

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 533 761**

51 Int. Cl.:

B64G 1/10 (2006.01)

B64G 1/28 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **28.03.2011 E 11710219 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **14.01.2015 EP 2552782**

54 Título: **Procedimiento de mando de un sistema de control de posición y sistema de control de posición de un vehículo espacial**

30 Prioridad:

29.03.2010 FR 1052277

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

14.04.2015

73 Titular/es:

**CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES
(C.N.E.S.) (50.0%)**

2, Place Maurice Quentin

75001 Paris , FR y

AIRBUS DEFENCE AND SPACE SAS (50.0%)

72 Inventor/es:

LAGADEC, KRISTEN;

ROCHE, CLAIRE y

SPERANDEI, JEAN

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 533 761 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

Procedimiento de mando de un sistema de control de posición y sistema de control de posición de un vehículo espacial

5 La presente invención pertenece al ámbito del control de posición de vehículos espaciales. De modo más particular, la presente invención concierne al control de posición de vehículos espaciales que efectúan una misión de observación y cuya posición es modificada en el transcurso de fases de preparación, seguidas de fases de observación, en el transcurso de las cuales son efectuadas tomas de vistas.

10 En el caso especialmente de misiones de observación de la Tierra de muy alta resolución por satélite desde una órbita baja (denominada « órbita LEO »), de altitud inferior a algunos miles de kilómetros, o desde una órbita alta (que va hasta la órbita geoestacionaria, denominada « órbita GEO »), es necesario tener una estabilidad muy importante de la línea de visión de los instrumentos de observación puestos en práctica.

Un satélite de observación está provisto generalmente de un sistema de control de posición, que comprende uno o varios accionadores inerciales, para alinear la línea de visión de un instrumento de observación del satélite en una dirección deseada, y estabilizar la posición de este instrumento de observación durante la toma de vistas.

15 En el caso de accionadores inerciales de tipo ruedas de reacción, es conocido que la rotación de los desequilibrios dinámicos de las ruedas de reacción origina vibraciones que se propagan hasta la línea de visión del instrumento de observación y alteran la calidad de las imágenes. Las vibraciones son sobre todo importantes cuando las ruedas de reacción utilizadas son de gran capacidad de par y de momento cinético, y por tanto la masa y la velocidad del rotor son importantes.

20 Esto conduce a exigencias contradictorias en el caso de satélites que deban realizar maniobras de basculamiento rápidas y frecuentes para multiplicar las tomas de vistas. En efecto, para efectuar maniobras rápidas, habrá que utilizar ruedas de reacción de gran capacidad, que producirán grandes vibraciones durante las tomas de vistas.

25 A fin de limitar las vibraciones generadas por ruedas de reacción, es conocido, especialmente por la solicitud internacional WO 2007/077350, montar estas ruedas de reacción en un dispositivo aislante que atenúe la amplitud de las vibraciones transmitidas al instrumento de observación. Sin embargo, las vibraciones después de la atenuación siguen siendo generalmente demasiado importantes para las necesidades de misiones de observación de muy alta resolución.

30 Por la patente US 6758444, se conoce igualmente utilizar un número de ruedas de reacción estrictamente superior al número de ejes según los cuales se desea controlar la posición del satélite, lo que ofrece al menos un grado de libertad suplementario para el control de la posición. Este grado de libertad suplementario es utilizado para minimizar una función de coste representativa del nivel de vibraciones generadas por las ruedas de reacción. Sin embargo, este método necesita un conocimiento de un modelo preciso de las vibraciones inducidas por las ruedas de reacción. Tal modelo es difícil de obtener en la práctica con una precisión suficiente, de modo que las prestaciones serán generalmente limitadas e insuficientes para las necesidades de misiones de observación de muy alta resolución.

Además, el documento FR 2 927 312 describe las características del preámbulo de las reivindicaciones 1 y 12.

40 La presente invención tiene por objetivo facilitar un sistema de control de la posición de un vehículo espacial, por ejemplo un satélite de observación de la Tierra, así como un procedimiento de mando de tal sistema, que permitan a la vez modificar rápidamente la posición del vehículo espacial durante las fases de preparación, y limitar las vibraciones durante las fases de observación.

45 La presente invención concierne a un procedimiento de mando de un sistema de control de posición de un vehículo espacial, comprendiendo el sistema de control de posición un subsistema de maniobra que comprende al menos una rueda de reacción, y debiendo ser controlada la posición del vehículo espacial en el transcurso de al menos una fase de preparación seguida de una fase de observación en el transcurso de la cual debe ser efectuada una toma de vistas. De acuerdo con la invención, el procedimiento comprende, en el transcurso de la al menos una fase de preparación:

- una etapa de preparación, en el transcurso de la cual el subsistema de maniobra es mandado para controlar la posición del vehículo espacial,
- seguida de una etapa de parada de la al menos una rueda de reacción, en el transcurso de la cual la velocidad de rotación de la al menos una rueda de reacción es llevada a un valor sensiblemente nulo previamente a la citada fase de observación,

Preferentemente, en un sistema de control de posición que comprenda un subsistema de control fino, de firma vibratoria inferior a la del subsistema de maniobra, el subsistema de control fino es mandado, en el transcurso de la fase de observación, para controlar la posición del vehículo espacial.

