

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 587 879**

51 Int. Cl.:

**F16H 57/08** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **22.02.2013** E 13156305 (8)

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **08.06.2016** EP 2770231

54 Título: **Un porta-satélites para un engranaje planetario**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**27.10.2016**

73 Titular/es:

**MOVENTAS GEARS OY (100.0%)**  
**Vesangantie 1, P.O. Box 158**  
**40101 Jyväskylä, FI**

72 Inventor/es:

**TOIKKANEN, JARI y**  
**TIRKKONEN, JORMA**

74 Agente/Representante:

**ARIAS SANZ, Juan**

**ES 2 587 879 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

Un porta-satélites para un engranaje planetario

### 5 **Campo de la invención**

La invención se refiere a un porta-satélites para un engranaje planetario. Además, la invención se refiere a un engranaje planetario.

### 10 **Antecedentes**

Un engranaje planetario comprende un porta-satélites, un eje planetario, un engranaje de corona y unas ruedas satélites soportadas por el porta-satélites, de modo que las ruedas satélites se engranan con el eje planetario y con el engranaje de corona. El porta-satélites en su forma más simple comprende una primera sección terminal para soportar los primeros extremos de los ejes de las ruedas satélites y una segunda sección terminal para soporte de los segundos extremos de los ejes de las ruedas satélites. En muchos casos, sin embargo, un porta-satélites de la clase descrita anteriormente puede ser mecánicamente demasiado elástico, es decir no suficientemente rígido, y por ello las posiciones de las ruedas satélites con respecto al eje del planetario y al engranaje de corona no son necesariamente las deseadas, especialmente durante unas condiciones de carga elevada. Esto puede producir un desgaste excesivo de los dientes de las ruedas satélites, los dientes del eje planetario y los dientes del engranaje de corona.

Para incrementar la rigidez mecánica, muchos porta-satélites comprenden una estructura de soporte que está entre la primera y la segunda sección terminal, en la dirección axial de las ruedas satélites. Un inconveniente relativo a la estructura de soporte es que complica el montaje y desmontaje de las ruedas satélites del engranaje planetario. Por lo tanto, la estructura de soporte puede complicar el mantenimiento del engranaje planetario. Por ello, con frecuencia se llega a un compromiso entre la rigidez mecánica del porta-satélites y la complejidad del mantenimiento del engranaje planetario.

La publicación JP2007071273 desvela un porta-satélites que comprende una placa terminal que puede separarse de manera no destructiva de la estructura de soporte de modo que facilite el mantenimiento del engranaje planetario.

### **Sumario**

A continuación se presenta un sumario simplificado para facilitar una comprensión básica de algunos aspectos de diversas realizaciones de la invención. El sumario no es una visión general extensa de la invención. No tiene por objeto ni identificar elementos clave o críticos de la invención ni delimitar el alcance de la invención. El siguiente sumario presenta meramente algunos conceptos de la invención en una forma simplificada como preludeo de una descripción más detallada de ejemplos de realización de la invención.

De acuerdo con la presente invención, se proporciona un nuevo porta-satélites para un engranaje planetario. Un porta-satélites de acuerdo con la invención comprende:

- 45 - una primera sección terminal para soportar los primeros extremos de los ejes de las ruedas satélites del engranaje planetario,
- una segunda sección terminal para soportar los segundos extremos de los ejes de las ruedas satélites, y
- 50 - una estructura de soporte conectada a la primera y la segunda sección terminal y localizada entre la primera y la segunda sección terminal en la dirección axial de las ruedas satélites y entre las ruedas satélites en la dirección circunferencial del porta-satélites.

La primera sección terminal anteriormente mencionada se fija a la estructura de soporte de modo que al menos una parte de la primera sección terminal sea separable de manera no destructiva de la estructura de soporte. La primera sección terminal comprende sectores separados, comprendiendo cada uno una parte para soportar al menos uno de los primeros extremos de los ejes de las ruedas satélites y que se fijan a la estructura de soporte de modo que cada uno de los sectores sea separable de manera no destructiva de la estructura de soporte. La primera sección terminal puede fijarse, por ejemplo, pero no necesariamente, a la estructura de soporte con tornillos y puede haber muescas que coincidan mutuamente en la estructura de soporte y en la primera sección terminal de modo que transfieran el par entre la estructura de soporte y la primera sección terminal.

