

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 694 691**

51 Int. Cl.:

B64G 1/28 (2006.01)

G05D 1/08 (2006.01)

G01C 19/00 (2013.01)

G01C 19/06 (2006.01)

B64G 1/10 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **23.12.2014 PCT/IB2014/067282**

87 Fecha y número de publicación internacional: **02.07.2015 WO15097672**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.12.2014 E 14828539 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **29.08.2018 EP 3087006**

54 Título: **Control de posición para aplicaciones ágiles de satélite**

30 Prioridad:

23.12.2013 IT TO20131067

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

26.12.2018

73 Titular/es:

**THALES ALENIA SPACE ITALIA S.P.A. CON
UNICO SOCIO (100.0%)
Via Saccomuro, 24
00131 Roma, IT**

72 Inventor/es:

**ANANIA, MARCO y
CASCONI, DOMENICO**

74 Agente/Representante:

ARIAS SANZ, Juan

ES 2 694 691 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

Control de posición para aplicaciones ágiles de satélite

5 **Campo técnico de la invención**

La presente invención se refiere, en general, a control de posición y, en particular, a control de la posición de una plataforma espacial, de manera conveniente de un satélite y/o una nave espacial.

10 **Estado de la técnica**

Como es conocido, un giróscopo (o giro) de momento de control (o momento) (que, a continuación, se denominará como CMG) es un generador de par torsión usado para control de posición, en particular en sistemas de control de posición de nave espacial/satélite. Normalmente se usa en lugar de las ruedas de reacción por su par torsión de salida elevado y rápida respuesta.

A este respecto, la Figura 1 ilustra esquemáticamente, a modo de ejemplo, el principio de funcionamiento de un CMG (indicado en su totalidad por 1) aprovechable para control de posición de satélite.

20 En particular, como se muestra en la Figura 1, el CMG 1 comprende un volante, o rotor, (representado esquemáticamente como un disco 11) alojado en una carcasa 12 y que rota a velocidad angular constante por un motor del volante (no mostrado en la Figura 1 para el fin de simplicidad de ilustración) teniendo de esta manera un momento angular H.

25 El volante 11 está acoplado con un cardán (no mostrado en la Figura 1 para el fin de simplicidad de ilustración) operable por un motor de cardán (no mostrado en la Figura 1 para el fin de simplicidad de ilustración) para girar dicho volante 11 y, por lo tanto, su vector de momento angular H alrededor de un eje de cardán G perpendicular al vector de momento angular H, generando de esta manera un par torsión T de giróscopo (o efecto giro) que puede usarse para girar un satélite. El par torsión generado T radica en un eje perpendicular tanto al vector de momento angular de rotor H como al eje de cardán G, y gira alrededor del eje de cardán G con la misma velocidad angular con la que se gira el rotor 11 por el cardán alrededor de dichos ejes de cardán G.

35 El uso de giros de momento de control (CMG) en sistemas de control de posición de nave espacial/satélite se ha limitado durante varios años debido a la peculiaridad de este tipo de accionadores. De hecho, los CMG son unidades electromecánicas complejas basadas en cardanes mecánicos que permiten un número infinito de revoluciones; sus juntas deberán soportar altas velocidades rotacionales y aceleraciones extraordinarias durante las fases de inicio y detención de accionamiento. Además, están basados en sistemas de anillo colector, que aumenta costes y reduce la fiabilidad del sistema global.

40 Puesto que el par torsión producido por un CMG gira en un plano ortogonal al eje de cardán, normalmente se requiere un conjunto o agrupación que incluye varias unidades de CMG para controlar el par torsión deseado en un plano en el espacio tridimensional. A este respecto, se llama la atención al hecho de que las terminologías "agrupación de CMG" y "conjunto de CMG" se usarán de manera indiferente en la presente solicitud.

45 La configuración de una agrupación de CMG normalmente se define por las direcciones de todas las unidades de CMG, en particular por las direcciones de los ejes de cardán.

50 Como es conocido, los conjuntos de CMG de cardán únicos típicos (es decir, con un cardán por rotor) normalmente tienen ciertos tipos de simetrías, que pueden clasificarse en dos tipos principales: tipo independiente y tipo múltiple. En particular, un único conjunto de CMG de cardán del tipo independiente no tiene direcciones/ejes de cardán paralelos, mientras que un único conjunto de CMG de cardán del tipo múltiple tiene grupos de direcciones/ejes de cardán paralelos.

55 A este respecto, la Figura 2 ilustra esquemáticamente una única agrupación de CMG de cardán del tipo múltiple (indicado en su totalidad por 2) que comprende seis CMG de cardán únicos (es decir, en el que cada CMG tiene un único cardán). En particular, en la Figura 2, para el fin de simplicidad de ilustración, únicamente se muestran los rotores de los seis CMG de cardán únicos. En detalle, como se muestra en la Figura 2, tres rotores (indicados por 21, 22 y 23, respectivamente) y, por lo tanto, los correspondientes tres CMG tienen primeras direcciones/ejes de cardán (indicado por \hat{g}_{21} , \hat{g}_{22} y \hat{g}_{23} , respectivamente) que son mutuamente paralelos, mientras que los otros tres rotores (indicados por 24, 25 y 26, respectivamente) y, por lo tanto, los otros tres CMG tienen segundas direcciones/ejes de cardán (indicado por \hat{g}_{24} , \hat{g}_{25} y \hat{g}_{26} , respectivamente) que son mutuamente paralelos y que no son paralelos a las primeras direcciones/ejes de cardán \hat{g}_{21} , \hat{g}_{22} y \hat{g}_{23} .

65 Además, los rotores 21, 22 y 23 tienen los vectores de momento angular (indicado por h_{21} , h_{22} y h_{23} , respectivamente) girando en uno y el mismo plano, y los rotores 24, 25 y 26 tienen los vectores de momento angular (indicado por h_{24} , h_{25} y h_{26} , respectivamente) girando en uno y el mismo plano que es paralelo al plano en el que

giran los vectores de momento angular h_{21} , h_{22} y h_{23} de los rotores 21, 22 y 23.

Un ejemplo de agrupación de CMG se desvela en el documento US 2011/011982 A1, que se refiere a un sistema de CMG modular para un sistema de control de posición de nave espacial, sistema de CMG modular que se forma por una pluralidad de módulos de CMG, en el que cada módulo de CMG tiene un diseño de alojamiento modular que es idéntico al de los otros módulos de CMG, de manera que la pluralidad de módulos de CMG pueden montarse en una estructura de bus en serie de nave espacial en una deseada de múltiples configuraciones en series.

Además, el documento US 2003/160132 A1 desvela un sistema de compensación de desequilibrio dinámico para desequilibrio dinámico de un conjunto de rotación en una nave espacial para compensar la presencia de un momento de desequilibrio dinámico. En particular, dicho sistema de compensación de desequilibrio dinámico de acuerdo con el documento US 2003/160132 A1 incluye una nave espacial, un conjunto rotacional montado en la nave espacial y que puede girarse alrededor de un eje de rotación relativo a la nave espacial, y uno o más dispositivos de momento montados en el conjunto rotacional y que generan un componente de vector de momento perpendicular al eje de rotación. El uno o más dispositivos de momento generan un par torsión de compensación durante la rotación del conjunto rotacional para compensar el desequilibrio dinámico del conjunto rotacional.

La desventaja más importante de las agrupaciones de CMG es que existen algunas condiciones en las que los CMG no pueden producir par torsión a lo largo de ciertas direcciones, que se denominan direcciones de singularidad. Una agrupación de CMG se acerca a una dirección de singularidad cuando alcanza una configuración geométrica de ángulo de cardán particular. Por lo tanto, tienen que elegirse lógicas de evitación de singularidad ad hoc, con diferentes ventajas y desventajas, para mitigar los efectos de este problema.

En el pasado han sido propuestas y se han implementado varias técnicas de control de CMG para evitar condiciones de singularidad, tales como:

- optimizaciones fuera de línea realizadas a priori en tierra para calcular trayectorias de cardán fuera de línea de manera que se ajusten a requisitos de la misión y, al mismo tiempo, para evitar condiciones de singularidad; o
- técnicas de evitación de singularidad que introducen errores/perturbaciones en el par torsión accionado.

Un ejemplo de la estrategia jerárquica para evitación de singularidad en matrices de CMG se desvela en el documento EP 1 908 686 A1, que se refiere a un sistema de control para ajustar la posición de una nave espacial, sistema de control que comprende:

- un conjunto de CMG configurados para permitir maniobra de espacio nulo; y
- un procesador de control de accionador de momento acoplado al conjunto de CMG y configurado
 - para determinar una maniobra de espacio nulo obligatoria para evitar singularidades, y
 - determinar una maniobra de espacio nulo opcional para aumentar par torsión disponible.

En particular, dicha maniobra de espacio nulo obligatoria puede calcularse basándose en ciertos ángulos de cardán, y puede implementarse aumentando la matriz de control jacobiana inversa.

Objeto y sumario de la invención

Por lo tanto, un primer objeto de la presente invención es el de proporcionar un sistema de control de posición que tiene complejidad inferior y, por lo tanto, costes inferiores, y, al mismo tiempo, fiabilidad y estabilidad superior que los sistemas de control de posición conocidos.

Además, un segundo objeto de la presente invención es el de proporcionar un sistema de control de posición con capacidades de evitación de singularidad mejoradas.

Estos y otros objetos se consiguen por la presente invención en lo que se refiere a un conjunto de giróscopo de momento de control y un sistema de control de posición, como se definen en las reivindicaciones adjuntas.

Breve descripción de los dibujos

Para un mejor entendimiento de la presente invención, se describirán ahora realizaciones preferidas, que se pretenden puramente por medio de ejemplos no limitantes, con referencia a los dibujos adjuntos (todos no a escala), en los que:

- La Figura 1 ilustra esquemáticamente el principio de funcionamiento de un giróscopo de momento de control;
- La Figura 2 ilustra esquemáticamente una agrupación de giróscopos de momento de control del tipo múltiple;
- La Figura 3 ilustra esquemáticamente un giróscopo de momento de control de acuerdo con una realización preferida de un primer aspecto de la presente invención;
- La Figura 4 ilustra esquemáticamente una agrupación de giróscopos de momento de control de acuerdo con

una primera realización preferida de un segundo aspecto de la presente invención;

- La Figura 5 muestra superficies de singularidad de tres giróscopos de momento de control de la agrupación de la Figura 4;

- La Figura 6 ilustra esquemáticamente una agrupación de giróscopos de momento de control de acuerdo con una segunda realización preferida del segundo aspecto anteriormente mencionado de la presente invención;

- Las Figuras 7-9 muestran, en tres planos de referencia, una envolvente de momento angular de una agrupación de giróscopos de momento de control de acuerdo con una primera realización preferida de la agrupación mostrada en la Figura 4;

- La Figura 10 muestra la envolvente de momento angular tridimensional global de la agrupación de giróscopos de momento de control de acuerdo con dicha primera realización preferida de la agrupación mostrada en la Figura 4;

- La Figura 11 ilustra esquemáticamente un sistema de control de posición de satélite/nave espacial que implementa una lógica de control de agrupación de giróscopos de momento de control de acuerdo con una realización preferida de un tercer aspecto de la presente invención;

- Las Figuras 12-14 muestran, en tres planos de referencia, una envolvente de momento angular de una agrupación de giróscopos de momento de control de acuerdo con una segunda realización preferida de la agrupación mostrada en la Figura 4; y

- Las Figuras 15 y 16 ilustran esquemáticamente resultados de dos pruebas de la presente invención llevadas a cabo por el solicitante.

20 Descripción detallada de realizaciones preferidas de la invención

El siguiente análisis se presenta para posibilitar que un experto en la materia realice y use la invención. Serán fácilmente evidentes para los expertos en la materia diversas modificaciones a las realizaciones, sin alejarse del alcance de la presente invención según se reivindica. Por lo tanto, la presente invención no se pretende que esté limitada a las realizaciones mostradas y descritas, sino que esté acorde con el alcance más amplio consistente con los principios y características desvelados en el presente documento y definidos en las reivindicaciones adjuntas.

La presente invención se refiere, en general, a control de posición y, en particular, a control de la posición de una plataforma espacial, de manera conveniente de un satélite y/o una nave espacial.

En detalle, un primer aspecto de la presente invención se refiere al uso, en un sistema de control de posición, de varios CMG con revoluciones de cardán limitadas, un segundo aspecto de la presente invención se refiere a una configuración específica de un conjunto de CMG para un sistema de control de posición, y un tercer aspecto de la presente invención se refiere a una lógica específica para controlar un conjunto de CMG de un sistema de control de posición. La combinación sinérgica de los tres aspectos anteriormente mencionados de la presente invención permite realizar un nuevo e inventivo sistema de control de posición que supera todos los problemas principales (anteriormente descritos) relacionados con el uso de CMG.