Preferentemente, la etapa de parada de la al menos una rueda de reacción comprende una subetapa de desaceleración de la al menos una rueda de reacción en bucle cerrado o de frenado de la citada rueda en bucle abierto.

5 Preferentemente, en un subsistema de maniobra en el que la al menos una rueda de reacción es arrastrada en rotación por un motor eléctrico polifásico, la subetapa de frenado en bucle abierto consiste en cortocircuitar las fases del citado motor eléctrico polifásico. Preferentemente, la subetapa de frenado en bucle abierto es ejecutada cuando la velocidad de rotación de la al menos una rueda es inferior a un umbral predefinido.

10 Preferentemente, la etapa de preparación comprende una subetapa de maniobra, en el transcurso de la cual el subsistema de maniobra es mandado para bascular la posición del vehículo espacial de una posición de observación a otra, y una subetapa en el transcurso de la cual el subsistema de maniobra es mandado para estabilizar la posición del vehículo espacial alrededor de una posición de observación.

Preferentemente, la etapa de preparación comprende una subetapa de desaturación del subsistema de maniobra, en el transcurso de la cual se compensan todos o parte de los momentos cinéticos inducidos por pares perturbadores externos.

15 Preferentemente, la desaturación es efectuada mandando el subsistema de control fino, y/o mandando un subsistema de desaturación del sistema de control de posición.

20 Preferentemente, en un subsistema de maniobra que comprenda una pluralidad de ruedas de reacción configuradas de modo que exista al menos un vector de velocidades de rotación no todas nulas, denominado « núcleo del subsistema de maniobra », en el cual la suma de los momentos cinéticos elementales generados por cada una de las citadas ruedas de reacción sea sensiblemente nula, la etapa de preparación comprende, al inicio de al menos una fase de preparación, una subetapa de aceleración de las ruedas de reacción alrededor del núcleo del subsistema de maniobra. Preferentemente, la etapa de preparación comprende además una subetapa de desaceleración de las ruedas de reacción alrededor del núcleo del subsistema de maniobra, previamente a la etapa de parada de las ruedas de reacción.

25 Preferentemente, el procedimiento comprende, en el transcurso de la fase de observación, una etapa de mantenimiento de la parada de la al menos una rueda de reacción, en el transcurso de la cual la velocidad de rotación de cada rueda de reacción es mantenida en un valor sensiblemente nulo.

30 La presente invención concierne igualmente a un sistema de control de posición de un vehículo espacial, que comprenda un subsistema de maniobra que comprenda al menos una rueda de reacción, puesto en práctica para controlar la posición del vehículo espacial en el transcurso de al menos una fase de preparación, cuya al menos una fase de preparación va seguida de una fase de observación en el transcurso de la cual debe ser efectuada una toma de vistas. De acuerdo con la invención, el sistema de control de posición comprende medios adaptados para efectuar una parada de la al menos una rueda de reacción previamente a la citada fase de observación.

35 Preferentemente, el sistema de control de posición comprende un subsistema de control fino, de firma vibratoria inferior a la del subsistema de maniobra, puesto en práctica para controlar la posición del vehículo espacial en el transcurso de la fase de observación.

Preferentemente, el sistema de control de posición comprende un subsistema de desaturación, adaptado para compensar todos o parte de los momentos cinéticos elementales inducidos por pares perturbadores externos.

40 La invención será comprendida mejor con la lectura de la descripción que sigue, dada a título de ejemplo en modo alguno limitativo, y hecha refiriéndose a las figuras, que representan:

- Figura 1: una representación esquemática de un satélite que comprende un sistema de control de posición de acuerdo con la invención,
- Figuras 2a, 2b, 2c, 2d y 2e: diagramas que ilustran ciertas etapas de un procedimiento de mando de un sistema de control de posición, de acuerdo con diferentes modos de puesta en práctica,
- 45 - Figuras 3a y 3b: ejemplos que ilustran, en el tiempo, la velocidad de rotación de una rueda de reacción en el transcurso de una etapa de parada de acuerdo con la invención,
- Figura 4: un ejemplo que ilustra, en el tiempo, el control de ruedas de reacción de un subsistema de maniobra de acuerdo con la invención.

50 La invención encuentra una aplicación particularmente ventajosa, aunque en modo alguno limitativa, en el caso del control de posición de un satélite que efectúe una misión de observación de un cuerpo celeste, por ejemplo una misión de observación de la Tierra.

Un satélite de observación de este tipo está destinado a ser colocado en una órbita terrestre, por ejemplo una órbita baja (denominada « órbita LEO »), una órbita media (denominada « órbita MEO ») o, preferentemente, una órbita

alta tal como la órbita geoestacionaria (denominada « órbita GEO ») o una órbita alta elíptica (denominada « órbita HEO »).

5 Para efectuar su misión, un satélite de observación debe ser colocado en posiciones de observación predefinidas diferentes. Así, el control de la posición de un satélite de observación se efectúa principalmente en dos fases recurrentes:

- una fase, denominada « fase de preparación », en el transcurso de la cual la posición del satélite es modificada para pasar de una posición de observación a otra,
- una fase, denominada « fase de observación », en el transcurso de la cual el satélite efectúa una toma de vistas.