El hecho de que al menos una parte de la primera sección terminal pueda separarse de la estructura de soporte facilita el mantenimiento del engranaje planetario debido a que, tras la retirada de la primera sección terminal o de su parte separable, las ruedas satélites pueden retirarse e instalarse sustancialmente con más facilidad que en los casos en los que se trata de un porta-satélites tradicional de una sola pieza.

De acuerdo con la presente invención, se proporciona también un nuevo engranaje planetario que comprende:

- un eje planetario,
- 5 - un engranaje de corona,
- ruedas satélites, y
- un porta-satélites de acuerdo con la invención para soportar las ruedas satélites de modo que las ruedas
- 10 satélites se engranen con el eje planetario y con el engranaje de corona.

Se describen en las reivindicaciones independientes adjuntas un cierto número de realizaciones no limitativas y ejemplos de realización de la invención.

15 Diversas realizaciones no limitativas e ilustrativas de la invención tanto relativas a construcciones como a métodos de operación, junto con los objetos y ventajas adicionales de las mismas, se entenderán mejor a partir de la siguiente descripción de ejemplos de realización específicos cuando se leen en relación con los dibujos adjuntos.

20 Los verbos “comprender” e “incluir” se usan en el presente documento como limitaciones abiertas que ni excluyen ni requieren la existencia de características no enumeradas. Las características enumeradas en las reivindicaciones dependientes pueden combinarse mutuamente libremente a menos que se indique explícitamente lo contrario. Además, se debe entender que el uso de “un” o “una” a lo largo del presente documento no excluye una pluralidad.

#### 25 **Breve descripción de las figuras**

Los ejemplos de realización de la invención y sus ventajas se explican con mayor detalle a continuación en el sentido de los ejemplos y con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

30 las figuras 1a, 1b y 1c ilustran un engranaje planetario de acuerdo con un ejemplo de realización de la invención, y

la figura 2 ilustra un engranaje planetario de acuerdo con otro ejemplo de realización de la invención.

#### 35 **Descripción de las realizaciones**

Las figuras 1a, 1b y 1c ilustran un engranaje planetario de acuerdo con una ejemplo de realización de la invención. La figura 1a muestra una vista de una sección tomada a lo largo de la línea B-B mostrada en las figuras 1b y 1c, la figura 1b muestra una vista de la sección tomada a lo largo de la línea A-A mostrada en la figura 1a, y la figura 1c muestra una vista de una sección tomada a lo largo de la línea C-C que se muestra en la figura 1a. El engranaje planetario comprende un eje planetario 111, un engranaje de corona 112, ruedas satélites 113, 114, 115 y 116 y un porta-satélites 101 de acuerdo con un ejemplo de realización de la invención para soportar las ruedas satélites, de modo que las ruedas satélites se engranen con el eje planetario y con el engranaje de corona tal como se ilustra en las figuras 1a y 1c. El porta-satélites 101 comprende una sección de conexión 117 que puede conectarse a un sistema mecánico externo, por ejemplo, pero no necesariamente, a un rotor de una turbina eólica. El porta-satélites 101 comprende una primera sección terminal 102 para soportar los primeros extremos de los ejes de la rueda satélite 113-116. El porta-satélites 101 comprende una segunda sección terminal 103 para soportar los segundos extremos de los ejes de las ruedas satélites. El porta-satélites 101 comprende además una estructura de soporte 104 conectada a la primera y la segunda sección terminal 102 y 103. La estructura de soporte está situada entre la primera y la segunda sección terminal en la dirección axial de las ruedas satélites y entre las ruedas satélites en la dirección circunferencial del porta-satélites. La dirección axial es la dirección del eje Z en el sistema de coordenadas 199 mostrado en las figuras 1a, 1b y 1c. La dirección circunferencial es la dirección a lo largo de la circunferencia del engranaje de corona 112.

