

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 750 781**

51 Int. Cl.:

**B64C 11/00** (2006.01)

**B64C 27/22** (2006.01)

**B64C 39/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **30.12.2016 PCT/AT2016/060137**

87 Fecha y número de publicación internacional: **06.07.2017 WO17112973**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.12.2016 E 16828916 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **10.07.2019 EP 3397551**

54 Título: **Aeronave**

30 Prioridad:  
**30.12.2015 AT 511132015**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**27.03.2020**

73 Titular/es:  
**CYCLOTECH GMBH (100.0%)  
Franzosenhausweg 53a  
4030 Linz, AT**

72 Inventor/es:  
**SCHWAIGER, MEINHARD**

74 Agente/Representante:  
**VALLEJO LÓPEZ, Juan Pedro**

ES 2 750 781 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**

Aeronave

- 5 La invención se refiere a una aeronave diseñada como helicóptero híbrido con un fuselaje de aeronave, un rotor principal dispuesto en el fuselaje de aeronave y rotores cicloidales sobresalientes lateralmente del fuselaje de aeronave con una superficie frontal exterior.
- 10 Como rotores cicloidales se identifican en general a los cuerpos cilíndricos que están montados de manera giratoria alrededor de su eje y en cuya circunferencia están dispuestas palas de rotor pivotables que se ajustan cíclicamente durante el funcionamiento mediante un dispositivo de ajuste de desfase. En dependencia del ajuste de las palas de rotor se puede generar entonces un empuje en cada dirección en perpendicular al eje.
- 15 El estado de la técnica está representado por helicópteros híbridos, compuestos de un fuselaje de aeronave, un rotor principal individual o un rotor en tándem de marcha en sentido opuesto, una o varias unidades de hélice para la compensación del par de giro y la generación de empuje en el vuelo hacia adelante, así como unidades de alas portantes adicionales para la generación de una sustentación vertical en el vuelo hacia adelante. Son conocidas también configuraciones de helicóptero con uno o dos rotores cicloidales.
- 20 En la disposición lateral, conocida del estado de la técnica, de dos rotores por debajo del rotor principal a la izquierda y a la derecha respectivamente del fuselaje del helicóptero, los rotores cicloidales están unidos exclusivamente mediante el eje de rotor al fuselaje del helicóptero. Por consiguiente, se producen fuerzas y momentos altos en el apoyo en el fuselaje de la aeronave y en el eje de rotor. Resulta problemático también el ajuste cíclico de las palas de rotor mediante un dispositivo de ajuste de desfase unilateral, porque se generan fuerzas
- 25 centrífugas enormes debido a las altas velocidades de giro requeridas del rotor y los momentos de torsión adicionales someten a la pala de rotor a una carga desproporcionada debido a la articulación cíclica de la pala de rotor iniciada unilateralmente.
- 30 Por consiguiente, se discuten otras soluciones conocidas en relación con la compensación del par de giro en helicópteros.
- 35 Del documento EP2690011A (Axel Fink) es conocida una configuración de aeronave diseñada con un fuselaje de aeronave, en el que está previsto un rotor principal aproximadamente en el centro de masa, y con dos alas portantes, en las que una hélice de empuje está dispuesta respectivamente hacia atrás y de manera rígida en dirección de vuelo. Las alas portantes están unidas rígidamente al fuselaje de la aeronave mediante puntales. En vez de un rotor de cola hay un estabilizador horizontal y vertical. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que las dos hélices adicionales producen la compensación del par de giro y el empuje en el vuelo hacia adelante. Del documento
- 40 US3,385,537A es conocida una configuración de aeronave similar.
- 45 Del documento EP2690010A (Axel Fink) es conocida una configuración de aeronave diseñada con un fuselaje de aeronave, en el que está previsto un rotor principal aproximadamente en el centro de masa, y con dos alas portantes unidas mediante un fuselaje doble hacia atrás al estabilizador horizontal y vertical, estando dispuesta rígidamente en cada caso una hélice de empuje en los extremos traseros de los fuselajes dobles. Las alas portantes están unidas rígidamente al fuselaje de la aeronave. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que las dos hélices adicionales producen la compensación del par de giro y el empuje en el vuelo hacia adelante.
- 50 Del documento EP2690012A (Axel Fink) es conocida una configuración de aeronave diseñada con un fuselaje de aeronave, en el que está previsto un rotor principal aproximadamente en el centro de masa, y con cuatro alas portantes, en cuyos dos extremos delanteros está dispuesto un ventilador tubular (ducted fan) diseñado de manera pivotable. Las alas portantes están unidas rígidamente al fuselaje de la aeronave. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida por el rotor principal y apoyada por los dos ventiladores tubulares que producen asimismo la compensación del par de giro y el empuje en el vuelo hacia
- 55 adelante. Las alas traseras están diseñadas con timones de profundidad y de dirección y las alas delanteras, con alerones.
- 60 Del documento EP2666718A (Paul Eglin) es conocida una configuración de aeronave diseñada con un fuselaje de aeronave, en el que está previsto un rotor principal aproximadamente en el centro de masa, y con dos alas portantes y un estabilizador horizontal, estando dispuestas las hélices de manera rígida en dirección de vuelo en los extremos delanteros de las alas portantes. Las alas portantes están unidas rígidamente al fuselaje de la aeronave. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que las dos hélices adicionales producen la compensación del par de giro y el empuje en el
- 65 Del documento EP2146895A (Philippe Roesch) es conocida una configuración de aeronave diseñada con un

5 fuselaje de aeronave, en el que está previsto un rotor principal aproximadamente en el centro de masa, y con dos alas portantes y un estabilizador horizontal y vertical, estando dispuestas las hélices de manera rígida en dirección de vuelo en los extremos delanteros de las alas portantes. Las alas portantes están unidas rígidamente al fuselaje de la aeronave. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que las dos hélices adicionales producen la compensación del par de giro y el empuje en el vuelo hacia adelante.