10 Hay que observar que, durante la duración de una fase de observación, la posición del satélite es preferiblemente constante. Sin embargo, nada excluye que la consigna de posición varíe en el transcurso de una fase de observación.

Por ejemplo, en el caso de un satélite de observación que se desplace en una órbita baja, la consigna de posición puede variar durante la duración de una toma de vistas a fin de tener en cuenta el movimiento del satélite y mantener la línea de visión dirigida sensiblemente hacia una misma zona en la superficie de la Tierra.

15 De acuerdo con otro ejemplo, en el caso de un satélite en órbita GEO, la consigna de posición puede variar durante la duración de una toma de vistas a fin de tener en cuenta la rotación de la Tierra y mantener la línea de visión dirigida sensiblemente hacia una misma zona en la superficie de la Tierra.

La posición de un satélite es controlada formando pares y momentos cinéticos, que pueden ser representados como vectores comprendidos en un espacio de control de dimensión N_d , siendo N_d en la práctica igual a uno, dos o tres.

20 En el caso en que la posición del satélite deba ser controlada alrededor de un eje, el espacio de control es de dimensión uno. Si la posición del satélite debe ser controlada alrededor de tres ejes de orientaciones diferentes, el espacio de control es de dimensión 3.

25 El número de accionadores puestos en práctica para controlar la posición de un satélite, así como su disposición, es elegido para poder formar pares y momentos cinéticos en el espacio de control elegido. Por ejemplo, una rueda de reacción permite obtener un espacio de control de dimensión uno. Tres ruedas de reacción, de ejes de rotación cuyos vectores unitarios sean linealmente independientes, permiten obtener un espacio de control de dimensión tres.

30 En lo que sigue de la descripción, se designan por « par elemental » y « momento cinético elemental » el par y el momento cinético formados por una sola rueda de reacción. La suma de pares elementales formados por varias ruedas de reacción será designada indistintamente por « par » o « par total ». Asimismo, la suma de momentos cinéticos elementales formados por varias ruedas de reacción será designada indistintamente por « momento cinético » o « momento cinético total ».

Además, la posición de un satélite es controlada formando uno o varios pares elementales cuya norma esté comprendida en un intervalo predefinido.

35 En este intervalo predefinido, los pares elementales pequeños son puestos en práctica generalmente para efectuar un control fino de la posición del satélite, mientras que los pares elementales grandes son generalmente puestos en práctica para bascular rápidamente el satélite hacia una posición diferente.

40 En la práctica, los pares elementales generalmente puestos en práctica para efectuar un control fino de la posición de un satélite son inferiores a algunas decenas de milinewton metro, mientras que los pares elementales puestos en práctica para bascular la posición de un satélite pueden llegar hasta varias centenas de milinewton metro o más.

La figura 1 representa, de modo esquemático, un satélite 10 de observación de la Tierra. El satélite 10 comprende especialmente al menos un instrumento de observación 20, preferentemente un instrumento óptico, y un sistema 30 de control de posición.

45 En la práctica, el satélite 10 comprende igualmente otros elementos, que se salen del marco de la invención y que no están representados en las figuras.

El sistema 30 de control de posición comprende un dispositivo de mando 350, y al menos un primer subsistema de control, que comprende al menos una rueda de reacción, denominado « subsistema 300 de maniobra » puesto en práctica en el transcurso de las fases de preparación.

50 El sistema 30 de control de posición comprende igualmente medios adaptados para efectuar una parada de la al menos una rueda de reacción del subsistema 300 de maniobra, previamente a cada una de las fases de observación.

Por « efectuar una parada de la al menos una rueda de reacción », se entiende poner la velocidad de rotación de la al menos una rueda en un valor sensiblemente nulo. Por « sensiblemente nulo », se entiende que la velocidad de rotación es pequeña, inferior a algunas revoluciones por minuto, incluso algunas decenas de revoluciones por minuto; preferentemente, la citada velocidad de rotación es nula.

- 5 A fin de la descripción de ejemplos de puesta en práctica de los medios de parar la rotación de la al menos una rueda de reacción, se considera de manera no limitativa el caso en que la citada rueda de reacción es arrastrada por un motor eléctrico que comprende una pluralidad de bobinados, denominados « fases ».

10 El dispositivo de mando 350 comprende por ejemplo una electrónica de mando que, de manera conocida por el especialista en la materia, comprende una pluralidad de interruptores adaptados para activar / desactivar cada una de las fases del citado motor, así como un módulo de control que gobierna el cierre y la apertura de los citados interruptores de la electrónica de mando y que gobierna la intensidad de la corriente que circula por la o las fases activadas.

15 El módulo de control comprende por ejemplo un microordenador unido a medios de memorización (disco duro magnético, memoria RAM y/o ROM, disco óptico, etc.) por un bus de comunicación. Un producto programa de ordenador queda memorizado en los medios de memorización, en forma de un conjunto de instrucciones de código de programa que, cuando son ejecutadas por el microordenador, permiten la puesta en práctica del procedimiento de mando, que será descrito en detalle más adelante. De acuerdo con ciertos modos de realización, el módulo de control comprende igualmente circuitos electrónicos especializados, de tipo ASIC, FPGA, etc.