La primera sección terminal 102 del porta-satélites 101 se fija a la estructura de soporte 104 de modo que la primera sección terminal 102 sea separable de manera no destructiva de la estructura de soporte 104. En el ejemplo del caso ilustrado en las figuras 1a, 1b y 1c, la primera sección terminal 102 se fija a la estructura de soporte 104 con la ayuda de tornillos. Uno de los tornillos está indicado con un número de referencia 105 en la figura 1a. Puede haber, por ejemplo, pero no necesariamente, muescas mutuamente coincidentes en la estructura de soporte 104 y en la primera sección terminal 102 de modo que transfieran el par entre la estructura de soporte 104 y la primera sección terminal 102. El hecho de que la primera sección terminal 102 pueda separarse de la estructura de soporte 104 facilita el mantenimiento del engranaje planetario debido a que, tras la retirada de la sección terminal 102, las ruedas satélites pueden extraerse e instalarse sustancialmente en la dirección axial de la rueda satélite, es decir las ruedas satélites pueden retirarse sustancialmente en la dirección z positiva de un sistema de coordenadas 199 e instalarse sustancialmente en la dirección z negativa del sistema de coordenadas 199.

En el ejemplo del caso ilustrado en las figuras 1a, 1b y 1c, la estructura de soporte 104 se conecta a los cercos exteriores de la primera y la segunda sección terminal 102 y 103. Tal como se ha ilustrado en la figura 1c, la estructura de soporte 104 está configurada para estar tan separada del eje geométrico de rotación del eje planetario 111 y el eje geométrico de rotación de las ruedas satélites 113-116 está configurado para estar tan cerca del eje de rotación geométrico del eje planetario, que el diámetro máximo D de las ruedas satélites puede ser al menos el 90 %, o más ventajosamente al menos el 95 %, de la distancia d entre los ejes geométricos de rotación de las ruedas satélites adyacentes. El diámetro máximo D y la distancia d se ilustran en la figura 1b. El diámetro máximo D es el diámetro del círculo más pequeño que puede envolver cada una de las ruedas satélites 113-116. Por ello, los dientes de las ruedas satélites están incluidos en el diámetro máximo D. La relación de engranajes entre el eje planetario 111 y el porta-satélites 101 es de  $D_R/D_S + 1$ , en la que  $D_R$  es el diámetro del engranaje de corona y  $D_S$  es el diámetro del eje planetario. El diámetro  $D_S$  del eje planetario no puede ser más pequeño que:

$$D_R - 2 \times D_{\max},$$

en la que  $D_{\max}$  es el D más grande posible, es decir el mayor diámetro máximo posible de las ruedas satélites. Como la estructura de soporte 104 está diseñada de modo que permita que el diámetro máximo D de las ruedas satélites sea al menos el 90 % de la distancia d entre los ejes de rotación geométricos de ruedas satélites adyacentes, es posible conseguir una relación de engranajes relativamente alta. En el porta-satélites 101, se utiliza el hecho de que la parte más exterior radialmente de la estructura de soporte 104 es la que más contribuye a la rigidez mecánica. Por lo tanto, la relación de engranajes puede incrementarse sin sacrificar sustancialmente la rigidez mecánica.

La figura 2 ilustra un porta-satélites 201 de acuerdo con un ejemplo de realización de la invención. El porta-satélites comprende una primera sección terminal 202 para soportar los primeros extremos de los ejes de las ruedas satélites 213, 214, 215 y 216 de un engranaje planetario, de modo que los ejes geométricos de rotación de las ruedas satélites estén montados a intervalos sustancialmente uniformes sobre una periferia del círculo. El porta-satélites comprende una segunda sección terminal para soportar los segundos extremos de los ejes de las ruedas satélites. La segunda sección terminal no se muestra en la figura 2 pero la segunda sección terminal puede ser acorde a lo que se ilustra en la figura 1a. El porta-satélites comprende una estructura de soporte conectada a la primera y la segunda sección terminal y localizada entre la primera y la segunda sección terminal en la dirección axial de las ruedas satélites y entre las ruedas satélites en la dirección circunferencial del porta-satélites. La estructura de soporte no se muestra en la figura 2, pero la estructura de soporte puede ser acorde a lo que se ilustra en las figuras 1a y 1c. En el ejemplo del caso ilustrado en la figura 2, la primera sección terminal 202 del porta-satélites 201 comprende sectores separados 206, 207, 208 y 209. Cada uno de los sectores 206-209 comprende una parte para soportar uno de los primeros extremos de los ejes de las ruedas satélites y cada uno de los sectores 206-209 se fija a la estructura de soporte de modo que cada uno de los sectores 206-209 sea separable y extraíble de manera no destructiva de la estructura de soporte. En el ejemplo del caso ilustrado en la figura 2, los sectores 206-209 se fijan a la estructura de soporte con la ayuda de tornillos. Uno de los tornillos está indicado con un número de referencia 205 en la figura 2. Puede haber, por ejemplo, pero no necesariamente, muescas mutuamente coincidentes en la estructura de soporte y en cada uno de los sectores 206-209, de modo que se transfiera el par entre la estructura de soporte y los sectores 206-209. El hecho de que cada uno de los sectores 206-209 sea separable y extraíble de manera no destructiva de la estructura de soporte facilita el mantenimiento del engranaje planetario debido a que, tras la retirada de uno de los sectores, la rueda satélite respectiva puede retirarse e instalarse sustancialmente en la dirección axial de la rueda satélite, es decir la rueda satélite puede extraerse sustancialmente en la dirección z positiva de un sistema de coordenadas 299 mostrado en la figura 2 e instalarse sustancialmente en la dirección z negativa del sistema de coordenadas 299. En el ejemplo del caso ilustrado en la figura 2, cada uno de los sectores soporta una de las ruedas satélites. Es posible también que haya dos sectores soportando cada uno dos de las ruedas satélites.