10 Del documento EP2105378A (Jean-Jaques Ferrier) es conocida una configuración de aeronave diseñada con un fuselaje de aeronave, en el que está previsto un rotor principal aproximadamente en el centro de masa, y con cuatro alas portantes, estando dispuesta hacia atrás una hélice de empuje de manera rígida en dirección de vuelo en las alas traseras mayores. Las alas portantes están unidas rígidamente al fuselaje de la aeronave. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que las dos hélices adicionales producen la compensación del par de giro y el empuje en el vuelo hacia adelante. Las alas portantes están diseñadas adicionalmente con timón de profundidad.

15 Del documento DE102012002256A (Felix Fechner) es conocida una aeronave diseñada como helicóptero con alas adicionales, estando diseñadas tales alas de manera pivotable o segmentada y produciendo así en el vuelo flotante o de baja velocidad una reducción de la limitación de la corriente descendente del rotor y posibilitando una velocidad de vuelo mayor. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal.

20 Del documento RU2500578A (Nikolaevich Pavlov Sergej) es conocida una configuración de aeronave diseñada con un fuselaje de aeronave, en el que está previsto un rotor principal aproximadamente en el centro de masa, con dos unidades de hélice, dispuestas en la zona delantera lateralmente respecto al fuselaje de la aeronave en paralelo a la dirección de vuelo, para el empuje hacia adelante y con dos alas portantes pivotables, como estabilizador horizontal, y un estabilizador vertical en la zona trasera. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que las dos hélices adicionales producen la compensación del par de giro y el empuje en el vuelo hacia adelante.

25 Del documento US20130327879A (Mark W. Scott) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con un rotor principal y con un rotor de cola que se puede pivotar alrededor de un eje de giro aproximadamente en paralelo al eje de giro del rotor principal. El rotor de cola pivotable estabiliza la aeronave en el estado flotante y puede producir adicionalmente un empuje horizontal en dirección de vuelo, mientras que durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal.

30 Del documento US20060169834A (Allen A. Arata) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con un rotor principal y un rotor de cola y con dos alas adicionales. Las alas están dispuestas rígidamente en el fuselaje de la aeronave por debajo del rotor principal y se pueden pivotar aproximadamente en el centro de su longitud en 90° hacia abajo en paralelo al eje de la aeronave y sirven en esta posición como patín de aterrizaje o tren de aterrizaje. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que en el vuelo hacia adelante, una sustentación adicional es producida por las dos alas extendidas.

35 Del documento WO2005/005250A (Arthur W. Loper) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con un rotor principal, un rotor de cola, una hélice en el lado frontal del helicóptero, con dos alas adicionales y con un estabilizador horizontal y vertical. Las alas están dispuestas rígidamente por debajo del rotor principal en el fuselaje de la aeronave. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que en el vuelo hacia adelante, una sustentación adicional es producida por las dos alas extendidas. La hélice frontal produce el empuje para el vuelo hacia adelante.

40 Del documento US20060157614A (John S. Pratt) es conocida una aeronave diseñada como helicóptero con varias alas adicionales por debajo del rotor principal, estando diseñadas tales alas de manera segmentada y pivotable y produciendo así en el vuelo flotante o de baja velocidad una reducción de la limitación de la corriente descendente del rotor y posibilitando una velocidad de vuelo mayor. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal y durante el vuelo hacia adelante, las alas adicionales apoyan la sustentación vertical. La compensación del par de giro se lleva a cabo mediante el ajuste individual de las alas segmentadas mediante la corriente descendente del rotor principal y no está presente un rotor de cola.

45 Del documento FR9803946A (Paul Julien Alphonse) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con un rotor principal, un rotor de cola, una hélice en el lado trasero del helicóptero, con dos alas adicionales y con un estabilizador horizontal y vertical. Las alas están dispuestas rígidamente en el fuselaje de la aeronave por fuera del rotor principal. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que durante el vuelo hacia adelante,

una sustentación adicional es producida por las dos alas. La hélice trasera produce el empuje para el vuelo hacia adelante.

5 Del documento US5,738,301A (Daniel Claude Francois) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con un rotor principal, un rotor de cola, una hélice en el lado trasero del helicóptero, con dos alas adicionales y con un estabilizador horizontal y vertical. Las alas están dispuestas rígidamente en el fuselaje de la aeronave por debajo del rotor principal. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que durante el vuelo hacia adelante, una sustentación adicional es producida por las dos alas. La hélice trasera produce el empuje para el vuelo hacia adelante.

15 Del documento US5,174,523A (David E. H. Balmford) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con un rotor principal, una hélice con un dispositivo guía de flujo en el lado trasero del helicóptero y con dos alas adicionales. Las alas están dispuestas rígidamente en el fuselaje de la aeronave por debajo del rotor principal. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que durante el vuelo hacia adelante, una sustentación adicional es producida por las dos alas. La hélice trasera produce el empuje para el vuelo hacia adelante y la compensación del par de giro mediante el dispositivo guía de flujo.

20 Del documento RU2089456A (Mikhail Il'ich Fefer) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con dos alas que están dispuestas en la zona central del fuselaje y en cuyos extremos está dispuesto rígidamente en cada caso un rotor principal. Las alas están dispuestas rígidamente en el fuselaje de la aeronave por debajo del respectivo rotor principal. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que durante el vuelo hacia adelante, una sustentación adicional es producida por las dos alas.

30 Del documento US5,067,668A (Daniel R. Zuck) es conocida una aeronave diseñada como helicóptero con alas adicionales por debajo del rotor principal, estando diseñadas tales alas de manera pivotable y posibilitando así en el vuelo flotante o de baja velocidad la compensación del par de giro y eliminándose, por tanto, el rotor de cola como compensación del par de giro. La hélice dispuesta en la cola sirve exclusivamente como generador de empuje para el vuelo hacia adelante. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal.

35 Del documento US4,928,907 (Daniel R. Zuck) es conocida una aeronave diseñada como helicóptero con alas adicionales por debajo del rotor principal, estando diseñadas tales alas de manera pivotable y posibilitando así en el vuelo flotante o de baja velocidad la compensación del par de giro y eliminándose, por tanto, el rotor de cola como compensación del par de giro. Una hélice dispuesta en la cola sirve exclusivamente como generador de empuje para el vuelo hacia adelante. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal.