20 De acuerdo con un primer ejemplo, la rotación de la al menos una rueda de reacción del subsistema 300 de maniobra es detenida en bucle cerrado.

Por « en bucle cerrado », se entiende por medio de un bucle de control de la velocidad de rotación de la al menos una rueda de reacción, es decir que el módulo de control envía órdenes de mando determinadas, en función de la velocidad medida, para hacer tender la velocidad medida hacia una consigna de velocidad nula.

25 Sin embargo, las prestaciones pueden verse limitadas en la práctica por la precisión de las mediciones de velocidad. En efecto, la velocidad estará sometida solamente a la velocidad de consigna sin tener en cuenta los errores de medición. En la práctica, los sensores de velocidad, por ejemplo taquímetros, deben tener una precisión suficiente para que las vibraciones, inducidas por una velocidad real no nula de rotación, sean despreciables con respecto a las vibraciones máximas toleradas.

30 De acuerdo con otro ejemplo, la rotación de la al menos una rueda de reacción del subsistema 300 de maniobra es detenida en bucle abierto.

Por « en bucle abierto » se entiende que las órdenes de mando tienen por efecto frenar la al menos una rueda de reacción, sin tener en cuenta la velocidad medida.

35 Por ejemplo, el módulo de control, cuando la rotación de la al menos una rueda de reacción deba ser parada, puede activar simultáneamente cada una de las fases del motor, es decir cortocircuitar simultáneamente cada una de las fases del motor. Las fuerzas contraelectromotrices ligadas a los fenómenos de inducción actúan entonces como un rozamiento viscoso y el rozamiento seco mantiene la inmovilidad total de la al menos una rueda de reacción.

40 Esta solución presenta la ventaja de no necesitar una electrónica de mando compleja. En particular, ésta no necesita sensores de velocidad precisos como en el caso de una desaceleración de la al menos una rueda de reacción en bucle cerrado. Sin embargo, nada excluye dotar al dispositivo de mando 350 de una electrónica de mando específica para la activación simultánea de cada una de las fases del motor.

El sistema 30 de control de posición está adaptado para controlar la posición del satélite 10 en un espacio de control de dimensión al menos uno.

45 Preferentemente, el sistema 30 de control de posición está concebido para controlar la posición del satélite 10 en un espacio de control de dimensión tres. En lo que sigue de la descripción, se considera el caso no limitativo de un espacio de control de dimensión tres.

En este caso, el subsistema 300 de maniobra comprende al menos tres ruedas de reacción, dispuestas de modo que los vectores unitarios de los ejes de rotación de tres ruedas de reacción sean linealmente independientes.

El procedimiento de mando del sistema 30 de control de posición del satélite 10 es puesto en práctica por el dispositivo de mando 350.

50 La figura 2a representa las etapas principales del procedimiento de mando en el transcurso de las fases de preparación. Estas etapas son especialmente:

- una etapa 50 de preparación, en el transcurso de la cual el subsistema 300 de maniobra, en particular la velocidad de rotación de las ruedas de reacción, es mandado para controlar la posición del satélite 10,

- una etapa 55 de parada de las ruedas de reacción, previa a cada fase de observación, en el transcurso de la cual la velocidad de rotación de las ruedas de reacción es puesta en un valor sensiblemente nulo.

5 En el transcurso de la etapa 50 de preparación, el dispositivo de mando 350 envía una o varias órdenes de mando al subsistema 300 de maniobra que tienen por efecto especialmente bascular el satélite 10 de una posición de observación a otra.

En el transcurso de la etapa 55 de parada de las ruedas de reacción, el dispositivo de mando 350 envía una o varias órdenes de mando al subsistema 300 de maniobra que tienen por efecto poner la velocidad de rotación de las ruedas de reacción en un valor sensiblemente nulo, previamente a una fase de observación y después de la etapa 50 de preparación.

10 Hay que observar que nada excluye continuar con el control de posición en el transcurso de la etapa 55 de parada de las ruedas de reacción, en particular al inicio de esta etapa, cuando la velocidad de rotación de las ruedas de reacción sea relativamente importante y una parada demasiado brusca correría el riesgo de hacer divergir la posición del satélite 10 de la posición de observación objetivo.

15 Por consiguiente, nada excluye enviar órdenes de mando determinadas a la vez para parar las ruedas de reacción (en función de una consigna de velocidad) y para controlar la posición del satélite 10 (en función de la consigna de posición).

Se comprende que, debido a la parada previa de cada rueda de reacción del subsistema 300 de maniobra, el citado subsistema de maniobra generará pocas o no generará vibraciones durante las tomas de vistas.

20 De acuerdo con un primer ejemplo, la etapa 55 de parada de las ruedas de reacción comprende una subetapa 550 en el transcurso de la cual se manda una desaceleración de las ruedas de reacción en bucle cerrado.