Las primeras secciones terminales de los porta-satélites 101 y 201 ilustrados en las figuras 1a y 1b y en la figura 2 están conformadas para comprender voladizos que sobresalen hacia el eje geométrico de simetría rotacional del eje planetario de modo que cada uno de los voladizos esté configurado para soportar uno de los primeros extremos de los ejes de las ruedas satélites. En la figura 2, los voladizos se indican con un número de referencia 210. La finalidad de la forma que incluye los voladizos anteriormente mencionados es maximizar el área abierta que rodea a la primera sección terminal de modo que facilite además el mantenimiento del engranaje planetario.

En los ejemplos de engranajes planetarios ilustrados en las figuras 1a-1c y 2, el número de ruedas satélites es cuatro. Es posible también, sin embargo, que el número de ruedas satélites sea superior o inferior a cuatro.

En los ejemplos de los casos ilustrados en las figuras 1a-1c y 2, el engranaje de corona es fijo y el porta-satélites y el eje planetario son giratorios. Es posible también que el porta-satélites sea fijo y que el eje satélite y el engranaje de corona sean giratorios. Además, también es posible que el eje planetario sea fijo y que el porta-satélites y el engranaje de corona sean giratorios. Independientemente de si el eje planetario es giratorio o no, el eje planetario tiene un eje de simetría geométrico de rotación que se menciona en las reivindicaciones adjuntas.

En los ejemplos de los casos ilustrados en las figuras 1a-1c y 2, toda la segunda sección terminal es separable de manera no destructiva de la estructura de soporte. Sin embargo, también es posible que en algunos ejemplos de

5 realización de la invención solo una parte o partes de la segunda sección terminal sea(n) separable(s) de manera no destructiva de la estructura de soporte. Por ejemplo, en relación con el caso ilustrado en la figura 2, podría ser suficiente, en algunos casos que solo dos de los sectores, por ejemplo los sectores 209 y 207, sean separables de manera no destructiva de la estructura de soporte y los sectores 206 y 208 sean parte integral de la estructura de soporte, es decir no extraíbles.

Los ejemplos específicos proporcionados en la descripción aportada anteriormente no deberían interpretarse como limitativos de la aplicabilidad y/o interpretación de las reivindicaciones adjuntas.

**REIVINDICACIONES**

1. Un porta-satélites (101, 201) para un engranaje planetario, comprendiendo el porta-satélites:

- 5 - una primera sección terminal (102, 202) para soportar los primeros extremos de los ejes de las ruedas satélites del engranaje planetario,
- una segunda sección terminal (103) para soportar los segundos extremos de los ejes de las ruedas satélites, y
- 10 - una estructura de soporte (104) conectada a la primera y la segunda sección terminal y localizada entre la primera y la segunda sección terminal en la dirección axial de las ruedas satélites y entre las ruedas satélites en la dirección circunferencial del porta-satélites.

en el que la primera sección terminal está fijada a la estructura de soporte de modo que al menos una parte de la primera sección terminal sea separable de manera no destructiva de la estructura de soporte, **caracterizado por** **que** la primera sección terminal comprende sectores separados (206-209) comprendiendo cada uno de ellos una parte para soportar al menos uno de los primeros extremos de los ejes de las ruedas satélites y que se fija a la estructura de soporte de modo que cada uno de los sectores sea separable de manera no destructiva de la estructura de soporte.