40 Del documento US4,691,877A (Ralph M. Denning) o del documento GB2143483 (John Denman Sibley) es conocida una aeronave diseñada como helicóptero con alas adicionales por debajo del rotor principal y en las alas portantes están dispuestos flaps pivotables, alrededor de los que circula el gas de escape del postquemador desde el accionamiento principal. Las alas portantes están unidas rígidamente al fuselaje del avión. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida por el rotor principal y el flujo de gas de escape es producido por los dos postquemadores que pueden producir también la compensación del par de giro y un empuje adicional en el vuelo hacia adelante.

50 Del documento US3,977,812A (Wayne A. Hudgins) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con un rotor principal, un rotor de cola, una hélice en el lado trasero del helicóptero y con dos alas adicionales. Las alas están dispuestas rígidamente en el fuselaje de la aeronave por debajo del rotor principal. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que durante el vuelo hacia adelante, una sustentación adicional es producida por las dos alas. La hélice trasera produce el empuje para el vuelo hacia adelante.

55 Del documento CA825030A (Nagatsu Teisuke) o del documento US3,448,946A (Nagatsu Teisuke) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con un rotor principal, un rotor de cola, una hélice en el lado trasero del helicóptero, con un estabilizador horizontal y vertical y opcionalmente con dos alas adicionales. Las alas están dispuestas rígidamente en el fuselaje de la aeronave por debajo del rotor principal. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que durante el vuelo hacia adelante, una sustentación adicional es producida por las dos alas. La hélice trasera produce el empuje para el vuelo hacia adelante.

65 De la publicación de C- Silva y H. Yeo, Aeroflightdynamics Directorate, U.S. Army RDECOM y W. Johnson, NASA Ames Research Center: "Design of a Slowed Rotor Compound Helicopter for Future Joint Service Missions" Aeromech Conference, San Francisco, CA, enero de 2010, es conocida una configuración de aeronave diseñada

como helicóptero con un rotor principal, un rotor de cola, una hélice en el lado trasero del helicóptero, con un estabilizador horizontal y vertical y con dos alas adicionales. Las alas están dispuestas rígidamente en el fuselaje de la aeronave por debajo del rotor principal. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que durante el vuelo hacia delante, una sustentación adicional es producida por las dos alas. La hélice trasera produce el empuje para el vuelo hacia delante.

Del documento US3,563,496A (Daniel R. Zuck) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con un rotor principal, un rotor de cola, una hélice en el lado trasero del helicóptero, con un estabilizador horizontal y vertical y con dos alas adicionales pivotables. Las alas están dispuestas de manera pivotable en el fuselaje de la aeronave por debajo del rotor principal. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que durante el vuelo hacia delante, una sustentación adicional es producida por las dos alas. La hélice trasera produce el empuje para el vuelo hacia delante y el rotor de cola produce la compensación del par de giro.

Del documento US3,241,791A (F. N. Piasecki) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con un rotor principal, un ventilador tubular en el lado trasero del helicóptero, con dos alas adicionales en el fuselaje de la aeronave por debajo del rotor principal y un dispositivo guía de flujo en la salida del ventilador tubular. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que durante el vuelo hacia delante, una sustentación adicional es producida por las dos alas. El ventilador tubular trasero con dispositivo guía de flujo produce el avance para el vuelo hacia adelante y la compensación del par de giro.

De los documentos CA700587A y US3,105,659A (Richard G. Stutz) es conocida una configuración de aeronave diseñada como helicóptero con un rotor principal, un rotor de cola, un estabilizador horizontal y con dos alas rígidas adicionales con flaps de alerón y hélices. Las alas están dispuestas en el fuselaje de la aeronave por debajo del rotor principal. Durante el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante, la sustentación vertical es producida exclusivamente por el rotor principal, mientras que durante el vuelo hacia delante, una sustentación adicional es producida por las dos alas. El rotor de cola produce la compensación del par de giro y las dos hélices producen el empuje en el vuelo hacia delante.

Del documento EP2511177A1 (Eurocopter Deutschland) es conocido un helicóptero con un rotor principal, un rotor cicloidal y un cilindro de giro. El cilindro rotatorio se extiende a lo largo de un eje longitudinal de un tubo de cola. El rotor cicloidal se extiende al menos parcialmente a lo largo del mismo tubo de cola y gira por fuera del cilindro de giro.

Todas estas conocidas configuraciones de aeronave de helicóptero híbrido, diseñadas con generadores de empuje clásicos, tales como hélices, tienen la desventaja de que la sustentación vertical para el despegue y el aterrizaje, así como en el estado flotante es producida exclusivamente o mayormente por el rotor principal y se requiere un diámetro correspondientemente grande del rotor principal. En el vuelo hacia delante, el rotor principal grande genera la resistencia máxima al flujo y provoca la pérdida de energía máxima. Aunque las unidades de accionamiento adicionales, como las hélices o los ventiladores tubulares, posibilitan velocidades de vuelo más altas y una mejor maniobrabilidad, la eficiencia se reduce y el consumo de energía aumenta de una manera desproporcionada con el aumento creciente de la velocidad de vuelo.

En las configuraciones de aeronave conocidas de helicóptero híbrido con rotores cicloidales existe la desventaja de que en el caso de la disposición lateral conocida de los rotores cicloidales faltan los discos de rotor y los elementos de sustentación, que influyen en la aerodinámica, y el ajuste cíclico de la pala de rotor se ha de ejecutar mediante un eje de rotor rotatorio o sólo se puede realizar desde el lado dirigido respectivamente hacia el fuselaje de la aeronave y en el caso de la disposición horizontal como rotor de cola no se puede contribuir a la generación de una fuerza de empuje en dirección de vuelo y la sección transversal de flujo en el rotor se reduce considerablemente debido a la estructura del helicóptero y en el caso de la disposición vertical como rotor de cola no se puede contribuir a la generación de un empuje vertical.

De los documentos US5,100,080A, US5,265,827A y US2007/0200029A1 son conocidas aeronaves con rotores cicloidales con palas de rotor ajustables. Aquí no se indican combinaciones con rotores principales. Por tanto, no se pueden utilizar las ventajas de un helicóptero.

