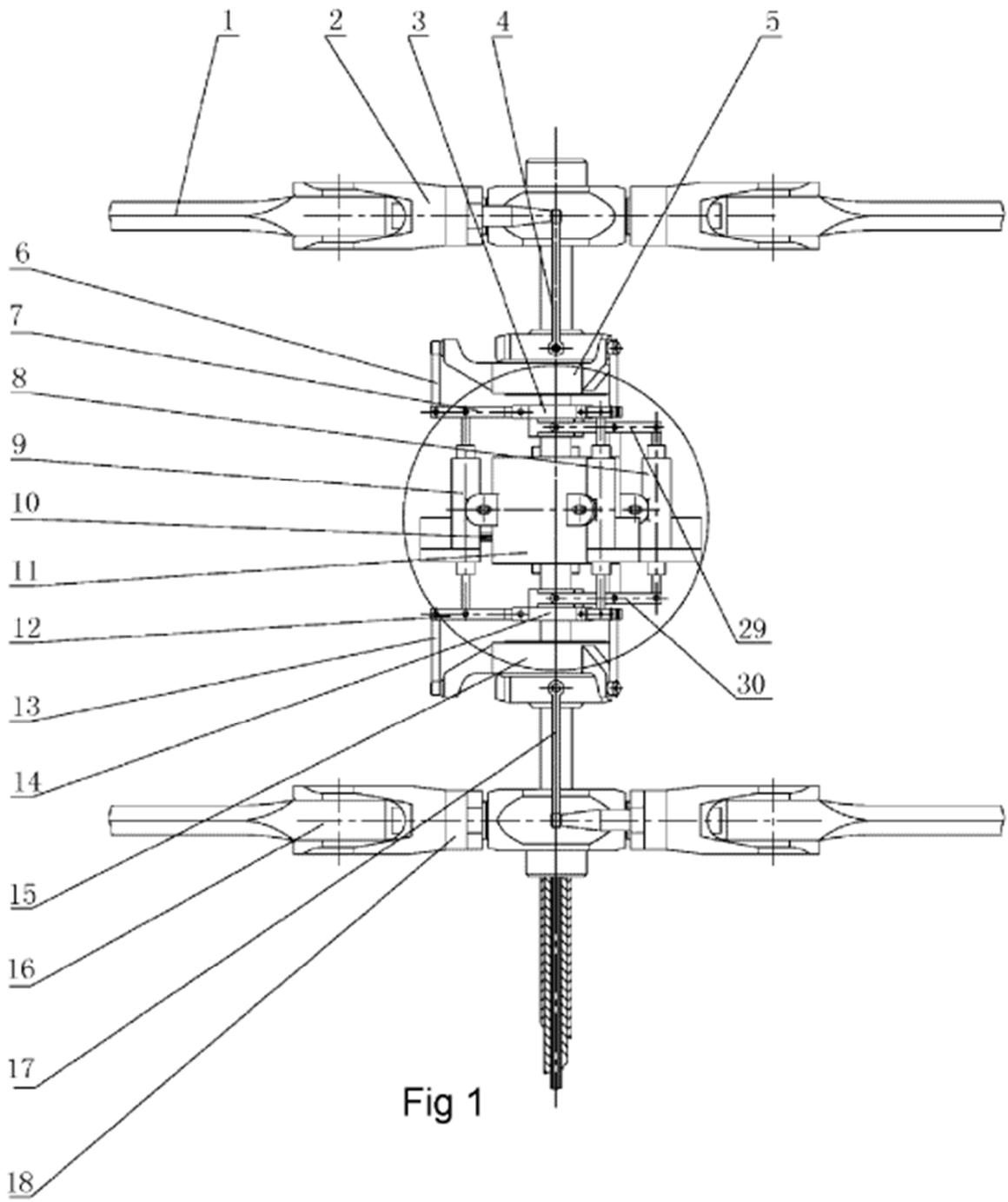
45

50

55

60