15

2. Un porta-satélites de acuerdo con la reivindicación 1, en el que cada uno de los sectores (206-209) de la primera sección terminal está configurado para soportar uno y solo uno de los primeros extremos de los ejes de las ruedas satélites.

20

3. Un porta-satélites de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, en el que la primera sección terminal está conformada para comprender voladizos (210) que sobresalen hacia un eje geométrico de simetría rotacional del eje planetario de modo que cada uno de los voladizos esté configurado para soportar uno y solo uno de los primeros extremos de los ejes de la rueda satélite.

25

4. Un porta-satélites de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-3, en el que la estructura de soporte está conectada a los bordes exteriores de la primera y la segunda sección terminal y está configurada de modo que esté tan separada del eje geométrico de simetría rotacional de un eje planetario del engranaje planetario y los ejes geométricos de rotación de las ruedas satélites están configurados para estar tan próximos al eje geométrico de simetría rotacional del eje planetario, que un diámetro máximo (D) de las ruedas satélites es capaz de ser al menos el 90 % de una distancia (d) entre los ejes geométricos de rotación de ruedas satélites adyacentes.

30

5. Un porta-satélites de acuerdo con la reivindicación 4, en el que la estructura de soporte está configurada de modo que esté tan separada del eje geométrico de simetría rotacional del eje planetario y los ejes geométricos de rotación de las ruedas satélites están configurados para estar tan próximos al eje geométrico de simetría rotacional del eje planetario, que el diámetro máximo de las ruedas satélites es capaz de ser al menos el 95 % de la distancia entre los ejes geométricos de rotación de ruedas satélites adyacentes.

35

6. Un porta-satélites de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-5, en el que el porta-satélites está configurado para soportar al menos cuatro ruedas satélites.

40

7. Un porta-satélites de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-6, en el que el porta-satélites comprende muescas mutuamente coincidentes en la estructura de soporte y en la primera sección terminal de modo que se transfiera al par entre la estructura de soporte y la primera sección terminal.

45

8. Un engranaje planetario que comprende:

- 50 - un eje planetario (111, 211),
- un engranaje de corona (112),
- ruedas satélites (113-116, 213-216), y
- un porta-satélites (101, 201) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-7 para soportar las ruedas satélites de modo que las ruedas satélites se engranen con el eje planetario y con el engranaje de corona.