El documento GB480750A (George W. Walton) se refiere a un rotor cicloidal que presenta un rotor de babor y un rotor de estribor. Cada rotor presenta un soporte de pala giratorio, en el que está situada una pluralidad de palas distribuidas alrededor del eje de giro y móviles respectivamente alrededor de ejes en paralelo o casi en paralelo al eje del rotor.

Del documento US2005/082422A1 (Tierney Glenn M) es conocido un sistema para mover una aeronave a lo largo de una trayectoria que comprende bujes giratorios dispuestos en lados opuestos del vehículo. Las alas alargadas están situadas en los bujes en paralelo a un eje de buje común para la rotación alrededor del eje de buje en un

recorrido de pala. Cada pala define una línea de cuerda y el sistema comprende una disposición de rueda dentada que se puede modificar durante el giro del buje entre una primera modalidad, en la que las líneas de cuerda del ala portante se mantienen tangencialmente respecto al recorrido de la pala (vuelo corto), y una segunda modalidad, en la que las líneas de cuerda del ala portante se mantienen en paralelo a la trayectoria de vuelo (vuelo corto).

5 Asimismo, se puede detener la rotación del buje y las alas se pueden utilizar para el vuelo con palas fijas.

Del documento DE102004007682A1 (IP2H AG) es conocida una aeronave con un fuselaje y un dispositivo de accionamiento, acoplado al fuselaje, para generar una sustentación definible, presentando el dispositivo de accionamiento varias palas y pudiendo pivotar las palas en un ángulo de pala predefinible alrededor de un eje de pivotado. La aeronave está configurada de tal modo que las palas están montadas de manera giratoria alrededor de un eje de rotación, el ángulo de pala se puede modificar para producir la sustentación durante el giro y los respectivos ejes de pivotado de las palas están dispuestos esencialmente en paralelo al eje de rotación.

10

El objetivo de la presente invención es definir una aeronave novedosa sobre la base de un helicóptero, que evite las desventajas descritas antes, sin perder las desventajas adicionales.

15

Según la invención, este objetivo se consigue al estar unidos los rotores cicloidales al fuselaje de aeronave mediante un dispositivo de suspensión, que soporta los rotores cicloidales por su borde exterior, y al poderse controlar cada rotor cicloidal individualmente e independientemente del otro y al poder ejecutar los rotores cicloidales una compensación del par de giro del rotor principal.

20

En este caso se trata de un helicóptero equipado con dos rotores cicloidales adicionales, dispuestos lateralmente, que de manera independiente entre sí pueden generar un vector de empuje controlable en cada dirección en un plano esencialmente paralelo al eje de giro del rotor principal y al eje longitudinal del helicóptero y que pueden asumir entonces la compensación del par de giro del rotor principal en todas las situaciones de vuelo, complementar el empuje vertical del rotor principal en el despegue vertical, el aterrizaje y el estado flotante, apoyar la transición segura del estado flotante al vuelo hacia adelante y producir el empuje requerido en el vuelo hacia adelante. Debido al apoyo del empuje vertical del rotor principal, el rotor principal se puede diseñar con un diámetro menor en comparación con el helicóptero clásico y todos los helicópteros híbridos conocidos, de modo que en el vuelo hacia adelante se puede conseguir una eficiencia mayor o una velocidad mayor con una potencia motriz comparable. Se elimina un rotor de cola en el sentido clásico.

25

30

A tal efecto, dos rotores cicloidales se unen lateralmente al fuselaje de la aeronave mediante un dispositivo de soporte o con elementos de soporte de tal modo que las fuerzas de empuje, generadas por el rotor cicloidal, se pueden transmitir al fuselaje de la aeronave, por lo que se puede conseguir un diseño esencialmente más ligero. Además, los rotores cicloidales, controlables de manera independiente entre sí, asumen la compensación del par de giro, de modo que no es necesario un rotor de cola, lo que posibilita una reducción adicional del peso.

35

La unión del dispositivo de suspensión al fuselaje de la aeronave se puede realizar también indirectamente mediante otros componentes.

40

Es esencial el montaje bilateral de los rotores cicloidales en el dispositivo de suspensión, que posibilita no sólo un diseño más ligero y robusto, sino también un ajuste bilateral de las palas de rotor.

45

En una variante de realización particular de la invención, los dispositivos de ajuste de desfase, requeridos para el ajuste cíclico de las palas de rotor, están situados en ambos lados del rotor cicloidal, lo que proporciona un diseño ligero y robusto que somete a los componentes críticos del rotor a una carga mínima. La transmisión del par de giro al rotor cicloidal tiene lugar por el lado del rotor cicloidal dirigido hacia el fuselaje de la aeronave.

50

En la disposición preferida de los rotores cicloidales por debajo del rotor principal, su tamaño se puede reducir esencialmente, porque la generación del empuje vertical para el despegue vertical, el aterrizaje y el estado flotante se apoya mediante dos rotores cicloidales dispuestos lateralmente en el fuselaje de la aeronave por debajo del rotor principal. Un rotor cicloidal genera un vector de empuje que se puede controlar en un plano perpendicular al eje de giro del rotor en cualquier dirección y se puede regular gradualmente de 0 a un valor máximo mediante la variación de un ángulo de ataque cíclico de las palas de rotor rotatorias, como función del desplazamiento de una posición de desfase dentro del rotor cicloidal rotatorio. Debido a la disposición lateral de este tipo de rotores en un lado respectivamente del fuselaje de la aeronave y al cambio de dirección ilimitado de los vectores de empuje, tales rotores producen además una compensación del par de giro del rotor principal, por lo que en esta configuración no es necesario un rotor de cola. La configuración según la invención proporciona un helicóptero de despegue vertical que presenta un consumo de energía menor con la misma capacidad portante, tiene un diámetro de rotor principal menor y, por tanto, puede despegar o aterrizar en espacios más pequeños y no necesita un rotor de cola y alcanza una velocidad de vuelo mayor con un consumo de energía comparativamente menor. El helicóptero híbrido, según la invención, tiene también el potencial de una autonomía mayor con la misma carga de combustible. Otra ventaja es la agilidad mayor en casi todas las fases de vuelo.