De acuerdo con otro ejemplo, la etapa 55 de parada de las ruedas de reacción comprende una subetapa 551 en el transcurso de la cual se manda el frenado de las ruedas de reacción en bucle abierto. Por ejemplo, en el caso en que las ruedas de reacción sean arrastradas por motores eléctricos polifásicos, se cortocircuitan las fases de cada uno de los motores eléctricos.

25 En un modo preferido de puesta en práctica, la etapa 55 de parada de las ruedas de reacción comprende una subetapa 550 de desaceleración de las ruedas de reacción en bucle cerrado, seguida de una subetapa 551 de frenado de las ruedas de reacción en bucle abierto.

30 Preferentemente, la subetapa 551 de frenado es ejecutada cuando la velocidad medida de rotación de al menos una rueda de reacción (o de cada una de las ruedas de reacción), sea inferior a un umbral predefinido, por ejemplo del orden de algunas revoluciones por minuto.

Este ejemplo está ilustrado en la figura 3a, que representa la evolución temporal de la velocidad ω de rotación de una rueda de reacción en el transcurso de la etapa 55 de parada. En el transcurso de la subetapa 550 de desaceleración en bucle cerrado, la velocidad ω de rotación disminuye progresivamente hasta un valor umbral ω_{UMBRAL1} . Cuando se alcanza el valor umbral ω_{UMBRAL1} , se ejecuta la subetapa 551 de frenado en bucle abierto.

35 El modo ilustrado por la figura 3a es ventajoso en la medida en que éste permite evitar que un frenado de las ruedas de reacción, en particular si éste se efectúa cortocircuitando las fases de los motores eléctricos, sea activado con una velocidad inicial demasiado importante, con lo que se correría el riesgo de provocar un deterioro de los motores eléctricos.

40 La figura 3b ilustra un modo preferido de puesta en práctica de la etapa 55 de parada de las ruedas de reacción, en el cual la posición del satélite 10 continúa siendo controlada al inicio de la etapa 55 de parada de las ruedas de reacción.

En este modo, la etapa 55 comprende, como en el ejemplo ilustrado por la figura 3a, una subetapa 550 de desaceleración de las ruedas de reacción en bucle cerrado, seguida de una subetapa 551 de frenado de las ruedas de reacción en bucle abierto ejecutada cuando la velocidad de rotación sea inferior al valor umbral ω_{UMBRAL1} .

45 Al inicio de la subetapa 550 de desaceleración en bucle cerrado, el subsistema 300 de maniobra es mandado a la vez para desacelerar las ruedas de reacción y para controlar la posición del satélite 10. La velocidad que se obtendría para órdenes de mando determinadas en función de la consigna de desaceleración en bucle cerrado está representada por un trazo discontinuo designado por la referencia « c ». A esta velocidad se superpone la velocidad obtenida para órdenes de mando determinadas en función de la consigna de posición, de modo que la velocidad ω oscila sensiblemente alrededor del trazo discontinuo c.

50 A continuación, cuando la velocidad ω de rotación haya alcanzado un valor umbral ω_{UMBRAL2} (superior al valor umbral ω_{UMBRAL1} , por ejemplo del orden de algunos centenares o algunas decenas de revoluciones por minuto), el

subsistema 300 de maniobra es mandado únicamente para desacelerar las ruedas de reacción en bucle cerrado, en función de la consigna de velocidad.

5 Nada excluye, además, que la posición del satélite 10 continúe siendo controlada hasta el inicio de la subetapa 551 de frenado en bucle abierto, lo que supone considerar umbrales $\Theta_{UMBRAL1}$ y $\Theta_{UMBRAL2}$ de valores iguales, por ejemplo del orden de algunas revoluciones por minuto.

La figura 2b representa un modo particular de puesta en práctica, en el cual, en el transcurso de las fases de observación, el procedimiento comprende una etapa 60 de mantenimiento de la parada de las ruedas de reacción.

10 En el transcurso de la etapa 60 de mantenimiento de la parada de las ruedas, el dispositivo de mando 350 envía una o varias órdenes de mando al subsistema 300 de maniobra que tienen por efecto mantener la velocidad de rotación de las ruedas de reacción en un valor sensiblemente nulo.

En efecto, puede considerarse ventajoso mantener, en el transcurso de las fases de observación, la parada de las ruedas de reacción, a fin de evitar que éstas arranquen de nuevo, por ejemplo bajo el efecto de pares giroscópicos parásitos, y alcancen una velocidad de rotación susceptible de generar vibraciones cuya amplitud perturbara las tomas de vistas.

15 En el transcurso de las fases de observación, la posición del satélite 10 puede no ser controlada, si se pueden considerar las derivas en posición como despreciables durante las fases de observación.

En un modo preferido de realización, el sistema 30 de control de posición comprende un segundo subsistema de control, denominado « subsistema 310 de control fino », puesto en práctica en el transcurso de las fases de observación.

20 El subsistema 310 de control fino está concebido de modo que su firma vibratoria, es decir la amplitud de las vibraciones que genere cuando sea puesto en práctica, sea inferior a la del subsistema 300 de maniobra, e inferior a la amplitud máxima tolerada para las tomas de vistas.