55

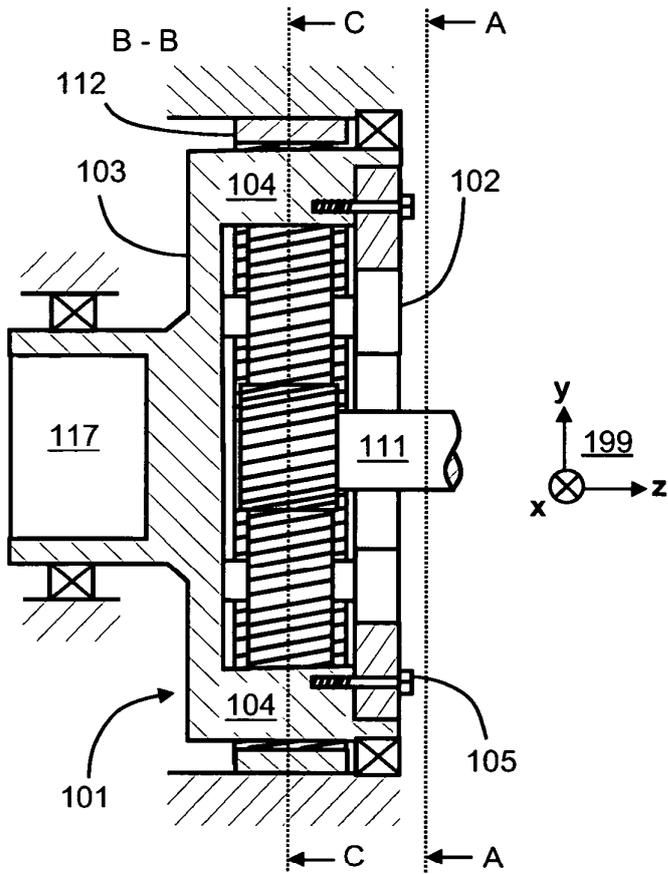


Figura 1a

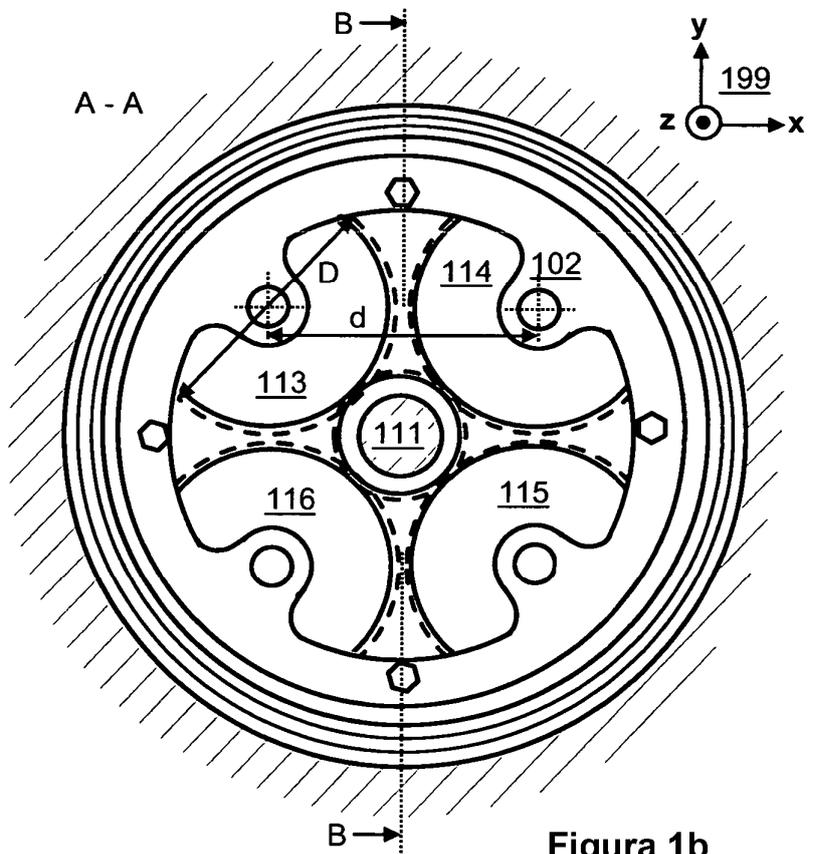


Figura 1b