De cualquier manera, sin prejuzgar lo anterior, es importante observar que cada uno de los tres aspectos anteriormente mencionados de la presente invención permite, de por sí, conseguir respectivas ventajas técnicas importantes y, por lo tanto, realizar un nuevo e inventivo sistema de control de posición incluso no en combinación con los otros dos aspectos. En particular, el uso de CMG con revoluciones de cardán limitadas de acuerdo con el primer aspecto permite, de por sí, realizar un nuevo e inventivo sistema de control de posición incluso sin el uso de la configuración de conjunto de CMG específica de acuerdo con el segundo aspecto y de la lógica de control de conjunto de CMG específica de acuerdo con el tercer aspecto. Además, el uso de la configuración de conjunto de CMG específica de acuerdo con el segundo aspecto permite, de por sí, realizar un nuevo e inventivo sistema de control de posición incluso sin el uso de CMG con revoluciones de cardán limitadas de acuerdo con el primer aspecto y de la lógica de control de conjunto de CMG específica de acuerdo con el tercer aspecto. Finalmente, el uso de la lógica de control de conjunto de CMG específica de acuerdo con el tercer aspecto permite, de por sí, realizar un nuevo e inventivo sistema de control de posición incluso sin el uso de CMG con revoluciones de cardán limitadas de acuerdo con el primer aspecto y de la configuración de conjunto de CMG específica de acuerdo con el segundo aspecto.

En particular, como para el primer aspecto de la presente invención, este aspecto se refiere al uso, en un sistema de control de posición, de varios CMG (o unidades de CMG) cada una de las cuales tiene un respectivo cardán mecánicamente restringido para que sea operable para realizar únicamente un número limitado de (en el sentido de las agujas del reloj y en el sentido contrario al de las agujas del reloj) revoluciones completas sobre su eje.

En detalle, como es conocido y como se ha descrito anteriormente, en un CMG un motor del volante se usa para girar el volante (o rotor) sobre su eje, motor de volante que está dispuesto normalmente sobre el cardán. Por lo tanto, en un CMG tienen que proporcionarse las conexiones eléctricas entre partes fijas y giratorias para alimentar el motor del volante (en particular, para alimentar las fases del motor del volante) y para obtener señales de sensores acoplados con el rotor. De acuerdo con el primer aspecto de la presente invención esto se consigue por medio de un cable flexible, preferentemente un cable flexible plano, que, en respuesta a la rotación del cardán, se enrolla y desenrolla (es decir, se bobina y desbobina) alrededor de los ejes de cardán y asegura conexión de alimentación y señal a/desde el CMG. Debido al uso del cable flexible anteriormente mencionado, el número máximo de

revoluciones de cardán depende de la longitud del cable flexible usado, que, por lo tanto, representa una restricción mecánica para el número de revoluciones completas realizables en el sentido de las agujas del reloj y en el sentido contrario al de las agujas del reloj por el cardán sobre su eje. De hecho, si se supera este límite, la unidad de CMG falla puesto que se interrumpe la conexión de potencia y señal.

5 Para un mejor entendimiento del primer aspecto de la presente invención, se hace referencia a la Figura 3 que ilustra esquemáticamente un CMG (indicado en su totalidad por 3) de acuerdo con una realización preferida de dicho primer aspecto de la presente invención.

10 En particular, el CMG 3 comprende:

- una carcasa 31 que aloja, en su interior, un volante que rota en un eje de volante por un motor del volante (dicho volante, eje de volante y motor de volante no siendo visibles en la Figura 3); y

15 • un cardán 32, que
 - se extiende en el interior de la carcasa 31 y sobresale también de manera externa de la última, y
 - puede girarse en el sentido de las agujas del reloj y en el sentido contrario al de las agujas del reloj en un eje de cardán \hat{G}_{Axis} y está acoplado con el volante para provocar que el último gire en el sentido de las agujas del reloj y en el sentido contrario al de las agujas del reloj alrededor de dichos ejes de cardán \hat{G}_{Axis} .

20 Además, como se muestra en la Figura 3, un cable flexible, preferentemente un cable flexible plano, 33 está acoplado al cardán 32, de manera externa a la carcasa 31, para alimentar, en general, el CMG 3 y, en particular, el motor del volante en el interior de la carcasa 31, y para recibir señales proporcionadas por los sensores acoplados, en general, al CMG 3 y, en particular, a dicho volante.

25 En particular, en uso, la rotación de cardán provoca que el cable flexible 33 se enrolle y desenrolle (es decir, se bobine y desbobine) alrededor del cardán 32, limitando de esta manera mecánicamente el número de revoluciones completas realizables en el sentido de las agujas del reloj y en el sentido contrario al de las agujas del reloj por dicho cardán 32 en el eje de cardán \hat{G}_{Axis} .

30 El primer aspecto de la presente invención proporciona varias ventajas. En particular, permite evitar el uso de anillos colectores o anillos rodantes para transferir potencia y señales a/desde el CMG con consecuentes impactos positivos en términos de costes del proceso de cualificación de la unidad y de fiabilidad del sistema y resistencia en el entorno espacial. De manera conveniente, la solución propuesta está basada en cables flexibles, preferentemente cables flexibles planos, en concreto elementos transmisión de potencia y señal que no usan partes móviles y que
 35 tienen mejor fiabilidad, estabilidad y resistencia de ruido electromagnético.

Además, gracias al uso de CMG con revoluciones de cardán limitadas, el diseño y gestión de sensor de cardán pueden simplificarse puesto que no se solicita medir revoluciones de ángulo de cardán infinitas. Este hecho permite el uso de tipos de sensor (por ejemplo, sensores que proporcionan salidas analógicas del tipo seno/coseno) con
 40 algoritmos de reconstrucción de ángulo simplificados y por lo tanto permite tener impactos positivos en costes y fiabilidad de sistema.

En consideración de las ventajas técnicas anteriormente mencionadas relacionadas con el primer aspecto de la presente invención, puede entenderse fácilmente que, como ya se ha explicado anteriormente, el uso de CMG con revoluciones de cardán limitadas permite, de por sí, realizar un nuevo e inventivo sistema de control de posición (incluso sin las características adicionales de acuerdo con el segundo y tercer aspectos de la presente invención). A este respecto, es importante destacar que el primer aspecto de la presente invención puede aprovecharse ventajosamente también en un sistema de control de posición que:

50 • tiene una agrupación de CMG con una configuración diferente que la de acuerdo con el segundo aspecto de la presente invención; y/o
 • implementa una lógica de control de agrupación de CMG diferente de la de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención.

55 Adicionalmente, como para el segundo aspecto de la presente invención, este aspecto se refiere al uso, en un sistema de control de posición, de una agrupación de varios CMG divididos en dos grupos, en concreto un primer y un segundo grupo, en los que:

60 • los CMG del primer grupo tienen
 - los ejes de cardán que son mutuamente paralelos o radican a lo largo de una y la misma línea recta, y
 - los vectores de momento angular del rotor que giran en uno y el mismo plano o en planos paralelos;
 • los CMG del segundo grupo tienen los ejes de cardán que
 - son mutuamente paralelos o radican a lo largo de una y la misma línea recta, y
 - no son paralelos a los ejes de cardán de los CMG del primer grupo;
 65 • los CMG del segundo grupo tienen los vectores de momento angular del rotor que giran en uno y el mismo plano o en planos paralelos; y

• el plano o planos en los que giran los vectores de momento angular del rotor de los CMG del primer grupo intersecan el plano o planos en los que giran los vectores de momento angular del rotor de los CMG del segundo grupo.

5 De manera conveniente, los ejes de cardán de los CMG del primer grupo y del segundo grupo radican en uno y el mismo plano.

Preferentemente, la agrupación de CMG comprende tres o más CMG; por ejemplo la agrupación de CMG puede comprender de manera conveniente cuatro CMG.

10 De manera conveniente, los CMG del primer grupo y del segundo grupo tienen revoluciones de cardán limitadas de acuerdo con el primer aspecto de la presente invención.

15 Para un mejor entendimiento del segundo aspecto de la presente invención, la Figura 4 ilustra esquemáticamente una primera configuración de una primera agrupación de CMG (indicada en su totalidad por 4) para un sistema de control de posición de acuerdo con una primera realización preferida del segundo aspecto anteriormente mencionado de la presente invención.

20 En particular, la agrupación de CMG 4 incluye cuatro CMG 41, 42, 43 y 44 (para el fin de simplicidad de ilustración, en la Figura 4 únicamente se muestran los rotores de los cuatro CMG 41, 42, 43 y 44), que están divididos en dos pares, en concreto un primer y un segundo par, en el que cada par de CMG tienen ejes de cardán paralelos (dando como resultado de esta manera que la agrupación de CMG 4 sea una agrupación de CMG del tipo múltiple).

En detalle, como se muestra en la Figura 4, los CMG 41 y 42 tienen:

- 25
- ejes de cardán paralelos \hat{g}_1 y \hat{g}_2 ; y
 - vectores de momento angular del rotor H_1 y H_2 que giran en uno y el mismo plano.

Además, los CMG 43 y 44 tienen:

- 30
- ejes de cardán paralelos \hat{g}_3 y \hat{g}_4 , que no son paralelos a los ejes de cardán \hat{g}_1 y \hat{g}_2 de los CMG 41 y 42, y que radican en el mismo plano que los ejes de cardán \hat{g}_1 y \hat{g}_2 de los CMG 41 y 42 (dicho plano común a los ejes de cardán \hat{g}_1 , \hat{g}_2 , \hat{g}_3 y \hat{g}_4 que se representa en la Figura 4 por un plano XY de un sistema de referencia cartesiano tridimensional XYZ mostrado en dicha figura); y
 - vectores de momento angular del rotor H_3 y H_4 que giran en uno y el mismo plano que intersecta el plano en el que giran los vectores de momento angular del rotor H_1 y H_2 de los CMG 41 y 42.
- 35

Adicionalmente, el plano en el que giran los vectores de momento angular del rotor H_1 y H_2 de los CMG 41 y 42 forma un ángulo γ_1 con el eje Y, y el plano en el que giran los vectores de momento angular del rotor H_3 y H_4 de los CMG 43 y 44 forma un ángulo γ_2 con el eje X.

40

El momento angular total $H^4_{CMG}(t)$ proporcionado por la agrupación de CMG 4 puede expresarse como función de los ángulos de cardán $\theta_i(t)$ de cada CMG 41, 42, 43 y 44 mediante expresiones trigonométricas sencillas:

$$\begin{aligned}
 H^4_{CMG}(t) &= H_{41}(t) + H_{42}(t) + H_{43}(t) + H_{44}(t) = \\
 &= R(\gamma_1) \cdot H_0 \left(\begin{bmatrix} 0 \\ \cos(\theta_1(t)) \\ \text{sen}(\theta_1(t)) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \cos(\theta_2(t)) \\ \text{sen}(\theta_2(t)) \end{bmatrix} \right) + \\
 &+ R(\gamma_2) \cdot H_0 \left(\begin{bmatrix} \cos(\theta_3(t)) \\ 0 \\ \text{sen}(\theta_3(t)) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos(\theta_4(t)) \\ 0 \\ \text{sen}(\theta_4(t)) \end{bmatrix} \right) \quad (1)
 \end{aligned}$$

45 donde H_0 indica el momento angular de una única unidad de CMG (en el presente ejemplo suponiéndose dicho momento angular H_0 que es el mismo para todos los CMG 41, 42, 43 y 44, quedando claro que el momento angular de cada unidad de CMG puede ser también diferente de los de las otras unidades de CMG), y $R(\gamma_1)$ y $R(\gamma_2)$ indican matrices de rotación que tienen en cuenta el ángulo de inclinación entre los dos planos intersecantes en los que rotan respectivamente los vectores de momento angular del rotor H_1 y H_2 , y H_3 y H_4 .

50

Por lo tanto, el diferencial del vector de momento angular total es:

$$dH_{CMG}^A = H_0 (\bar{f}_1 d\theta_1 + \bar{f}_2 d\theta_2 + \bar{f}_3 d\theta_3 + \bar{f}_4 d\theta_4) = A d\bar{\theta} \quad (2)$$

5 donde A es la matriz jacobiana definida como

$$dH_{CMG}^A(t) = H_0 \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\text{sen}(\theta_3(t)) & -\text{sen}(\theta_4(t)) \\ -\text{sen}(\theta_1(t)) & -\text{sen}(\theta_2(t)) & 0 & 0 \\ \text{cos}(\theta_1(t)) & \text{cos}(\theta_2(t)) & \text{cos}(\theta_3(t)) & \text{cos}(\theta_4(t)) \end{bmatrix} d\bar{\theta} \quad (3)$$

10 Una lógica de control de agrupación de CMG, en uso, tiene que invertir la ecuación (3) anteriormente mencionada para hallar el comando de variación de ángulo de cardán que provoca la agrupación de CMG 4 para proporcionar la variación de momento angular solicitada.