25 De modo más particular, la amplitud de las vibraciones que el subsistema 310 de control fino genera es inferior a la del subsistema 300 de maniobra para los valores de pares elementales necesarios para efectuar el control fino de la posición durante las tomas de vistas.

30 El subsistema 310 de control fino comprende al menos un accionador que puede ser de cualquier tipo adaptado, es decir que permita obtener una firma vibratoria pequeña. Se trata por ejemplo de una monorrueda, de un accionador de chorro acoplado a un sistema de propulsión química o eléctrica, de un accionador magnético, de una trampilla orientable que module la presión solar creando un par, etc. En el caso en que el subsistema 310 de control fino comprenda varios accionadores estos pueden estar constituidos por una combinación de accionadores entre los accionadores antes mencionados, del mismo tipo o de tipos diferentes.

Llegado el caso, el procedimiento comprende, en el transcurso de las fases de observación, una etapa de control fino de la posición del satélite 10 por medio del subsistema 310 de control fino, no representada en las figuras.

35 Hay que observar que nada excluye utilizar igualmente el subsistema 310 de control fino fuera de las fases de observación, en particular en el transcurso de la etapa 55 de parada de las ruedas de reacción, para asegurar la transición del control de posición del subsistema 300 de maniobra hacia el subsistema 310 de control fino.

Se comprende que la puesta en práctica de un subsistema 310 de control fino, de firma vibratoria pequeña, permite limitar la amplitud de las vibraciones inducidas por el control de posición durante las tomas de vistas.

40 Además, las exigencias contradictorias, de pares elementales grandes para efectuar los basculamientos de posición, por una parte, y de firma vibratoria pequeña para efectuar las tomas de vistas por otra, incumben a subsistemas diferentes. Así pues, los subsistemas 300 de maniobra y 310 de control fino pueden ser optimizados por diseño para respectivamente las fases de preparación y las fases de observación.

45 En este caso, el subsistema 300 de maniobra está concebido principalmente para disponer de una capacidad máxima importante en par y en momento cinético, a fin de poder bascular rápidamente el satélite 10, y ventajosamente reducir la duración de las fases de preparación. Por ejemplo, la capacidad máxima del subsistema 300 de maniobra es del orden de 10 newton metro (N.m) y 15 newton metro segundo (N.m.s) o más.

50 El subsistema 310 de control fino puede disponer de una capacidad máxima netamente inferior a la del subsistema 300 de maniobra. Por ejemplo, la capacidad máxima del subsistema 310 de control fino es del orden de 0,1 N.m y 1 N.m.s. Así pues, el diseño del subsistema 310 de control fino puede concentrarse principalmente en la reducción de las vibraciones inducidas en el instrumento de observación 20 del satélite 10.

La figura 2c representa un modo particular de puesta en práctica del procedimiento, en el cual la etapa 50 de preparación comprende una subetapa 501 de maniobra, en el transcurso de la cual el subsistema 300 de maniobra

es mandado para bascular el satélite 10 de una posición de observación a otra, seguida de una subetapa 502 en el transcurso de la cual el subsistema 300 de maniobra es mandado para estabilizar la posición del satélite 10 alrededor de la posición de observación objetivo.

5 En un modo preferido de realización del sistema 30 de control de posición, el número de ruedas de reacción es superior a la dimensión Nd del espacio de control, y su disposición es tal que existan al menos Nd ruedas de reacción en las cuales los valores unitarios de los ejes de rotación sean linealmente independientes.

Con una configuración de este tipo, se comprende que existe necesariamente un vector de velocidades no todas nulas de rotación de las ruedas de reacción, en el cual la suma de los momentos cinéticos elementales, inducidos por la rotación de cada una de las ruedas de reacción, es sensiblemente nula.

10 Este vector de velocidades no todas nulas determina un núcleo del subsistema 300 de maniobra, en el cual el momento cinético total formado es sensiblemente nulo mientras que las ruedas de reacción están en rotación. El núcleo del subsistema 300 de maniobra es de dimensión al menos uno, pero puede ser de dimensión superior si el número de ruedas de reacción es igual o superior a cinco.

Se designa por \bar{u}_n el vector unitario del eje de rotación de la enésima rueda de reacción, y por

15
$$\vec{H}_n = H_n \bar{u}_n$$

el momento cinético elemental de la enésima rueda de reacción.

En el caso en que el subsistema 300 de maniobra comprenda cuatro ruedas de reacción, cualquier demanda de momento cinético total podrá ser repartida en las cuatro ruedas de reacción con un grado de libertad.

En efecto, existe un vector no nulo (h_1, h_2, h_3, h_4) tal que:

20
$$\sum_{n=1}^4 h_n \bar{u}_n = \vec{0}$$

de modo que, para cualquier valor de un escalar λ :

$$\vec{H} = \sum_{n=1}^4 H_n \bar{u}_n = \sum_{n=1}^4 (H_n + \lambda h_n) \cdot \bar{u}_n$$

El vector de las velocidades de rotación de las ruedas de reacción que generan el vector (h_1, h_2, h_3, h_4) corresponde al núcleo del subsistema 300 de maniobra.