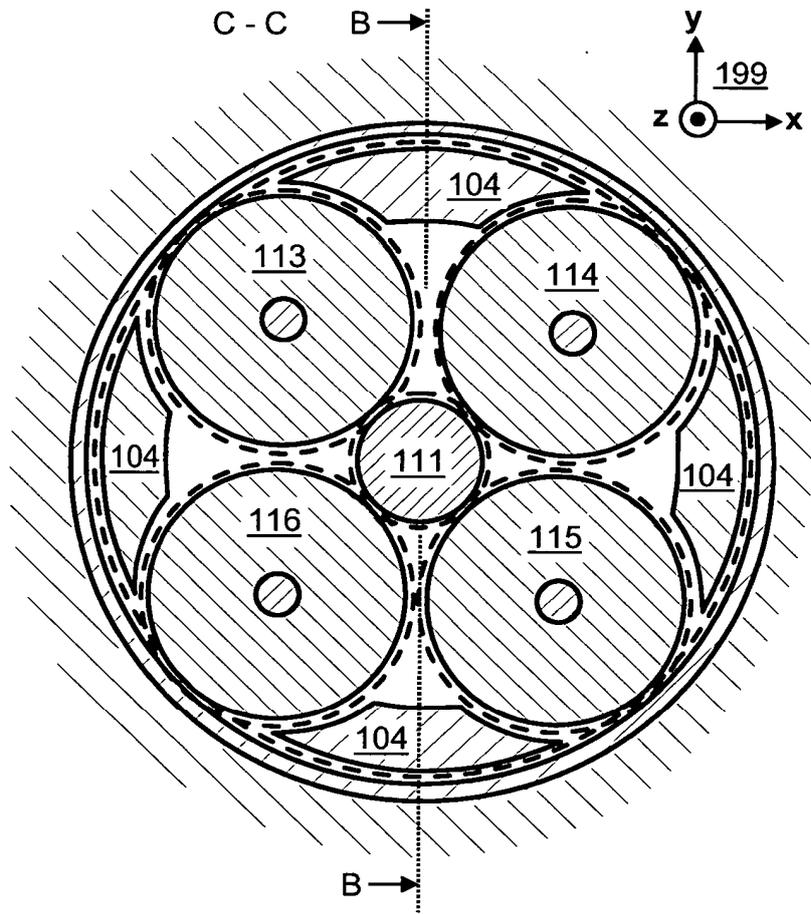


Figura 1c

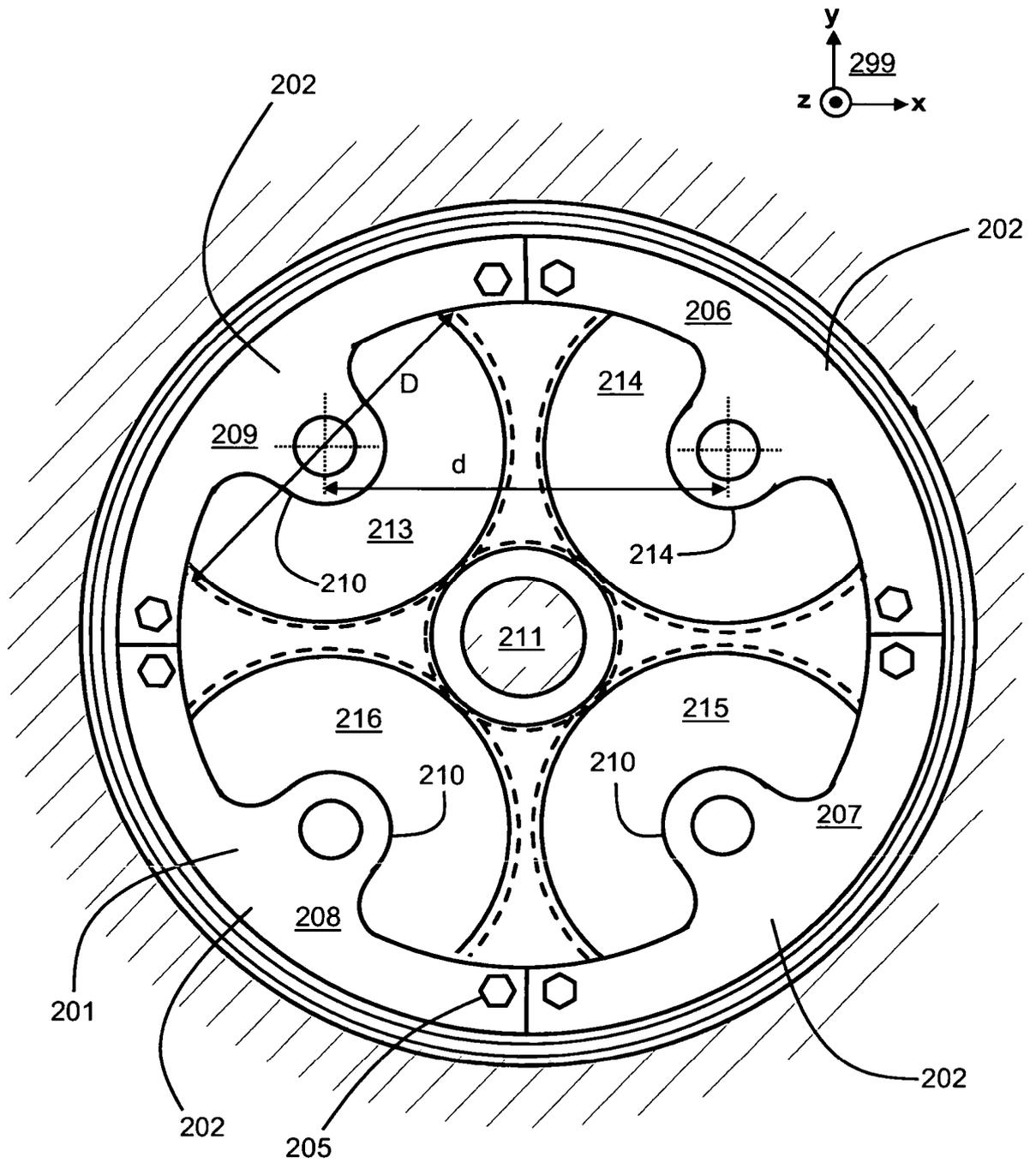


Figura 2