55

60

65

Se prefiere que el dispositivo de suspensión esté diseñado como ala portante para producir la sustentación en el

vuelo hacia adelante. Esto permite reducir, por una parte, la carga del rotor principal y aumentar, por la otra parte, la velocidad máxima, porque el rotor principal se puede operar a una velocidad reducida.

5 En este sentido resulta particularmente favorable que el dispositivo de suspensión esté situado por encima de los rotores cicloidales. De este modo se puede conseguir un flujo mejorado contra los rotores cicloidales en el vuelo hacia adelante. A fin de mejorar el efecto del rotor principal en los rotores cicloidales puede estar previsto en particular que el dispositivo de suspensión presente una entalladura directamente por encima de los rotores cicloidales.

10 Está previsto preferentemente un estabilizador horizontal y vertical para la estabilización. Eso significa en particular que no está prevista una hélice separada para implementar la compensación del par de giro, lo que no es necesario tampoco como resultado de la configuración según la invención.

15 Una variante de realización particular de la invención prevé que los rotores cicloidales estén unidos al accionamiento del rotor principal mediante un engranaje. Esto significa que las velocidades de giro del rotor principal y de los rotores cicloidales están siempre en una relación constante. El empuje necesario en cada caso se ajusta mediante el ajuste de las palas de rotor, lo que posibilita un accionamiento muy simple.

20 Alternativamente puede estar previsto que los rotores cicloidales presenten un accionamiento que es independiente del rotor principal y que es eléctrico, hidráulico o está configurado como unidad motriz propia. Por consiguiente, el empuje se puede variar dentro de límites particularmente amplios.

En una realización particularmente ventajosa, la aeronave no presenta un rotor de cola. Esto permite ahorrar peso y reducir el coste constructivo.

25 La invención se describe detalladamente por medio de las figuras 1 a 8. Muestran:

Fig. 1 un helicóptero híbrido, según la invención, en vista inclinada desde arriba;

30 Fig. 2 el helicóptero de la figura 1 en una vista desde la parte delantera;

Fig. 3 el helicóptero de la figura 1 en una vista lateral;

35 Fig. 4 el helicóptero de la figura 1 en una vista en planta;

Fig. 5 un rotor cicloidal en vista inclinada;

Fig. 6 el rotor cicloidal en vista lateral;

40 Fig. 7 el rotor cicloidal en una vista desde la parte delantera; y

Fig. 8 un dispositivo de ajuste de desfase en detalle.

45 La figura 1 muestra una aeronave según la invención, específicamente un helicóptero híbrido en una vista inclinada desde arriba que está compuesto del fuselaje de aeronave 1, el rotor principal 2, los rotores cicloidales 3 y 3' dispuestos lateralmente, la suspensión 4 y 4' de los rotores cicloidales, el apoyo exterior 5' y el dispositivo de ajuste de desfase exterior 11' y el estabilizador horizontal y vertical 6, 6', 7, 7' y la entalladura 20 en la suspensión 4 y 4'.

50 La figura 2 muestra el helicóptero híbrido, según la invención, en una vista delantera con los dos rotores cicloidales 3 y 3' dispuestos lateralmente y su suspensión 4 y 4', estando diseñada también la suspensión 4 y 4' como ala o componente que tiene la función de un ala. En la zona central está prevista una entalladura 20 que facilita un paso de aire desde abajo. La suspensión 4, 4' está fijada, por una parte, en el fuselaje de aeronave 1 y, por la otra parte, externamente en los rotores cicloidales 3, 3' y soporta tales rotores.

55 Un dispositivo de ajuste de desfase 11 y 11' para el ajuste de las palas de rotor 9 está situado externamente en los rotores cicloidales 3, 3' y los dos dispositivos de ajuste de desfase, dirigidos hacia el fuselaje de aeronave 1 del helicóptero, no son visibles. De este modo es posible realizar el ajuste cíclico de las palas de rotor 9 desde dos lados y prever el accionamiento del rotor 3, 3' por el lado dirigido hacia el fuselaje de aeronave 1 del helicóptero. Está previsto que los rotores cicloidales 3, 3' presenten una longitud en dirección axial (es decir, una distancia del fuselaje de aeronave 1 al borde exterior) que corresponde aproximadamente al diámetro de los rotores cicloidales 3, 3' y es preferentemente de 80 % a 120 % del diámetro.

60 La figura 3 muestra el helicóptero híbrido, según la invención, en una vista lateral con el rotor cicloidal 3' dispuesto lateralmente y su suspensión 4', pudiendo estar diseñada también la suspensión como ala o componente que tiene la función de un ala, con el apoyo de rotor exterior 5', el dispositivo de ajuste de desfase exterior 11' y el estabilizador vertical 6.

En la figura 4 se puede observar en particular el estabilizador horizontal y vertical 6, 6', 7, 7'.

- 5 La figura 5 muestra el rotor cicloidal derecho 3 de la figura 2 en una vista inclinada, que está compuesto esencialmente del eje de rotor 10, de las palas de rotor 9 (preferentemente tres a seis), los dos discos de rotor 8 y 8' con apoyo de pala de rotor integrado, el dispositivo de ajuste de desfase lateral 11 opuesto al fuselaje de aeronave del helicóptero para influir en el ángulo de ataque cíclico de pala de rotor y la dirección del vector de empuje 12 que se puede controlar en un plano 15 en perpendicular al eje de giro de rotor 10 en cualquier dirección y tamaño si el rotor cicloidal 3 se mantiene rotando a una velocidad de giro correspondiente según la dirección de giro 14.
- 10 La figura 6 muestra el rotor cicloidal 3 en una vista lateral, indicándose con el ángulo  $\varphi$  la dirección 13 del vector de empuje 12 y con el ángulo  $\Omega$  la dirección de giro 14 del rotor cicloidal.
- 15 La figura 7 muestra el rotor cicloidal derecho 3 de la figura 2 en una vista lateral, que está compuesto esencialmente de los dos discos de rotor 8 y 8', el eje de rotor 10, las palas de rotor 9 (preferentemente 3 a 6), el dispositivo de ajuste de desfase lateral 11 opuesto al fuselaje de aeronave 1 del helicóptero y la unidad de de desfase 19 dirigida hacia el fuselaje de aeronave 1 del helicóptero para influir en el ángulo de ataque cíclico de pala de rotor y la dirección del vector de empuje.
- 20 La figura 8 muestra los dispositivos de ajuste de pala de rotor cíclicos 16 unidos al dispositivo de ajuste de desfase 11 en los discos de rotor 8. Mediante el desplazamiento del punto de desfase central 17 dentro de una superficie circular 18 se definen el tamaño del vector de empuje y la dirección del vector de empuje en correspondencia con la distancia y la dirección del punto de desfase 17 del eje de giro 10 del rotor.