15 Desde un punto de vista matemático, la inversión de la ecuación (3) puede ser imposible en caso de que el determinante de la matriz jacobiana A sea nulo; de hecho, en este caso la ecuación (3) no es invertible, por lo tanto, es imposible obtener una solución. Cuando tiene lugar esta condición, existe una dirección en la que el sistema de CMG 4 no puede proporcionar el par torsión solicitado y esta situación se llama "condición de singularidad".

20 La invención se aprovecha de la topología de singularidades de la configuración propuesta en caso de que se usen únicamente tres CMG. Esta configuración de CMG tiene características peculiares en términos de disponibilidad de momento angular: tiene una envolvente elíptica de momento angular, en la que no ocurren condiciones singulares. Esta región sin singularidad en la envolvente del momento angular puede aproximarse como una elipsoide de radios 1H, 1H, $\sqrt{3}H$. A este respecto, la Figura 5 muestra superficies de singularidad de tres GMC usados, en concreto las superficies de momento angular donde la matriz jacobiana no es invertible. A partir de la Figura 5 es evidente una región interna sin ninguna superficie de singularidad.

25 En consideración del hecho de que la configuración de la agrupación de CMG 4 mostrada en la Figura 4 emplea cuatro CMG, puede identificarse hasta cuatro tripletas de unidad de CMG (es decir, combinaciones de tres unidades de CMG). Para cada tripleta puede calcularse la matriz jacobiana. En la siguiente tabla 1 las matrices jacobianas de todas las tripletas de CMG (indicado como CONF1, CONF2, CONF3 y CONF4, respectivamente) se informan para el caso $\gamma_1 = \gamma_2 = 0$ (en concreto, cuando los planos de rotación de los vectores de momento angular del rotor H₁ y H₂ de los CMG 41 y 42 y de los vectores de momento angular del rotor H₃ y H₄ de los CMG 43 y 44 son perpendiculares).

TABLA 1

TRIPLETA DE CMG	MATRIZ JACOBIANA
CONF1	$A_{CONF1} = H_0 \begin{bmatrix} 0 & -\text{sen}(\theta_3(t)) & -\text{sen}(\theta_4(t)) \\ -\text{sen}(\theta_2(t)) & 0 & 0 \\ \text{cos}(\theta_2(t)) & \text{cos}(\theta_3(t)) & \text{cos}(\theta_4(t)) \end{bmatrix}$
CONF2	$A_{CONF2} = H_0 \begin{bmatrix} 0 & -\text{sen}(\theta_3(t)) & -\text{sen}(\theta_4(t)) \\ -\text{sen}(\theta_1(t)) & 0 & 0 \\ \text{cos}(\theta_1(t)) & \text{cos}(\theta_3(t)) & \text{cos}(\theta_4(t)) \end{bmatrix}$
CONF3	$A_{CONF3} = H_0 \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\text{sen}(\theta_4(t)) \\ -\text{sen}(\theta_1(t)) & -\text{sen}(\theta_2(t)) & 0 \\ \text{cos}(\theta_1(t)) & \text{cos}(\theta_2(t)) & \text{cos}(\theta_4(t)) \end{bmatrix}$

TRIPLETA DE CMG	MATRIZ JACOBIANA
CONF4	$A_{CONF4} = H_0 \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\text{sen}(\theta_3(t)) \\ -\text{sen}(\theta_1(t)) & -\text{sen}(\theta_2(t)) & 0 \\ \text{cos}(\theta_1(t)) & \text{cos}(\theta_2(t)) & \text{cos}(\theta_3(t)) \end{bmatrix}$

En caso de que la solicitud del momento angular permanezca en la zona sin singularidad de la tripleta elegida, el comando de cardán puede calcularse directamente basándose en la ecuación informada en la Tabla 1 anterior y que corresponde a la tripleta elegida usando una única inversión de matriz de 3x3 sin ningún problema de singularidad.

5 Empezando a partir de la relación entre los ángulos de cardán y el vector de momento, puede hallarse que la región de momento angular interna puede cubrirse con una excursión limitada de los ángulos de cardán. Esta característica asegura que el momento angular dentro de la zona sin singularidad interna puede explorarse con una variación limitada de los ángulos de cardán y, por lo tanto, esta característica coincide de manera óptima con el uso de CMG con revoluciones de cardán limitadas de acuerdo con el primer aspecto de la presente invención.

10 Como para el uso de una configuración de agrupación de CMG en la que giran los vectores de momento angular del rotor de los CMG en planos perpendiculares (es decir, el uso de una configuración de agrupación de CMG en la que $\gamma_1 = \gamma_2 = 0$), la Figura 6 ilustra esquemáticamente una segunda configuración de una segunda agrupación de CMG (indicada en su totalidad por 6) que incorpora dicha característica de acuerdo con una segunda realización preferida del segundo aspecto de la presente invención.

15 En particular, la agrupación de CMG 6 incluye cuatro CMG 61, 62, 63 y 64, que se dividen en dos pares, en concreto un primer y un segundo par, en el que cada par de CMG tiene un eje de cardán respectivo que es perpendicular al eje de cardán del otro par de CMG.

20 En detalle, como se muestra en la Figura 6, los CMG 61 y 62 tienen:

- uno y el mismo eje de cardán (indicado por un eje z de un sistema de referencia cartesiano tridimensional xyz mostrado en la Figura 6), o, de manera equivalente, ejes de cardán que radican a lo largo de una y la misma línea recta (es decir, a lo largo del eje z); y
- vectores de momento angular del rotor que giran en planos paralelos (en particular, en planos paralelos al plano xy del sistema de referencia cartesiano tridimensional mostrado en la Figura 6).

30 Además, los CMG 63 y 64 tienen:

- uno y el mismo eje de cardán (representado por el eje y del sistema de referencia cartesiano tridimensional mostrado en la Figura 6), o, de manera equivalente, ejes de cardán que radican a lo largo de una y la misma línea recta (es decir, a lo largo del eje y); y
- vectores de momento angular del rotor que giran en planos paralelos (en particular, en planos paralelos al plano xz del sistema de referencia Cartesiano tridimensional mostrado en la Figura 6).

35 Por lo tanto, los ejes de cardán de los dos pares de CMG 61-62 y 63-64 son perpendiculares, y los planos, en los que giran los vectores de momento angular del rotor de los CMG 61 y 62, intersectan y son perpendiculares a los planos en los que giran los vectores de momento angular del rotor de los CMG 63 y 64.

40 Como se ha explicado anteriormente, la configuración de agrupación de CMG de acuerdo con el segundo aspecto de la presente invención permite, en cualquier momento, hallar y, por lo tanto, usar una tripleta de unidades de CMG de manera que mantenga la solicitud del momento angular en una correspondiente región sin singularidad, representando de esta manera el cálculo de comando de cardán extremadamente rápido y computacionalmente ligero (de hecho se requiere una sencilla inversión de matriz de 3x3) y, al mismo tiempo, evitando cualquier problema de singularidad.

45 En consideración de las ventajas técnicas anteriormente mencionadas relacionadas con el segundo aspecto de la presente invención, puede entenderse fácilmente que, como ya se ha explicado anteriormente, la configuración de conjunto de CMG de acuerdo con el segundo aspecto de la presente invención permite, de por sí, realizar un nuevo e inventivo sistema de control de posición (incluso sin las características adicionales de acuerdo con el primer y tercer aspectos de la presente invención). A este respecto, es importante destacar que la configuración de conjunto de CMG de acuerdo con el segundo aspecto de la presente invención puede aprovecharse ventajosamente también en un sistema de control de posición que:

- incluye CMG con revoluciones de cardán ilimitadas; y/o
- implementa un conjunto de lógica de control de CMG diferente que el de acuerdo con el tercer aspecto de la

presente invención.

Finalmente, como para el tercer aspecto de la presente invención, este aspecto se refiere a lógica para controlar una agrupación de CMG de un sistema de control de posición, agrupación de CMG que incluye más de tres unidades de CMG.

En particular, la agrupación de lógica de control de CMG de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención puede unir las características de dos configuraciones de CMG, en concreto la configuración de la agrupación de CMG global y la configuración de cualquier tripleta de CMG (es decir, cualquier combinación de tres unidades de CMG) entre los CMG de la agrupación. De esta manera, la agrupación de lógica de control de CMG tiene a su disposición el momento angular total de la configuración de agrupación de CMG global y la sencilla ley de orientación de la configuración de la tripleta de CMG, evitando de esta manera el uso de algoritmos computacionalmente intensivos.

En detalle, la agrupación de lógica de control de CMG de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención está diseñada para controlar una agrupación de cuatro o más CMG y es una lógica en tiempo real adaptativa que implica el uso simultáneo de únicamente tres CMG mientras que la otra unidad o unidades de CMG permanece/permanecen estáticas. La selección de la tripleta activa se realiza basándose en la solicitud de momento angular.

De manera conveniente, la agrupación de lógica de control de CMG de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención está diseñada para controlar una agrupación de cuatro CMG. En este caso, el algoritmo, implica el uso simultáneo de únicamente tres CMG mientras que el cuarto permanece estático. El algoritmo selecciona las unidades de CMG "en uso" entre las cuatro tripletas disponibles para proporcionar la nave espacial/satélite con el momento angular necesario.

De manera más conveniente, la agrupación de lógica de control de CMG de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención está diseñada para controlar una agrupación de CMG que tienen la configuración de acuerdo con el segundo aspecto de la presente invención (con al menos 4 CMG), en este caso, como se ha explicado anteriormente, cada tripleta tiene una región sin singularidad interna que puede explorarse sin encontrar ningún problema de singularidad, mientras que el CMG estático proporciona una desviación de momento angular dispuesta a lo largo de una dirección fija. La región sin singularidad es una elipsoide de radios $1H$, $1H$, $\sqrt{3}H$.

La ley general que define la elipsoide de momento para cada tripleta es la siguiente:

$$\frac{(H_x(t) - H_x^i)^2}{a^2} + \frac{(H_y(t) - H_y^i)^2}{b^2} + \frac{(H_z(t) - H_z^i)^2}{c^2} \leq 1,$$

donde $a = 3H_0^2$, $b = H_0^2$ y $c = H_0^2$ para la tripleta de CMG CONF1 y CONF2 anteriormente descritas, mientras que $a = H_0^2$, $b = 3H_0^2$ y $c = H_0^2$ para la tripleta de CMG CONF3 y CONF4 anteriormente descritas.

La composición de las cuatro elipsoides (que corresponde a las cuatro tripletas de CMG CONF1, CONF2, CONF3 y CONF4), desplazadas de manera oportuna por el CMG respectivamente detenido, define la envolvente del momento angular de la agrupación de CMG. A este respecto, las Figuras 7-9 muestran la envolvente del momento angular de dicha agrupación de CMG en planos de referencia ZX, ZY e YX, respectivamente, mientras que la Figura 10 muestra la envolvente de momento angular tridimensional global de la agrupación de CMG. En otras palabras, las Figuras 7-10 muestran diferentes vistas de la envolvente del momento angular de la agrupación de CMG 4 para el caso $\gamma_1 = \gamma_2 = 0$ (en concreto, cuando los planos de rotación de los vectores de momento angular H_1 y H_2 de los CMG 41 y 42 y de los vectores de momento angular H_3 y H_4 de los CMG 43 y 44 son perpendiculares).

La selección de la tripleta activa se realiza por una función de gestión de agrupación basándose en la trayectoria de posición solicitada, puesto que cada tripleta permite explorar la envolvente del momento angular en una dirección específica.

Para un mejor entendimiento del tercer aspecto de la presente invención, la Figura 11 muestra un diagrama de bloques funcional de un sistema de control de posición de satélite/nave espacial (indicado en su totalidad por 100) que implementa una lógica de control de agrupación de CMG de acuerdo con una realización preferida del tercer aspecto anteriormente mencionado de la presente invención.

En particular, el sistema de control de posición de satélite/nave espacial 100 mostrado en la Figura 11 está diseñado para instalarse a bordo de un satélite o nave espacial (no mostrado en la Figura 11 para el fin de simplicidad de ilustración) para controlar su posición (y, de manera conveniente, también su órbita cuando sea necesario reorientar

la dirección de los propulsores del satélite/nave espacial), e incluye:

- una unidad de control de dirección de satélite/nave espacial 110, que está configurada (en particular, programada específicamente por medio de un código de software específico) para controlar la posición (y, de manera conveniente, también la órbita) del satélite/nave espacial;
- una agrupación de CMG 120, que está acoplada a la unidad de control de dirección de satélite/nave espacial 110 y que incluye más de tres unidades de CMG, de manera conveniente cuatro CMG, de manera más conveniente cuatro CMG que tienen la configuración de agrupación de acuerdo con el segundo aspecto de la presente invención, por ejemplo la configuración de agrupación mostrada en la Figura 4 o 6; preferentemente, dicha agrupación de CMG 120 incluye CMG con revoluciones de cardán limitadas de acuerdo con el primer aspecto de la presente invención; y
- sensores de posición de satélite/nave espacial 140 (tales como rastreadores de estrellas y giróscopos), que están
 - configurados para realizar mediciones relacionadas con posición indicativas de la posición actual del satélite/nave espacial, y
 - acoplados también a la unidad de control de dirección de satélite/nave espacial 110 para proporcionar a los últimos con datos y/o señales indicativas de las mediciones realizadas relacionadas con la posición.