65



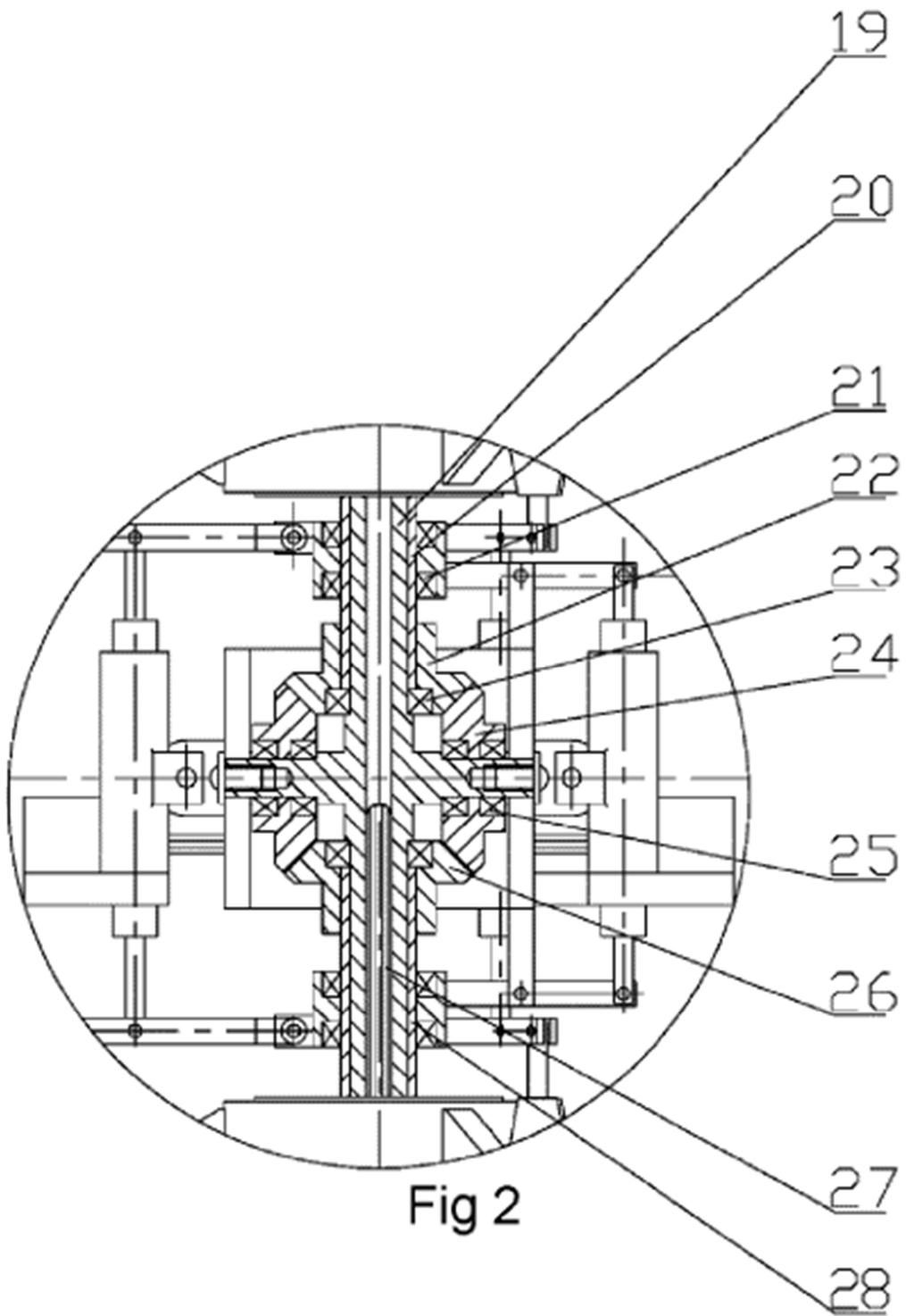


Fig 2