**REIVINDICACIONES**

- 5 1. Aeronave diseñada como helicóptero híbrido con un fuselaje de aeronave (1), un rotor principal (2) dispuesto en el fuselaje de aeronave (1) y rotores cicloidales (3, 3') sobresalientes lateralmente del fuselaje de aeronave (1) con una superficie frontal exterior, **caracterizada por que** los rotores cicloidales (3, 3') están unidos al fuselaje de aeronave (1) mediante un dispositivo de suspensión (4, 4') que soporta cada uno de los rotores cicloidales (3, 3') por al menos uno de sus dos bordes exteriores y por que cada rotor cicloidal (3, 3') se puede controlar individual e independientemente del otro y los rotores cicloidales (3, 3') pueden ejecutar una compensación del par de giro del rotor principal (2).
- 10 2. Aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizada por que** el dispositivo de suspensión (4, 4') está realizado como ala portante para producir la sustentación en el vuelo hacia adelante.
- 15 3. Aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 2, **caracterizada por que** el dispositivo de suspensión (4, 4') está dispuesto por encima de los rotores cicloidales (3, 3').
- 20 4. Aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 3, **caracterizada por que** el dispositivo de suspensión (4, 4') presenta una entalladura (20) directamente por encima de los rotores cicloidales (3, 3').
- 25 5. Aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 4, **caracterizada por que** los rotores cicloidales (3, 3') presentan cada uno al menos un dispositivo de ajuste de desfase (11, 11') situado en la zona de al menos uno de sus dos bordes exteriores.
- 30 6. Aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 5, **caracterizada por que** los rotores cicloidales (3, 3') están unidos al accionamiento del rotor principal (2) mediante un engranaje.
- 35 7. Aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 6, **caracterizada por que** los rotores cicloidales (3, 3') presentan un accionamiento que es independiente del rotor principal (2) y que es eléctrico, hidráulico o está configurado como unidad motriz propia.
- 40 8. Aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 7, **caracterizada por que** está previsto un estabilizador horizontal y vertical (6, 6', 7, 7') para la estabilización.
- 45 9. Aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 8, **caracterizada por que** los rotores cicloidales (3, 3') están dispuestos por debajo del rotor principal (2).
- 50 10. Aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 9, **caracterizada por que** los rotores cicloidales (3, 3') se pueden ajustar entre una posición, en la que el empuje se produce hacia abajo y una posición, en la que el empuje se produce hacia atrás.
- 55 11. Aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 10, **caracterizada por que** los rotores cicloidales (3, 3') presentan una longitud en dirección axial que corresponde aproximadamente al diámetro y es preferentemente del 80 % al 120 % del diámetro.
- 60 12. Aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 11, **caracterizada por que** la aeronave no presenta ningún rotor de cola.