Además, un bloque de línea discontinua indicado por el número de referencia 130 y llamado "dinámicas de satélite/nave espacial" también se muestra en la Figura 11 para representar de manera conceptual (de una manera ampliamente conocida en el sector de dinámicas del satélite/nave espacial y, por lo tanto, bien conocida para los expertos en dinámicas del satélite/nave espacial) el comportamiento dinámico del satélite/nave espacial provocado por la operación de la agrupación de CMG 120, mediante la cual los sensores de dirección de satélite/nave espacial 140 llevan a cabo las mediciones relacionadas con la posición basándose en dicho comportamiento dinámico del satélite/nave espacial.

En detalle, la unidad de control de dirección de satélite/nave espacial 110 incluye:

- un generador de referencia a bordo 111, que está configurado para producir una trayectoria de posición de referencia;
- un controlador de posición de satélite/nave espacial 112, que está acoplado al generador de referencia a bordo 111 para recibir a partir del mismo datos y/o señales indicativas de la trayectoria de posición de referencia, que está acoplado también a los sensores de dirección de satélite/nave espacial 140 para recibir a partir de los mismos los datos y/o señales indicativas de las mediciones relacionadas con la posición, y que está configurado para
 - realizar una comparación entre la trayectoria de posición de referencia y la posición actual del satélite/nave espacial indicada por las mediciones relacionadas con la posición,
 - calcular errores de posición y tasa (o velocidad) basándose en la comparación realizada, y
 - convertir los errores de posición y tasa en comandos de par torsión y momento angular indicativos de par torsión y momento angular solicitados;
- un módulo de conmutación de tripleta de CMG 113, que está acoplado al generador de referencia a bordo 111 para recibir a partir del mismo los datos y/o señales indicativas de la trayectoria de posición de referencia, y que está configurado para decidir, es decir, para seleccionar, basándose en la trayectoria de posición de referencia, la tripleta de CMG a usarse; y
- un módulo de orientación de tripleta de CMG 114, que está
 - acoplado al controlador de posición de satélite/nave espacial 112 para recibir desde el mismo los comandos de par torsión y momento angular,
 - acoplado también al módulo de conmutación de tripleta de CMG 113 para recibir desde el mismo datos y/o señales indicativas de la tripleta de CMG seleccionada,
 - acoplado también a la agrupación de CMG 120 para recibir desde la misma datos de telemetría y/o señales indicativas de las posiciones angulares actuales y velocidades de los cardanes de los CMG,
 - configurados para calcular, basándose en los comandos de par torsión y momento angular y de las posiciones angulares actuales y velocidades de los cardanes de los CMG indicadas por los datos de telemetría y/o señales, comandos de CMG indicativos de posiciones angulares específicas y velocidades a asumirse por los cardanes de la tripleta de CMG seleccionada, y
 - configurado también para proporcionar la agrupación de CMG 120 con los comandos de CMG para provocar que los cardanes de la tripleta de CMG seleccionada asuman las posiciones y velocidades angulares específicas anteriormente mencionadas y, por lo tanto, para proporcionar el par torsión y momento angular solicitado.

Más en detalle, la conmutación de tripleta de CMG se realiza de manera autónoma por el módulo de conmutación de tripleta de CMG 113 durante la transición de momento angular cero; la tripleta de CMG seleccionada para usarse es la que maximiza la distancia desde el límite de la elipsoide (es decir, desde las regiones de singularidad) en la dirección de la variación de momento angular solicitada. En uso, una vez que se recibe un comando para una nueva maniobra, el módulo de conmutación de tripleta de CMG 113 selecciona la tripleta de CMG que se ajusta mejor a las necesidades de la misión, entonces se calcula cada (genérico) instante de tiempo discreto k el momento angular total solicitado a la tripleta de CMG seleccionada por el módulo de orientación de tripleta de CMG 114 como la

diferencia entre el momento angular requerido (calculado por el controlador de posición de satélite/nave espacial 112) y el momento angular del CMG detenido (o estático). En términos matemáticos, da como resultado:

$$H^k_{TRIPLETA} = H^k_{SOLICITADO} - H^k_{PIVOTE},$$

donde $H^k_{TRIPLETA}$ indica el momento angular total solicitado a la tripleta de CMG seleccionada en el instante de tiempo k , $H^k_{SOLICITADO}$ indica el momento angular total calculado por el controlador de posición de satélite/nave espacial 112 y solicitado a (la totalidad) la agrupación de CMG 120 en el instante de tiempo k , y H^k_{PIVOTE} indica el momento angular del CMG que se detiene en el instante de tiempo k .

Por lo tanto, en cada instante de tiempo discreto (genérico) k las velocidades (o tasas) angulares de cardán deseadas se calculan por el módulo de orientación de tripleta de CMG 114 invirtiendo la ecuación (2) anteriormente presentada, donde la matriz jacobiana A es cuadrada e invertible. En particular, en términos matemáticos, da como resultado:

$$\begin{cases} \dot{\theta}^k_{TRIPLETA} = [A^k_{TRIPLETA}]^{-1} \cdot \frac{(H^k_{TRIPLETA} - H^{k-1}_{TRIPLETA})}{\Delta t} \\ \dot{\theta}^k_{PIVOTE} = 0 \end{cases}$$

donde $\dot{\theta}^k_{TRIPLETA}$ indica las velocidades angulares de cardán solicitadas a la tripleta de CMG seleccionada en el instante de tiempo k , $\dot{\theta}^k_{PIVOTE}$ indica la velocidad angular de cardán nula del CMG que se detiene en el instante de tiempo k , Δt indica la diferencia de tiempo entre los instantes de tiempo k . y $k-1$, y $A^k_{TRIPLETA}$ indica la matriz jacobiana invertible cuadrada asociada con la tripleta de CMG seleccionada (con referencia a la tabla 1 anterior, $A^k_{TRIPLETA}$ puede ser A_{CONF1} , A_{CONF2} , A_{CONF3} o A_{CONF4} dependiendo de qué tripleta de CMG se seleccione entre CONF1, CONF2, CONF3 y CONF4).

En estas condiciones la función que mapea las tasas de cardán en momento angular es un difeomorfismo, puesto que es diferenciable y tiene una inversa diferenciable.

Es importante observar que la configuración angular inicial de los cardanes puede elegirse de manera conveniente de modo que el momento angular total de la agrupación de CMG 120 sea cero; puesto que existen varios valores de ángulo de cardán que satisfacen esta condición, puede seleccionarse de manera conveniente la configuración angular de cardán que maximiza la distancia desde la configuración de singularidad más cercana. En particular, esta selección puede realizarse de manera conveniente para asegurar que el momento angular almacenado en cualquier tripleta está bastante lejos de las regiones de singularidad del momento elipsoide (o envolvente) para controlar de manera correcta las perturbaciones del entorno y errores de controlador.

Adicionalmente, con referencia a la agrupación de CMG 4 mostrada en la Figura 4, la forma de envolvente de momento angular de agrupación de CMG está estrictamente relacionada al ángulo de inclinación entre:

- el plano en el que giran los vectores de momento angular H_1 y H_2 de los CMG 41 y 42; y
- el plano en el que giran los vectores de momento angular H_3 y H_4 de los CMG 43 y 44.

De hecho, la disposición de elipsoide sin singularidad en espacio de momento angular puede variarse cambiando dicho ángulo de inclinación. Por lo tanto, esta característica permite tener una flexibilidad adicional: el sistema puede configurarse para alcanzar la disponibilidad de momento angular máxima a lo largo de un eje o dirección preferido. A este respecto, las Figuras 12-14 muestran la envolvente del momento angular de la agrupación de CMG 4 en planos de referencia ZX, ZY y YX, respectivamente, en caso de que los planos de rotación de los vectores de momento angular H_1 y H_2 de los CMG 41 y 42 y de los vectores de momento angular H_3 y H_4 de los CMG 43 y 44 se inclinen en 45°.

El solicitante llevó a cabo varias pruebas de la presente invención. A este respecto, la Figura 15 ilustra esquemáticamente los resultados de un primer caso de ensayo llevado a cabo por el solicitante, en el que se realiza una maniobra principalmente en el eje de cabeceo y la solicitud de variación de momento angular está totalmente dentro de la envolvente del momento angular de la tripleta de CMG CONF1 que se selecciona desde el controlador para realizar la maniobra. Además, la Figura 16 ilustra esquemáticamente los resultados de un segundo caso de ensayo realizado por el solicitante, en el que se realiza una maniobra estéreo-par y la solicitud de variación de momento angular varía de eje de cabeceo positivo a eje de cabeceo negativo y viceversa. En este segundo caso de ensayo la selección implica el uso de dos tripletas de CMG diferentes durante la rotación; la conmutación de tripleta de CMG se realiza de manera autónoma por la lógica de control implementada en software durante la transición de momento angular cero. La tripleta de CMG seleccionada para usarse es la que maximiza la distancia desde el límite

de la elipsoide en la dirección de la variación de momento angular solicitada.

La lógica de control de conjunto de CMG de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención tiene varias ventajas. En particular, como ya se ha explicado anteriormente, asegura que el momento angular dentro de la zona sin singularidad interna puede explorarse con una variación limitada de los ángulos de cardán; esta clase de guiado permite, o hace coincidir de manera bastante óptima, el uso de CMG con revoluciones de cardán limitadas de acuerdo con el primer aspecto de la presente invención.

Además, dicha lógica de control de conjunto de CMG emplea una ley de orientación simplificada que evita el uso de algoritmos computacionalmente intensivos; por lo tanto permite una implementación en tiempo real de software a bordo del satélite/nave espacial.

Adicionalmente, la lógica de control de conjunto de CMG de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención asegura una capacidad de control de posición de satélite/nave espacial completa que implementa un algoritmo simplificado en tiempo real también en caso de fallo de un CMG.

En consideración de las ventajas técnicas anteriormente mencionadas relacionadas con la lógica de control de conjunto de CMG de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención, puede entenderse fácilmente que, como ya se ha explicado anteriormente, dicho aspecto permite, de por sí, realizar un nuevo e inventivo sistema de control de posición (incluso sin las características adicionales de acuerdo con el primer y segundo aspectos de la presente invención). A este respecto, es importante destacar que la lógica de control de conjunto de CMG de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención puede aprovecharse también ventajosamente en un sistema de control de posición que:

- incluye CMG con revoluciones de cardán ilimitadas; y/o
- tiene una agrupación de CMG con una configuración diferente que la de acuerdo con el segundo aspecto de la presente invención.

En particular, el algoritmo de conmutación de tripleta de CMG anteriormente descrito puede aplicarse también ventajosamente a configuraciones de CMG diferentes de las de acuerdo con el segundo aspecto de la presente invención e independientemente del número de unidades de CMG (con la condición de que las unidades de CMG sean más de tres).

La presente invención puede aprovecharse ventajosamente para aplicaciones de satélite, que por lo tanto se benefician de una agilidad de posición de nave espacial aumentada, para realizar:

- obtenciones de múltiples objetivos en un área restringida en el mismo paso, tales como en modo de punto de mira, modo de mapa de itinerario, modo de área y seguimiento de pista;
- generación de imágenes de alta resolución, tal como maniobras estéreo-par en uno y el mismo paso;
- obtención de apunte rápido al sol;
- re-apunte rápido para maniobras de corrección de órbita y para evitación de colisión; e
- información rápida para almacenamiento de datos y reenvío de aplicación.

El escenario de obtención anterior se aplica para:

- Satélites de observación de la Tierra equipados con sensores de radar activos/pasivos;
- Satélites de observación de la Tierra equipados con sensor óptico (pancromático, hiper-espectral, multi-espectral, infrarrojos);
- misiones científicas; e
- satélites de telecomunicaciones.

Usos potenciales adicionales se refieren a misiones científicas de satélite, que requieren instrumentos que apunten rápidamente hacia diversas partes del cielo.

Además, potencialmente la presente invención puede aprovecharse ventajosamente también en el campo robótico; por ejemplo, una pareja de CMG "en forma de tijera" puede usarse para control directo de brazos robóticos. En una configuración de este tipo los movimientos robóticos rápidos no imparten perturbaciones de baja frecuencia que pueden excitar vibraciones estructurales.

A partir de la descripción anterior las ventajas técnicas de la presente invención son inmediatamente claras. En particular, sin perjuicio a las ventajas técnicas de los aspectos únicos de la presente invención, es importante destacar que la combinación sinérgica de los tres aspectos anteriormente mencionados de la presente invención permite realizar un nuevo e inventivo sistema de control de posición que, en general, supera todos los problemas principales relacionados con el uso de CMG, y, en particular, tiene:

- complejidad inferior y, por lo tanto, costes inferiores, y, al mismo tiempo, fiabilidad y estabilidad superior que

los sistemas de control de posición conocidos; y también

- capacidades de evitación de singularidad mejoradas.