25 Preferentemente, las ruedas de reacción están dispuestas según una geometría no singular, es decir de modo que los vectores unitarios de un grupo cualquiera de Nd ruedas de reacción sean linealmente independientes. De este modo, se asegura que el núcleo del subsistema 300 de maniobra es generado por un vector de velocidades todas no nulas, de modo que los coeficientes h_n sean todos no nulos.

30 La figura 2d representa un modo preferido de puesta en práctica, en el cual la etapa 50 de preparación comprende, al inicio de las fases de preparación, una subetapa 500 en el transcurso de la cual se manda una aceleración de las ruedas de reacción alrededor del núcleo del subsistema 300 de maniobra.

35 Por « alrededor del núcleo », se entiende, por una parte, que la precisión de la aceleración en el núcleo depende de la precisión de las mediciones de velocidad y, por otra, que nada excluye enviar órdenes de mando determinadas a la vez para acelerar las ruedas de reacción en el núcleo (en función de una consigna de velocidad) y para controlar la posición del satélite 10 (en función de una consigna de posición).

En el transcurso de la subetapa 500 de aceleración de las ruedas de reacción alrededor del núcleo del subsistema 300 de maniobra, se aumenta progresivamente la velocidad de rotación de las ruedas de reacción hasta obtener momentos cinéticos elementales predefinidos no nulos, denominados « sesgos elementales », en cada una de las ruedas de reacción.

40 Preferentemente los sesgos elementales son elegidos de modo que las excursiones de momento cinético elemental para las maniobras previstas no conduzcan, en valor absoluto, al momento cinético elemental por debajo de un umbral predefinido. Es decir que las citadas excursiones no impliquen pasar por una velocidad de rotación nula. Preferentemente, los sesgos elementales son elegidos igualmente de modo que las excusiones en momento cinético elemental para las maniobras previstas, no impliquen sobrepasar una velocidad de rotación máxima autorizada.

Al final de la etapa 50 de preparación, cada una de las ruedas de reacción se encontrará de nuevo con un momento cinético elemental próximo al sesgo elemental. De este modo, la subetapa 502 de estabilización, cuando ésta es ejecutada, es efectuada con velocidades de rotación de las ruedas de reacción suficientemente alejadas de la velocidad nula.

- 5 Esto es ventajoso en la medida en que, con las tecnologías actuales, se considera complejo efectuar la estabilización de las ruedas de reacción con velocidades de rotación próximas a cero. Por una parte, la precisión de la estabilización depende de modo importante de la precisión de las mediciones de velocidad, y por tanto de las prestaciones de los sensores de velocidad. Por otra, las ruedas de reacción se presentan generalmente en forma de un rotor montado en un rodamiento de bolas: a velocidad de rotación próxima a cero, la película de lubricación fluida del rodamiento de bolas puede interrumpirse, y la fluctuación de la velocidad de rotación alrededor de cero generará rozamientos secos y un calentamiento local que puede provocar microfisuras de los rodamientos de bolas.

Se comprende que, asegurando que la subetapa 502 de estabilización sea ejecutada con velocidades de rotación suficientemente alejadas de velocidades nulas, se resuelven los problemas antes mencionados.

- 15 Preferentemente, la etapa 50 de preparación comprende igualmente una subetapa 504, previa a la etapa 55 de parada de las ruedas de reacción, en el transcurso de la cual se manda una desaceleración de las ruedas de reacción alrededor del núcleo del subsistema 300 de maniobra.

- 20 Como para la subetapa 500 de aceleración, por « alrededor del núcleo » se entiende, por una parte, que la precisión de la desaceleración en el núcleo depende de la precisión de las mediciones de velocidad y, por otra, que nada excluye enviar órdenes de mando determinadas a la vez para desacelerar las ruedas de reacción en el núcleo (en función de una consigna de velocidad) y para controlar la posición de satélite 10 (en función de una consigna de posición).

Esta subetapa 500, visible en la figura 2d, permite reducir la velocidad de rotación de las ruedas de reacción con un momento cinético total pequeño que modifique poco la posición del satélite 10 obtenida al final de la subetapa 502 de estabilización.

- 25 En otro modo preferido del sistema 30 de control de posición, compatible con uno cualquiera de los modos precedentes, éste comprende igualmente un subsistema 320 de desaturación, visible en la figura 1.

- 30 El subsistema 320 de desaturación comprende accionadores adaptados para generar pares en el satélite 10, y disminuir el momento cinético de las ruedas de reacción del subsistema 300 de maniobra cuando esto sea necesario. En efecto, cuando las citadas ruedas de reacción sean utilizadas para controlar la posición del satélite 10, el efecto acumulativo de ciertos pares perturbadores externos que actúan sobre el satélite 10 (como los inducidos por la resistencia aerodinámica atmosférica residual, la presión de radiación solar o cualquier otro fenómeno físico externo que actúe sobre el satélite 10) provocará un aumento del momento cinético elemental de al menos una de las ruedas de reacción. Para limitar esta excursión en momento cinético elemental, hay que utilizar accionadores que no sean accionadores inerciales.