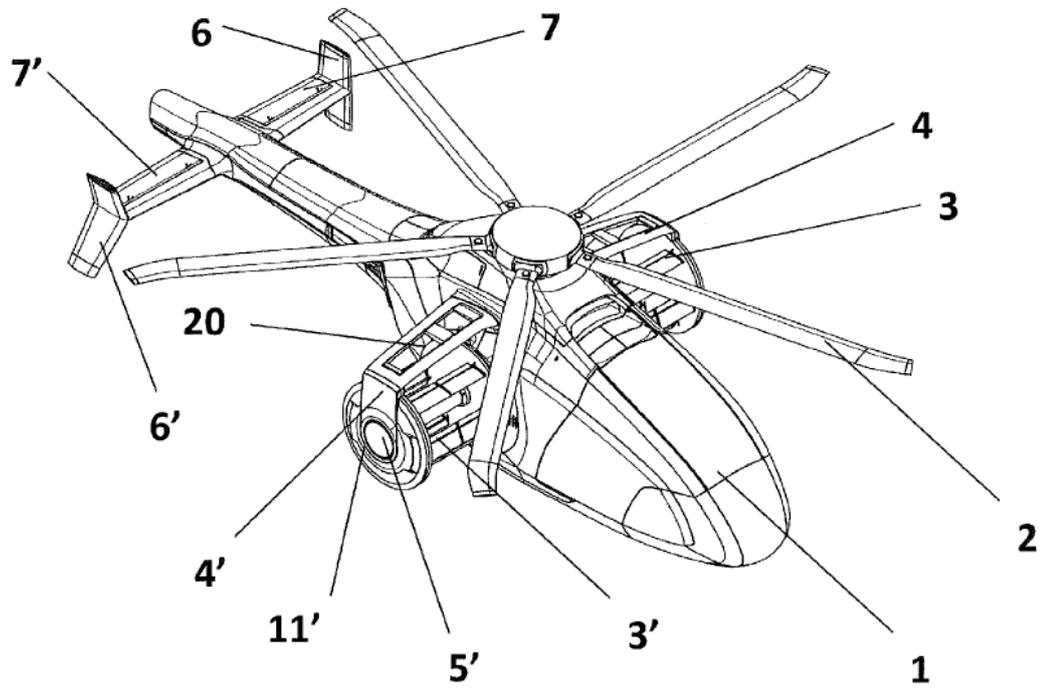


Fig. 1

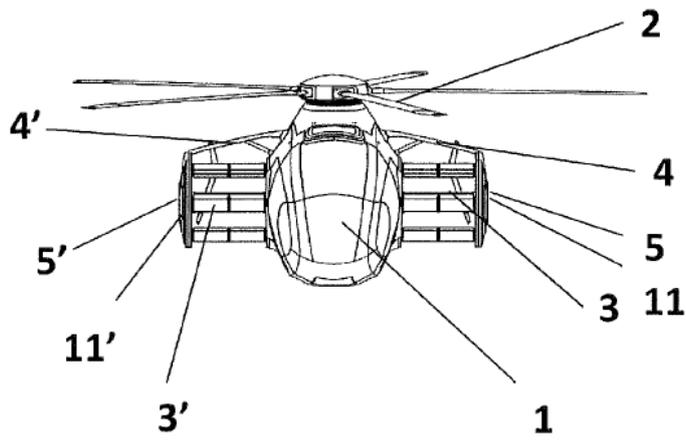


Fig. 2

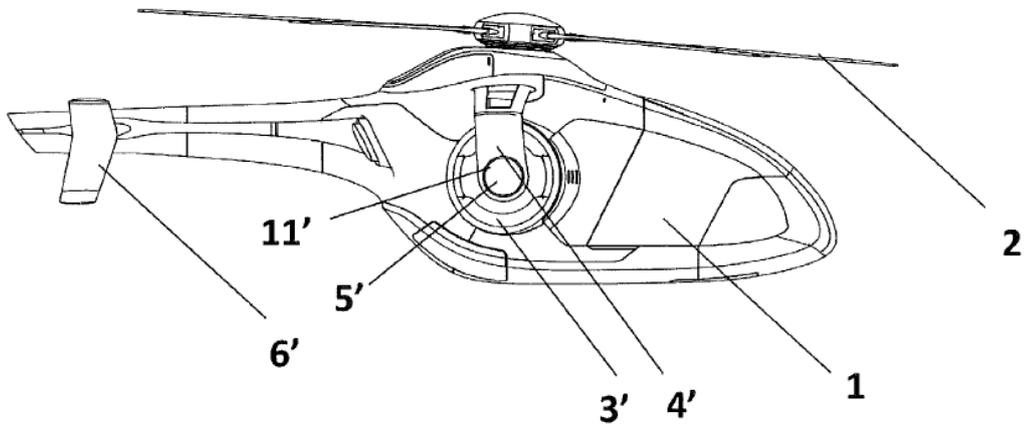


Fig. 3

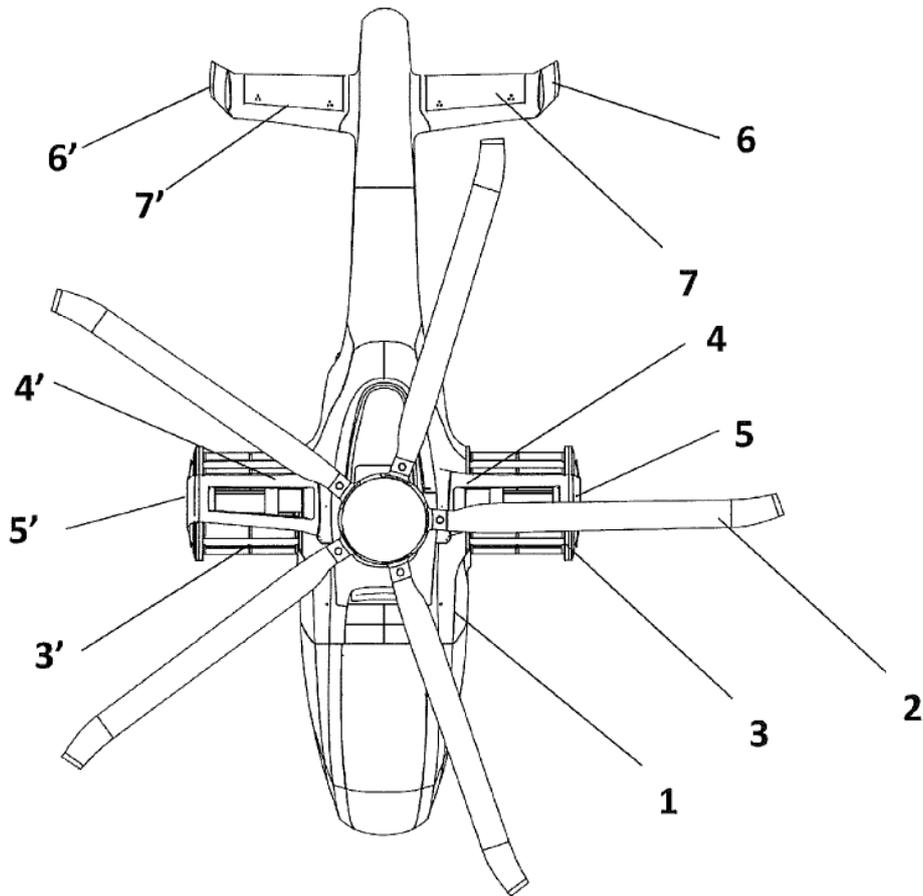