5 Como para las diferencias entre la presente invención y la agrupación de CMG de acuerdo con el documento US 2011/011982 A1, el sistema de compensación de desequilibrio de acuerdo con el documento US 2003/160132 A1 y la estrategia jerárquica para evitación de singularidad en series de CMG de acuerdo con el documento EP 1 908 686 A1, es importante destacar que ninguno de los documentos US 2011/011982 A1, US 2003/160132 A1 y EP 1 908 686 A1 desvela la lógica de control de conjunto de CMG de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención. En particular, es importante destacar el hecho de que, incluso si el documento US 2011/011982 A1 desvela una arquitectura de control que posibilita control independiente de un único CMG en una serie de CMG, sin embargo el documento US 2011/011982 A1 no lo enseña ni lo sugiere:

- la selección, en una agrupación de CMG que comprende cuatro o más CMG, de tres CMG a operarse simultáneamente mientras se mantiene el o los CMG no seleccionados estacionarios; y
- el hecho de que únicamente los tres CMS seleccionados se operan (en particular, se operan simultáneamente) mientras se mantiene el o los CMG no seleccionados estacionarios.

Más en general, el documento US 2011/011982 A1 no enseña ni sugiere la combinación sinérgica de las siguientes etapas de la lógica de control de conjunto de CMG de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención:

- seleccionar, basándose en una trayectoria de posición de la plataforma de referencia, tres CMG a operarse simultáneamente mientras se mantiene el o los CMG no seleccionados estacionarios;
- calcular, basándose en la trayectoria de posición de la plataforma de referencia y de una posición de plataforma actual, un momento angular global a proporcionarse por el conjunto de CMG;
- calcular, basándose en el momento angular global a proporcionarse por el conjunto de CMG y de un momento angular del o los CMG no seleccionados, un momento angular relacionado con la tripleta a proporcionarse por los tres CMG seleccionados; y
- operar simultáneamente los tres CMG seleccionados para provocar que estos últimos proporcionen dicho momento angular relacionado con la tripleta calculada, mientras mantienen el o los CMG estacionarios.

Además, es importante destacar que la estrategia jerárquica para evitación de singularidad en series de CMG de acuerdo con el documento EP 1 908 686 A1 aprovecha maniobras de espacio nulo para evitar singularidades, siendo de esta manera completamente diferente de la lógica de control de conjunto de CMG de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención, que, por el contrario, no usa ninguna maniobra de espacio nulo.

Finalmente, es importante observar que ninguno de los documentos US 2011/011982 A1, US 2003/160132 A1 y EP 1 908 686 A1 desvela el uso de CMG con revoluciones de cardán limitadas de acuerdo con el primer aspecto de la presente invención. A este respecto, es importante destacar que la Figura 6 del documento US 2003/160132 A1 muestra CMG que no pueden girar completamente, de esta manera no pudiendo incluso realizar una revolución completa. Más en general, es importante destacar el hecho de que ninguno de los documentos US 2011/011982 A1, US 2003/160132 A1 y EP 1 908 686 A1 enseña o sugiere el uso de un cable flexible que limita mecánicamente el número de revoluciones completas realizables en el sentido de las agujas del reloj y en el sentido contrario al de las agujas del reloj por el cardán de un CMG.

En conclusión, es evidente que pueden realizarse numerosas modificaciones y variantes a la presente invención, cayendo todas dentro del alcance de la invención, como se definen en las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un conjunto de giróscopo de momento de control (4, 6, 120), que incluye varios giróscopos de momento de control (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64), y que está caracterizado por que cada giróscopo de momento de control (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64) tiene un respectivo cardán (32) que está mecánicamente restringido para ser operable para realizar un número limitado de revoluciones completas sobre un respectivo eje de cardán.
2. El conjunto de giróscopo de momento de control de la reivindicación 1, en el que cada giróscopo de momento de control (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64) está equipado con respectivos sensores y está acoplado a un respectivo cable flexible (33) para recibir a través del mismo suministro de potencia y para proporcionar a través del mismo señales de los respectivos sensores; y en el que cada giróscopo de momento de control (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64) está acoplado al respectivo cable flexible (33) de modo que la rotación del respectivo cardán (32) provoca que dicho respectivo cable flexible (33) se enrolle y desenrolle alrededor de dicho respectivo cardán (32) limitando de esta manera mecánicamente el número de revoluciones completas realizables en el sentido de las agujas del reloj y en el sentido contrario al de las agujas del reloj por el último.
3. El conjunto de giróscopo de momento de control de la reivindicación 2, en el que cada giróscopo de momento de control (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64) incluye:
- una respectiva carcasa (31); y
 - un volante alojado dentro de dicha respectiva carcasa (31) y operable por un respectivo motor del volante para rotar sobre un respectivo eje de volante, estando dispuesto dicho respectivo motor del volante y dichos respectivos sensores dentro de dicha respectiva carcasa (31);
- y en el que el respectivo cardán (32) de cada giróscopo de momento de control (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64) está acoplado, externamente a la respectiva carcasa (31), a dicho respectivo cable flexible (33) para recibir a través del mismo suministro de alimentación para el respectivo motor del volante y para proporcionar a través del mismo señales de los respectivos sensores.
4. Un sistema de control de posición (100), que está diseñado para instalarse en una plataforma para controlar la posición de la última, y que comprende el conjunto de giróscopo de momento de control (4, 6, 120) de acuerdo con cualquier reivindicación anterior.
5. El sistema de control de posición (100) de la reivindicación 4, en el que el conjunto de giróscopo de momento de control (4, 6, 120) comprende cuatro o más giróscopos de momento de control (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64), y en el que dicho sistema de control de posición (100) comprende adicionalmente una unidad de control de posición (110) que está acoplada a dicho conjunto de giróscopo de momento de control (4, 6, 120) para controlar la operación del mismo y que está configurada para:
- seleccionar, basándose en una trayectoria de posición de referencia de la plataforma, tres giróscopos de momento de control (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64) para que se operen simultáneamente mientras mantienen estacionarios el giróscopo o giróscopos de momento de control no seleccionados (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64);
 - calcular, basándose en la trayectoria de posición de referencia y de una posición actual de la plataforma, un momento angular global a proporcionarse por el conjunto de giróscopo de momento de control (4, 6, 120);
 - calcular, basándose en el momento angular global a proporcionarse por el conjunto de giróscopo de momento de control (4, 6, 120) y de un momento angular del giróscopo o giróscopos de momento de control no seleccionados (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64), un momento angular relacionado con la tripleta a proporcionarse por los tres giróscopos de momento de control seleccionados (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64); y
 - operar simultáneamente los tres giróscopos de momento de control seleccionados (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64) para provocar que estos tres últimos proporcionen dicho momento angular relacionado con la tripleta calculado, mientras mantienen estacionarios el giróscopo o giróscopos de momento de control no seleccionados (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64).
6. El sistema de control de posición (100) de la reivindicación 5, en el que la unidad de control de posición (110) está configurada para:
- calcular, basándose en el momento angular relacionado con la tripleta calculado y en las posiciones y velocidades angulares de cardanes actuales (32) de los tres giróscopos de momento de control seleccionados (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64), nuevas posiciones y velocidades angulares a asumirse por los cardanes (32) de dichos tres giróscopos de momento de control seleccionados (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64) de manera que estos últimos proporcionan dicho momento angular relacionado con la tripleta calculado; y
 - operar simultáneamente los cardanes (32) de los tres giróscopos de momento de control seleccionados (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64) para provocar que dichos cardanes (32) asuman las nuevas posiciones y velocidades angulares calculadas, provocando de esta manera que dichos tres giróscopos de momento de control seleccionados (3, 41, 42, 43, 44, 61, 62, 63, 64) proporcionen el momento angular relacionado con la tripleta calculado.

7. El sistema de control de posición (100) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 4-6, en el que los giróscopos de momento de control incluyen primeros giróscopos de momento de control (41, 42; 61, 62) y segundos giróscopos de momento de control (43, 44; 63, 64); y en el que:

- 5 • los primeros giróscopos de momento de control (41, 42; 61, 62) tienen ejes de cardán que son paralelos o radican a lo largo de una y la misma línea recta;
- los primeros giróscopos de momento de control (41, 42; 61, 62) tienen vectores de momento angular que pueden girar en uno y el mismo plano o en planos paralelos;
- 10 • los segundos giróscopos de momento de control (43, 44; 63, 64) tienen ejes de cardán que
 - son paralelos o radican a lo largo de una y la misma línea recta, y
 - no son paralelos a los ejes de cardán de los primeros giróscopos de momento de control (41, 42; 61, 62);
- los segundos giróscopos de momento de control (43, 44; 63, 64) tienen vectores de momento angular que pueden girar en uno y el mismo plano o en planos paralelos; y
- 15 • el plano o planos en los que pueden girar los vectores de momento angular de los primeros giróscopos de momento de control (41, 42; 61, 62) intersecta/intersectan el plano o planos en los que pueden girar los vectores de momento angular de los segundos giróscopos de momento de control (43, 44; 63, 64).

8. El sistema de control de posición de la reivindicación 7, en el que:

- 20 • los ejes de cardán de los primeros giróscopos de momento de control (41, 42) son paralelos;
- los vectores de momento angular de los primeros giróscopos de momento de control (41, 42) pueden girar en uno y el mismo plano;
- los ejes de cardán de los segundos giróscopos de momento de control (43, 44) son paralelos y radican sobre el mismo plano de los ejes de cardán de los primeros giróscopos de momento de control (41, 42);
- 25 • los vectores de momento angular de los segundos giróscopos de momento de control (43, 44) pueden girar en uno y el mismo plano que intersecta el plano en el que pueden girar los vectores de momento angular de los primeros giróscopos de momento de control (41, 42); y
- el plano en el que pueden girar los vectores de momento angular de los primeros giróscopos de momento de control (41, 42) es perpendicular a, o inclinado con respecto a, el plano en el que pueden girar los vectores de momento angular de los segundos giróscopos de momento de control (43, 44).
- 30

9. El sistema de control de posición de la reivindicación 7, en el que:

- 35 • los ejes de cardán de los primeros giróscopos de momento de control (61, 62) radican a lo largo de una y la misma línea recta;
- los vectores de momento angular de los primeros giróscopos de momento de control (61, 62) pueden girar en planos paralelos;
- los ejes de cardán de los segundos giróscopos de momento de control (63,64) radican a lo largo de una y la misma línea recta que es perpendicular a la línea recta a lo largo de la que radican los ejes de cardán de los primeros giróscopos de momento de control (61, 62); y
- 40 • los vectores de momento angular de los segundos giróscopos de momento de control (63, 64) pueden girar en planos paralelos que son perpendiculares a los planos en los que pueden girar los vectores de momento angular de los primeros giróscopos de momento de control (61, 62).

45 10. Una plataforma espacial equipada con el sistema de control de posición (100) de acuerdo con cualquier reivindicación 4-9.

11. La plataforma espacial de la reivindicación 10, en la que dicha plataforma espacial es un satélite o una nave espacial.