Fig. 4

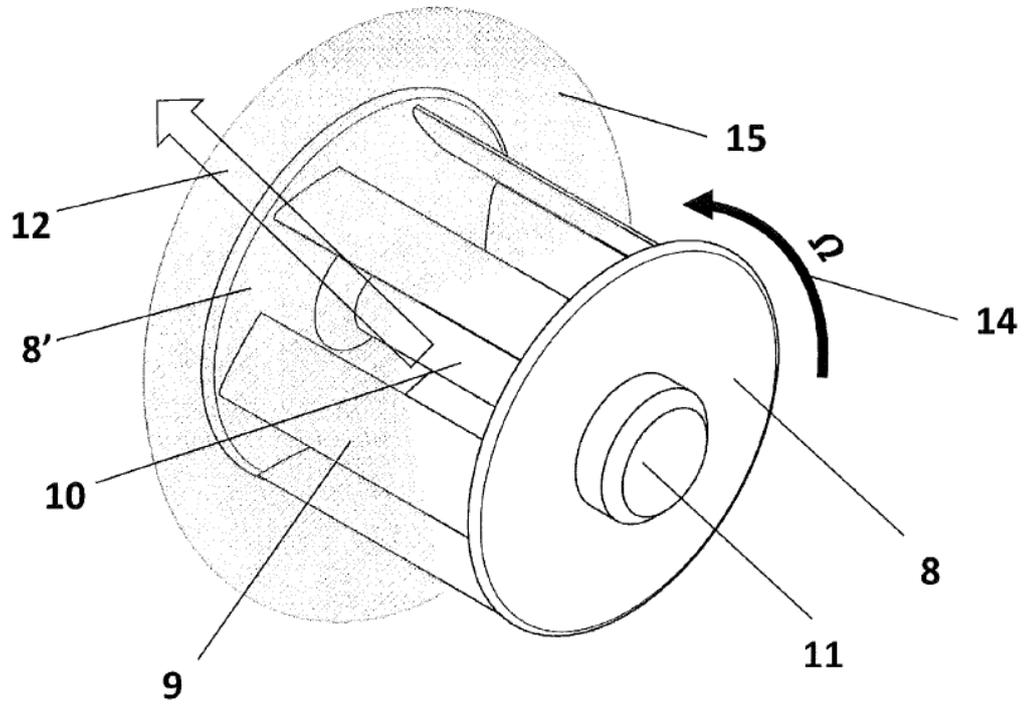


Fig. 5

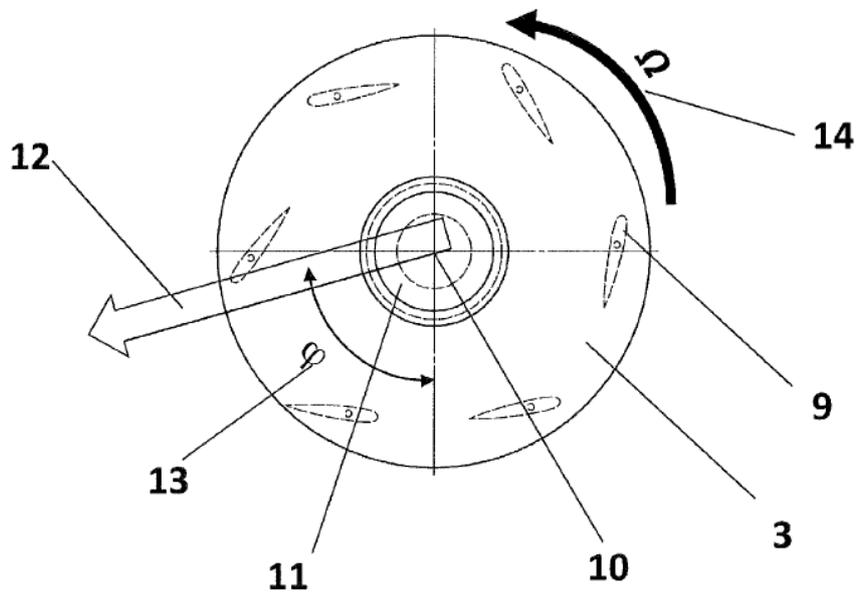


Fig. 6



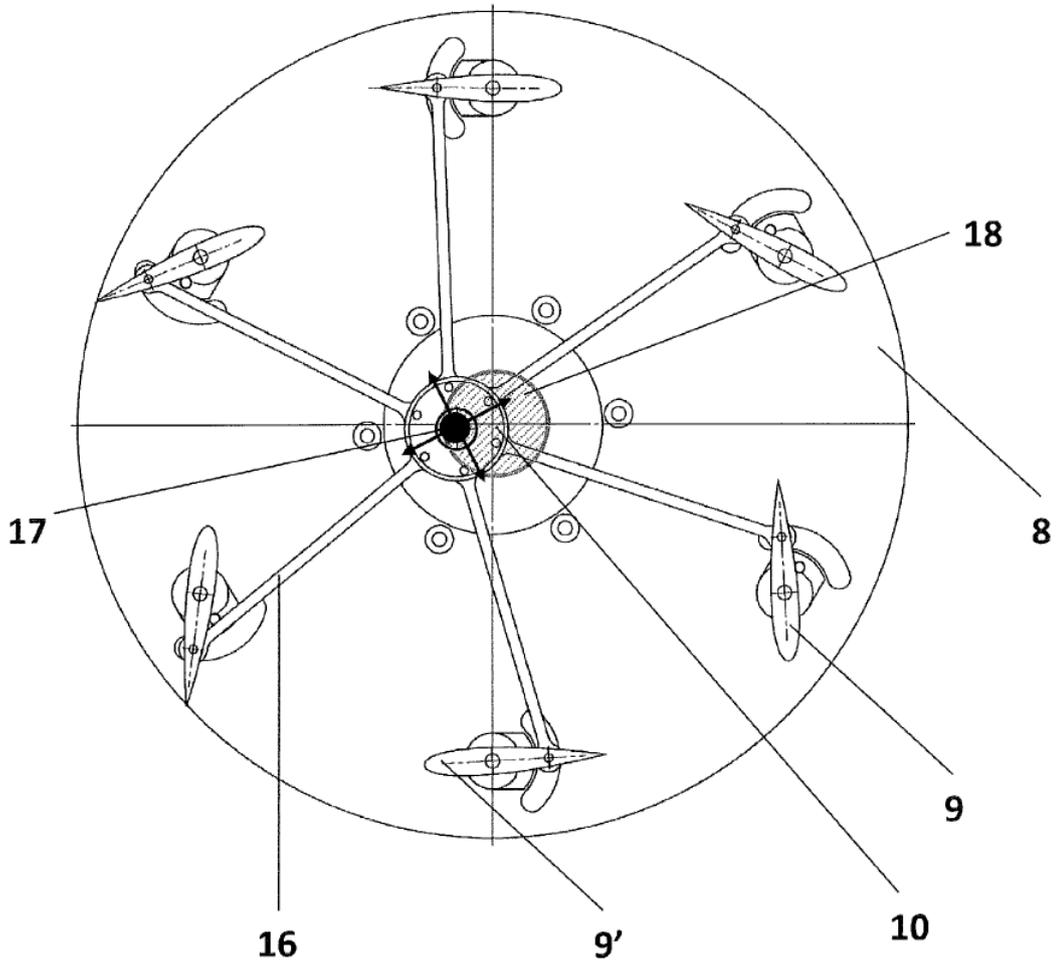


Fig. 8