50

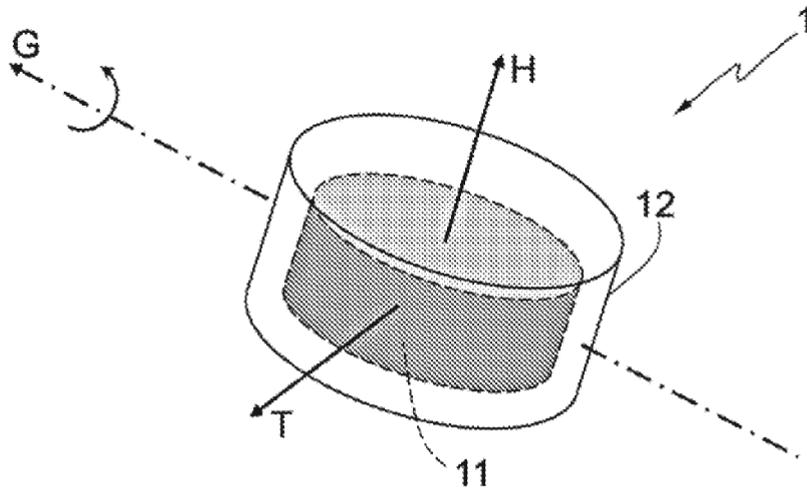


FIG. 1

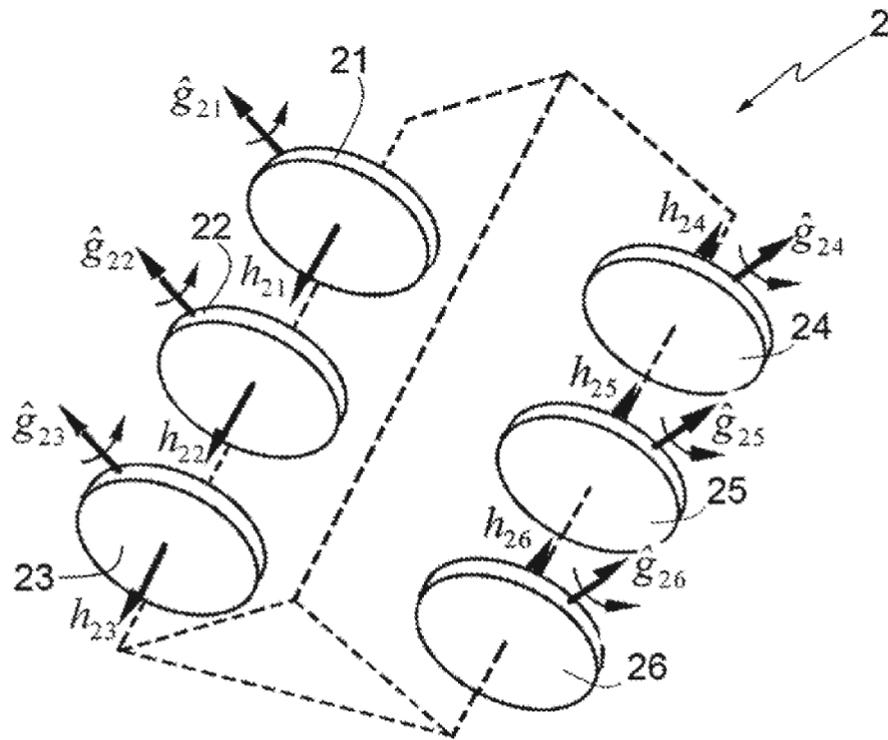


FIG. 2

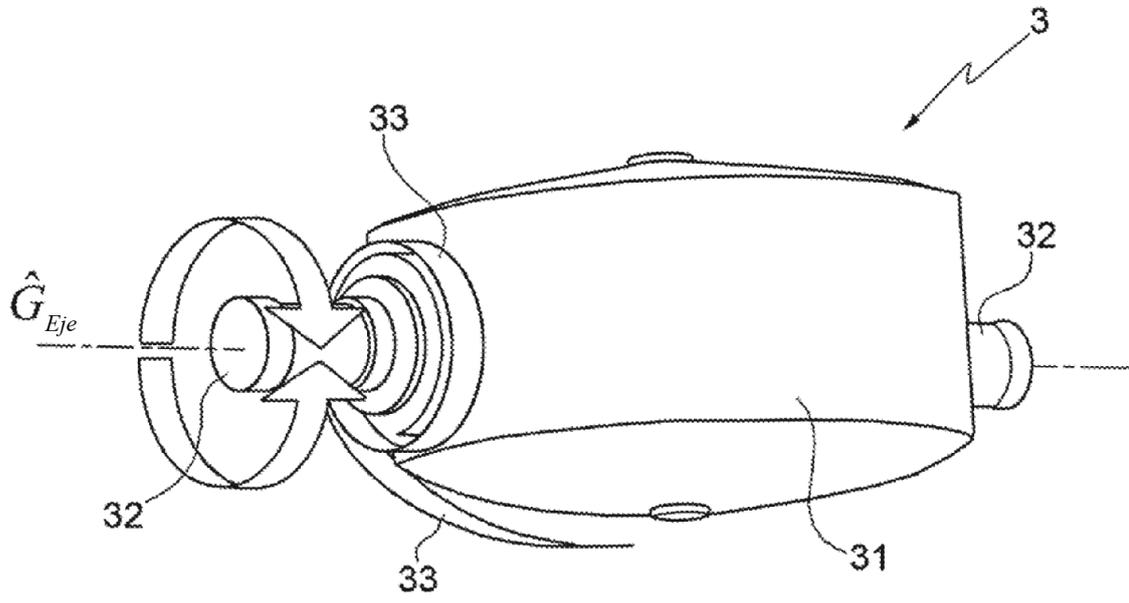


FIG.3

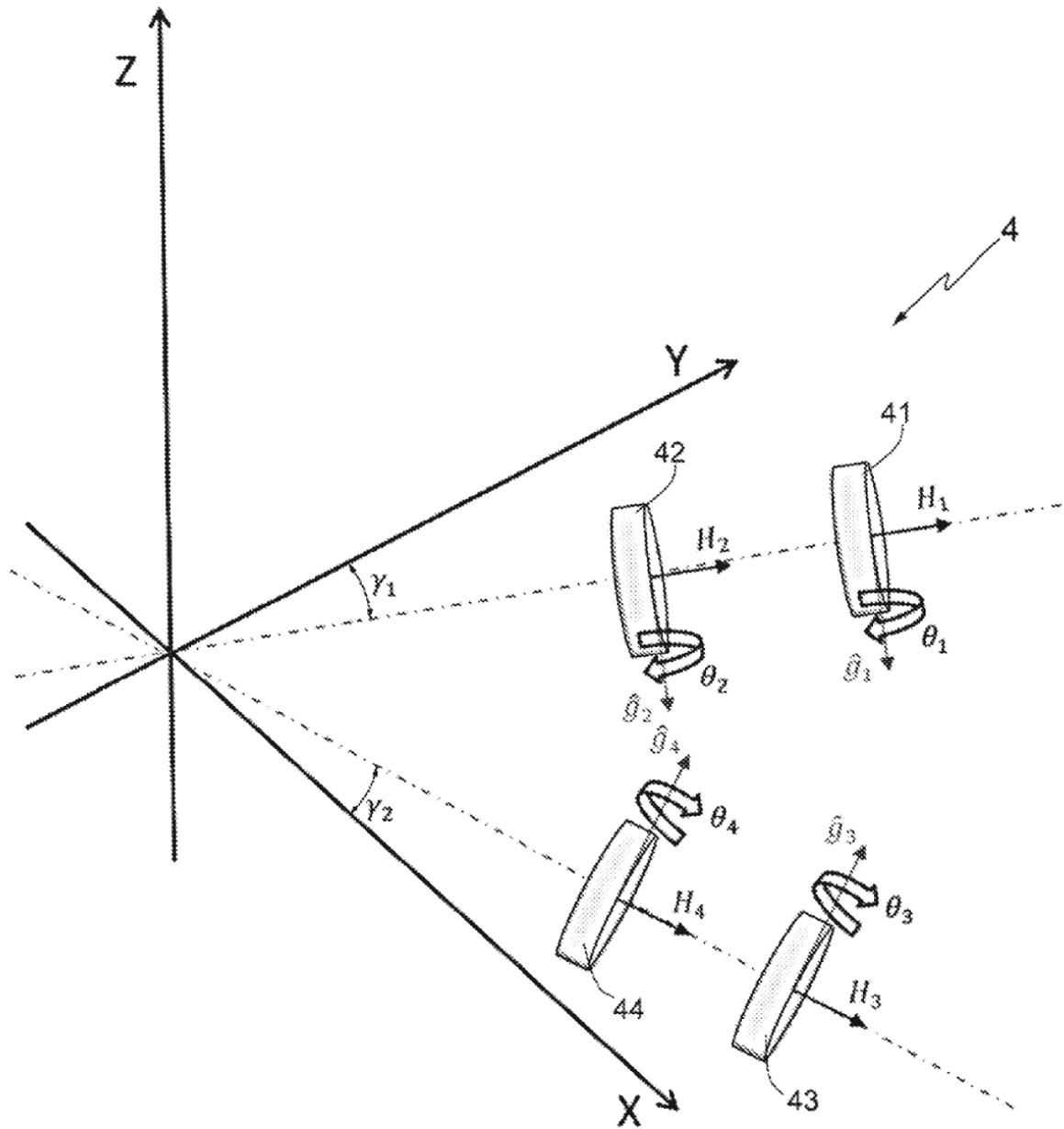


FIG.4

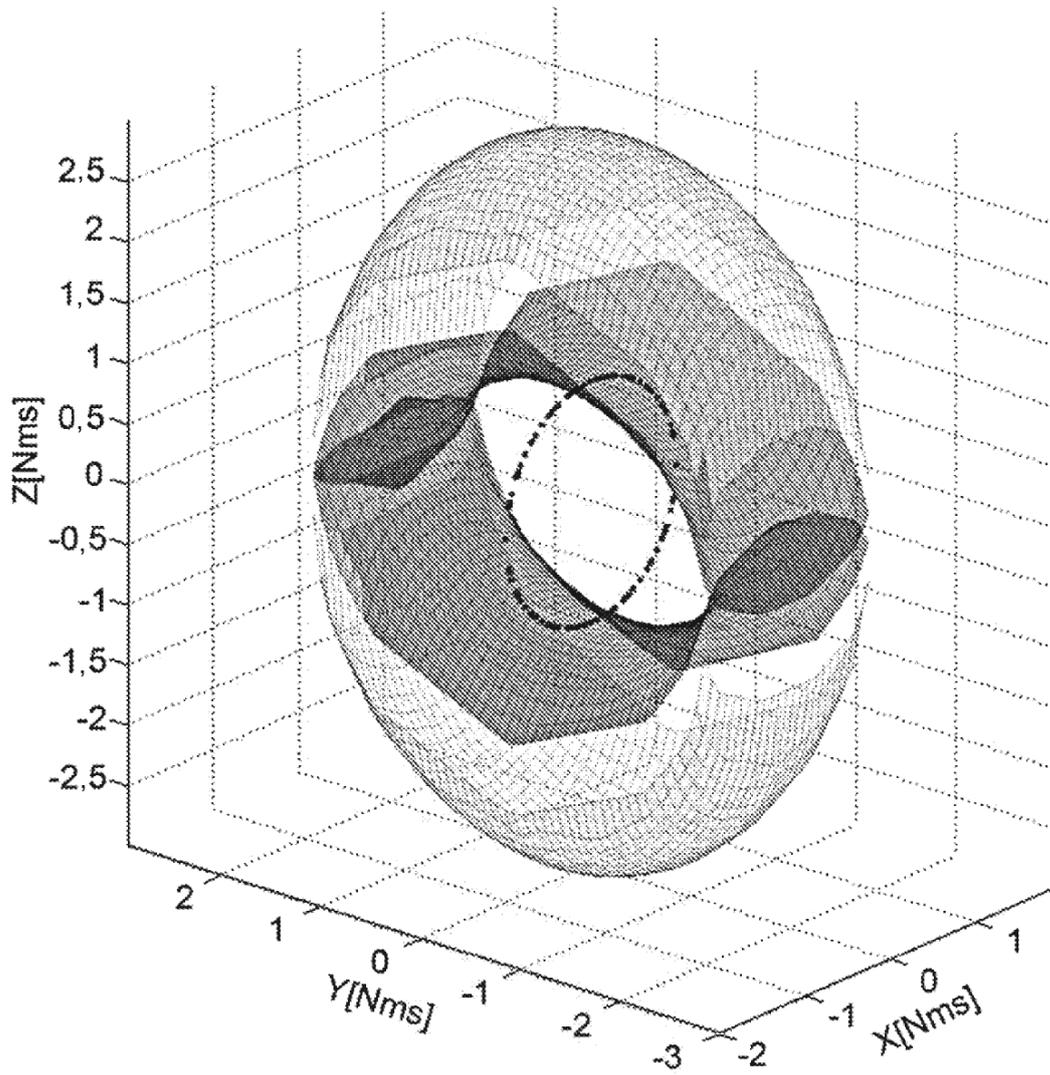
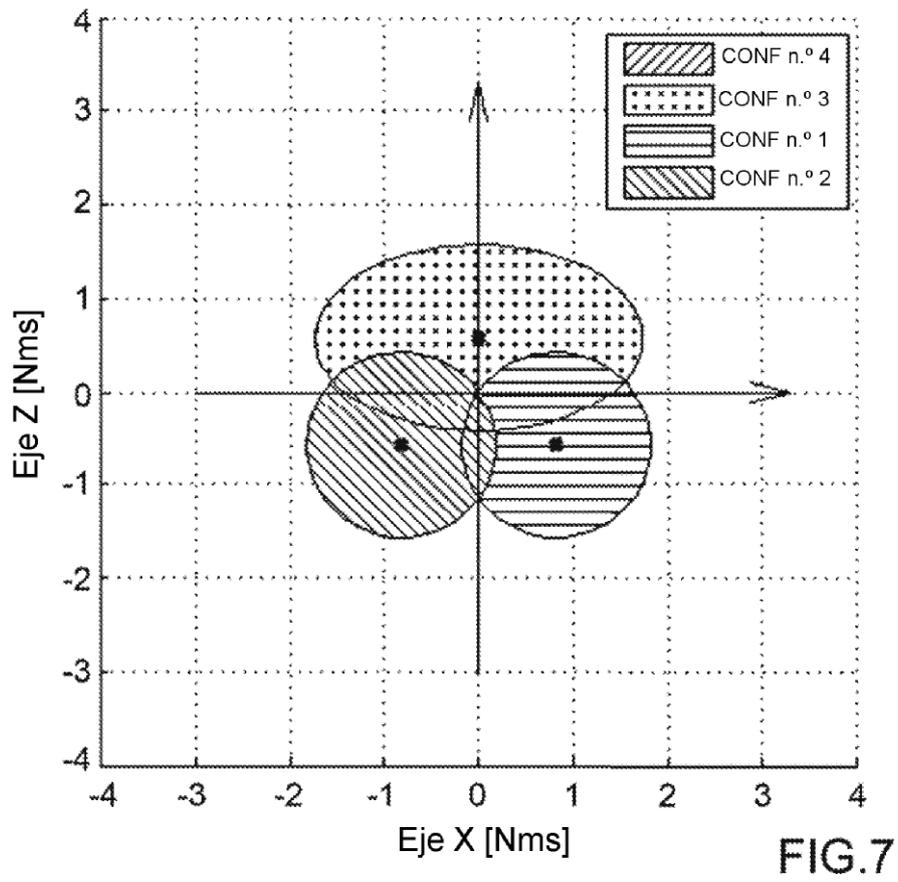
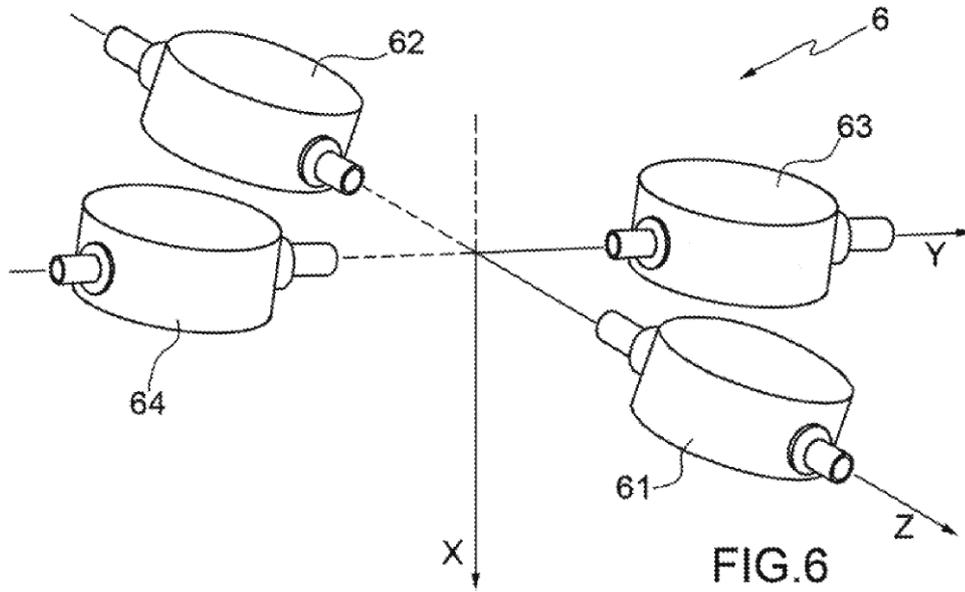


FIG.5



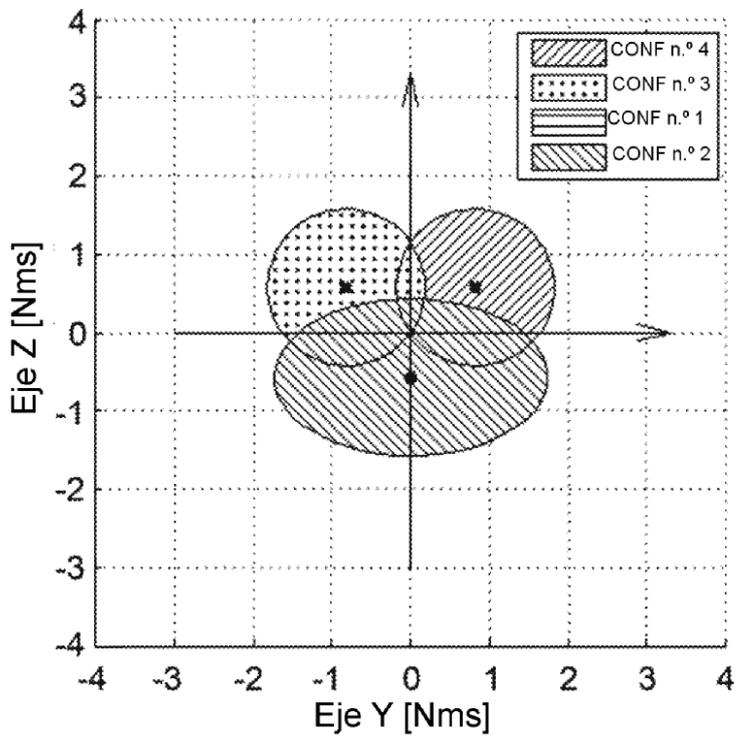


FIG.8

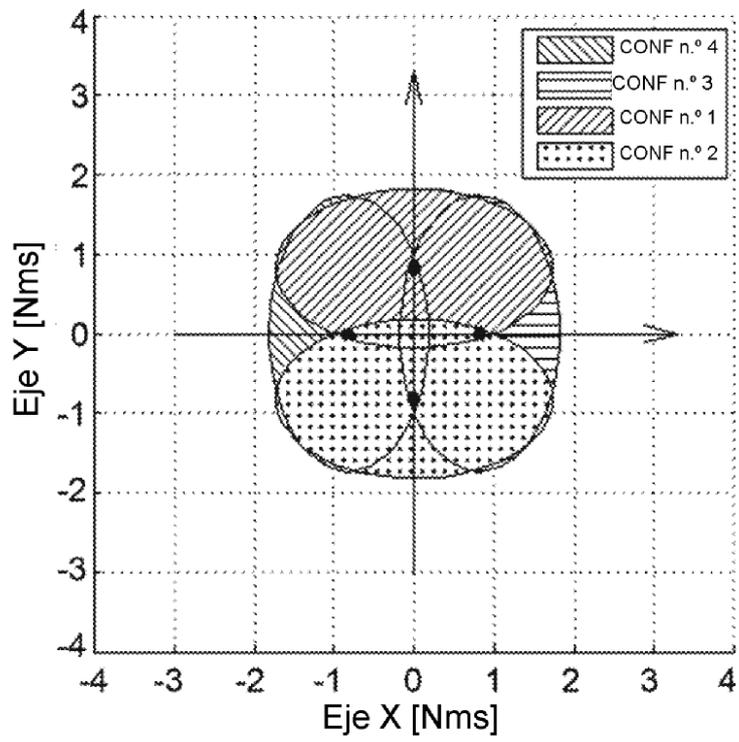


FIG.9

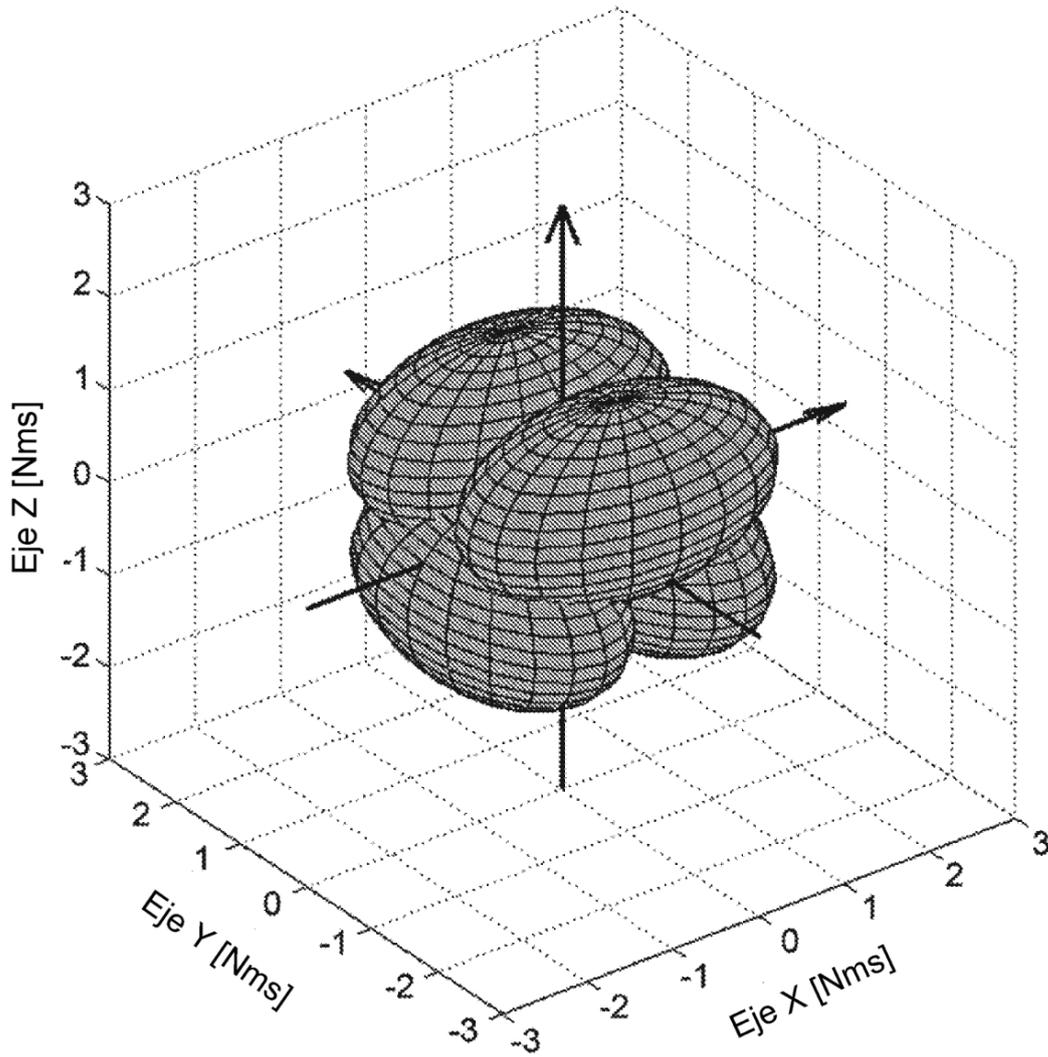


FIG.10

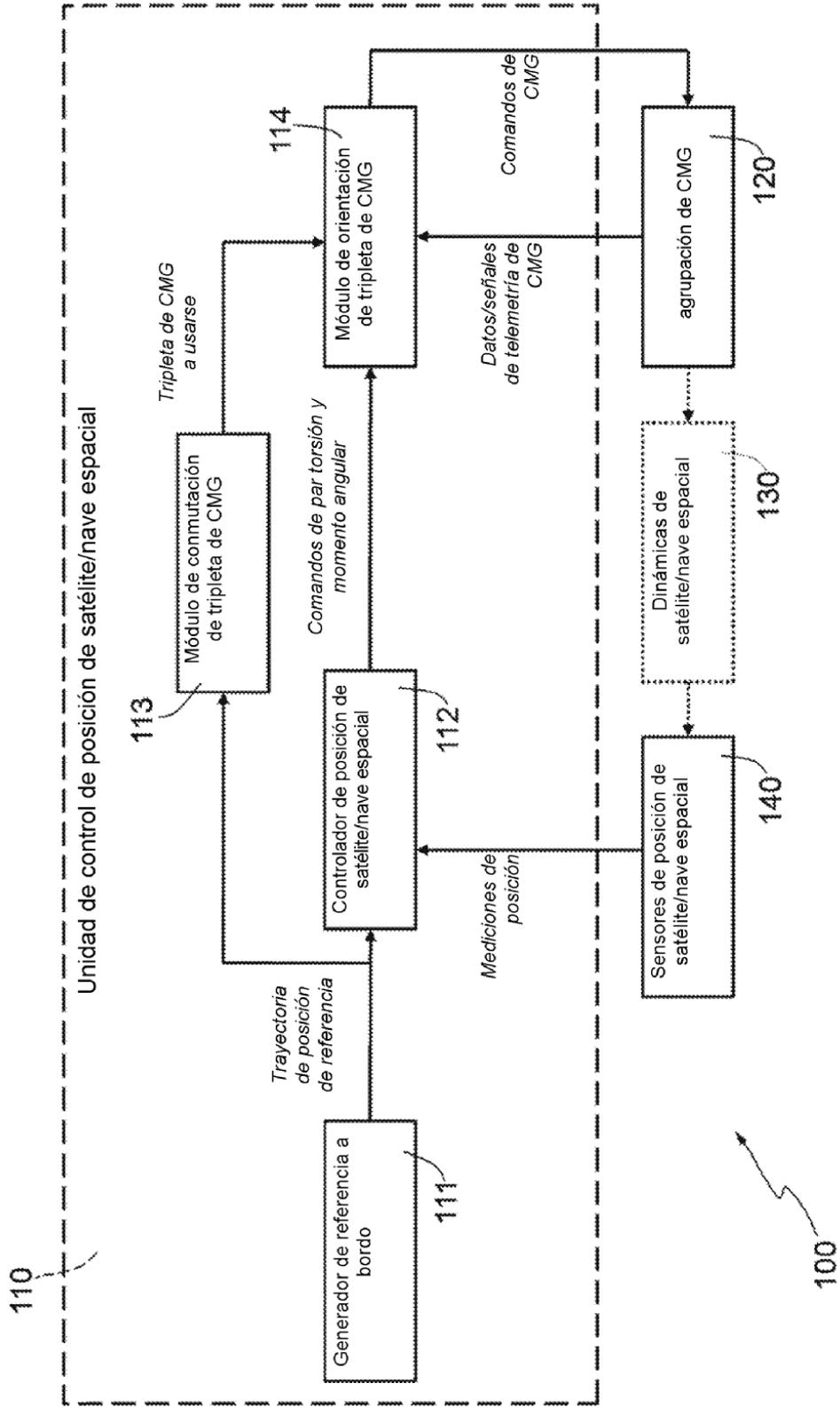


FIG.11

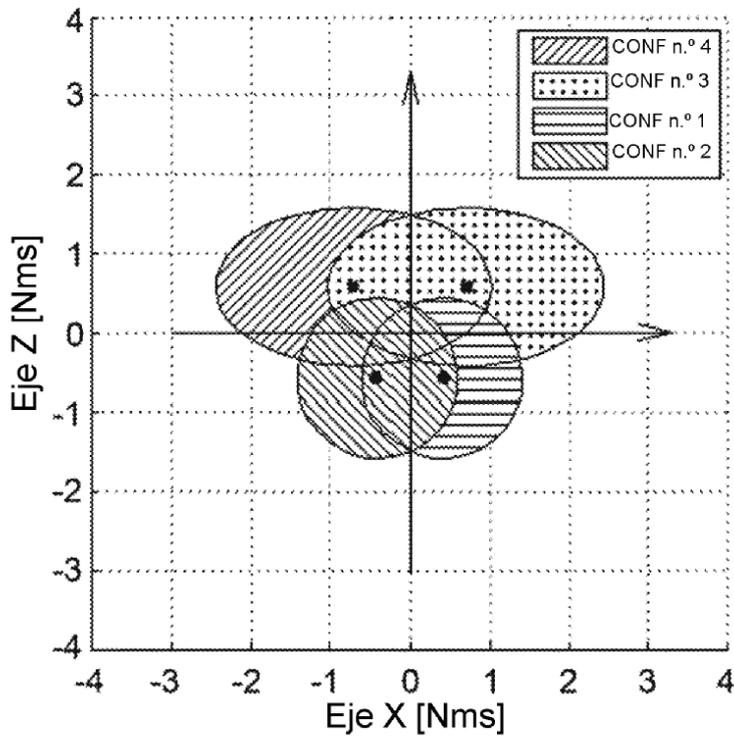


FIG.12

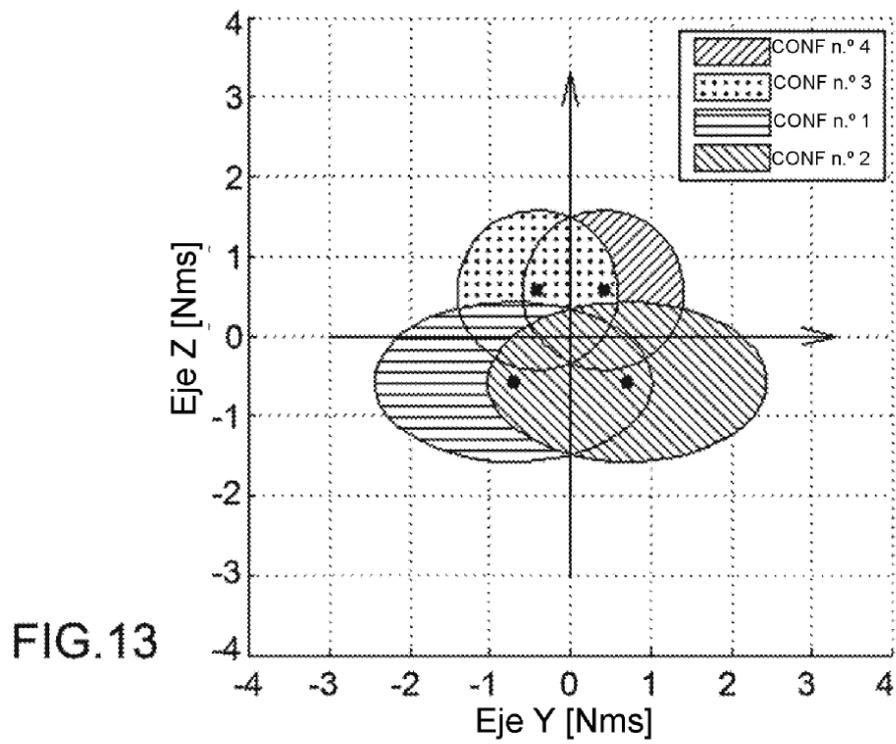


FIG.13

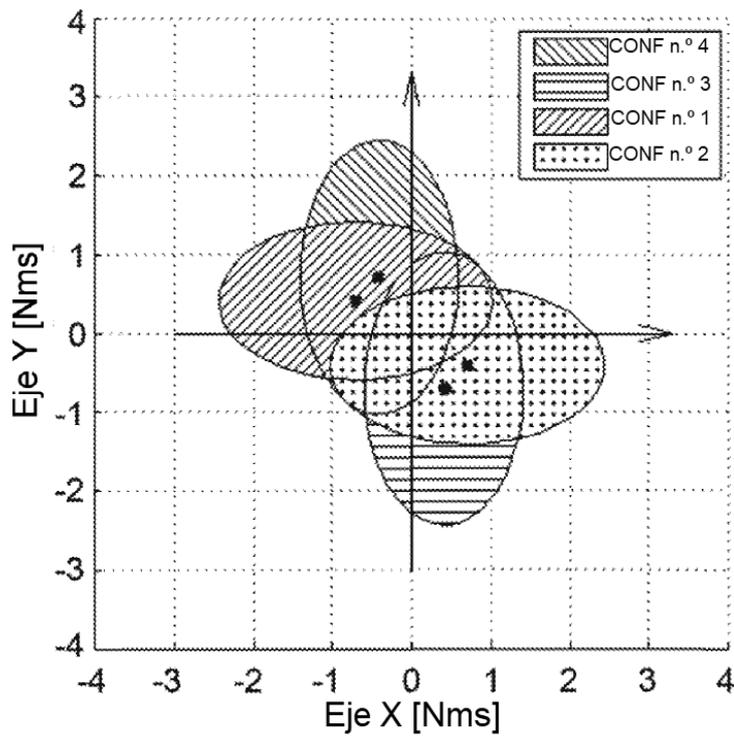


FIG.14

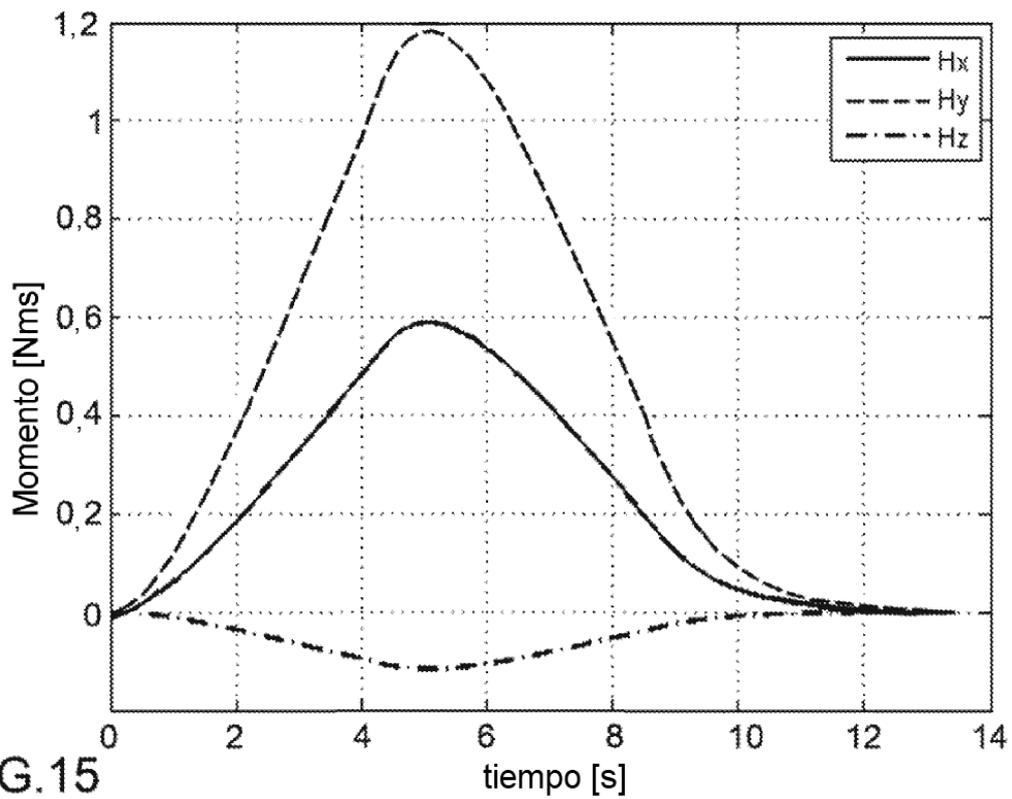


FIG.15

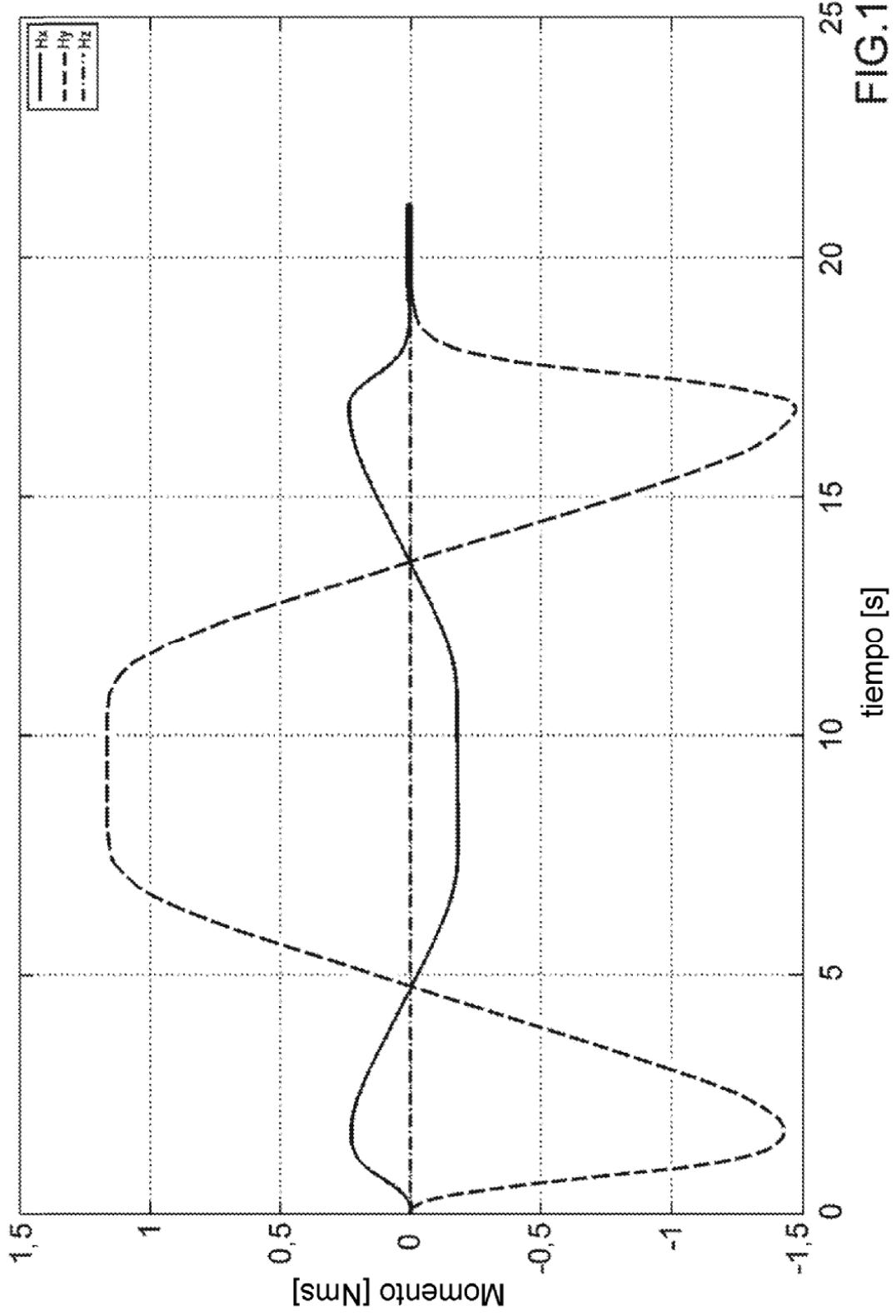


FIG.16