- 35 En un modo preferido de puesta en práctica, la etapa 50 de preparación comprende una subetapa 503 en el transcurso de la cual se manda una desaturación del subsistema 300 de maniobra.

Este modo de puesta en práctica está representado en la figura 2e en el caso en que éste se combine con el modo descrito refiriéndose a la figura 2d.

- 40 En el ejemplo ilustrado por la figura 2e, la subetapa 503 de desaceleración es ejecutada después de la subetapa 502 de estabilización y antes de la subetapa 504 de desaceleración alrededor del núcleo.

Hay que observar que, de acuerdo con otros ejemplos, la subetapa 503 de desaturación es ejecutada simultáneamente a otras subetapas. En particular, si existe un modelo que permita predecir los pares perturbadores externos, sus efectos pueden ser compensados progresivamente, simultáneamente a una o varias subetapas de la etapa 50 de preparación.

- 45 Nada excluye, además, realizar toda o parte de la desaturación en el transcurso de la etapa 55 de parada de las ruedas de reacción y/o en el transcurso de la fase de observación.

De manera general, la ejecución de la subetapa 503 de desaturación simultáneamente a otras subetapas de la etapa 50 de preparación contribuye a reducir la duración de las fases de preparación y aumentar la duración de las fases de observación.

- 50 La desaturación del subsistema 300 de maniobra se efectúa, en su caso, por medio del subsistema 320 de desaturación.

Alternativamente o en combinación con la puesta en práctica de un subsistema 320 de desaturación, la desaturación del subsistema 300 de maniobra se efectúa por medio del subsistema 310 de estabilización, cuando éste comprenda

accionadores de estabilización distintos a los inerciales (por ejemplo accionadores de chorro acoplados a un sistema de propulsión química o eléctrica, accionadores magnéticos, etc.).

5 La figura 4 representa esquemáticamente los momentos cinéticos elementales de dos ruedas de reacción del subsistema 300 de maniobra. Para claridad de las figuras, se consideran en la figura 4 dos ruedas de reacción R_1 y R_2 que tienen sensiblemente el mismo eje de rotación.

En el transcurso de la subetapa 500 de aceleración alrededor del núcleo del subsistema 300 de maniobra, los momentos cinéticos elementales de las ruedas de reacción R_1 y R_2 aumentan ambos en valor absoluto, en sentido opuesto, hasta alcanzar sesgos elementales designados respectivamente por h_B y $(-h_B)$.

10 En el transcurso de la subetapa 501 de maniobra, el momento cinético elemental de la rueda de reacción R_1 es controlado para bascular el satélite 10.

En el transcurso de la subetapa 502 de estabilización, el momento cinético elemental de la rueda de reacción R_1 es controlado, teóricamente alrededor del sesgo elemental h_B , para estabilizar la posición del satélite 10.

15 Se ve que, debido a los pares externos perturbadores, el momento cinético elemental oscila alrededor de un valor medio superior al sesgo elemental h_B . El momento cinético elemental inducido por los citados pares externos perturbadores, al final de la subetapa 502 de estabilización, es designado por ΔH .

En el transcurso de la subetapa 503 de desaturación, el sesgo ΔH inducido por los pares externos perturbadores es compensado, y el momento cinético de la rueda de reacción R_1 tiende progresivamente hacia el sesgo elemental h_B .

En el transcurso de la subetapa 504 de desaceleración alrededor del núcleo del subsistema 300 de maniobra, los momentos cinéticos elementales de las ruedas de reacción R_1 y R_2 disminuyen ambos en valor absoluto.

20 La etapa 55 de parada de las ruedas de reacción R_1 y R_2 es ejecutada por ejemplo cuando la velocidad de rotación de al menos una rueda de reacción se hace inferior a un umbral predefinido, por ejemplo del orden de la decena de revoluciones por minuto.

En el ejemplo ilustrado en la figura 4, las subetapas de la etapa 50 de preparación son ejecutadas secuencialmente.

25 Como se ha visto, nada excluye, de acuerdo con otros ejemplos, que algunas de estas subetapas sean ejecutadas simultáneamente. De acuerdo con estos ejemplos no limitativos, que pueden ser combinados entre sí:

- la ejecución de la subetapa 501 de maniobra empieza antes del final de la subetapa 500 de aceleración alrededor del núcleo,
- la ejecución de la subetapa 502 de estabilización continúa en el transcurso de la subetapa 503 de desaturación y/o de la subetapa 504 de desaceleración alrededor del núcleo,
- 30 - la subetapa 503 de desaturación es ejecutada de modo continuo durante las fases de preparación, etc.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de mando de un sistema (30) de control de posición de un vehículo espacial (10), comprendiendo el sistema (30) de control de posición un subsistema (300) de maniobra que comprende al menos una rueda de reacción, debiendo ser controlada la posición del vehículo espacial (10) en el transcurso de al menos una fase de preparación seguida de una fase de observación en el transcurso de la cual debe ser efectuada una toma de vistas, caracterizado por que el citado procedimiento comprende, en el transcurso de la citada al menos una fase de preparación:
- una etapa (50) de preparación, en el transcurso de la cual el subsistema (300) de maniobra es mandado para controlar la posición del vehículo espacial (10),
 - seguida de una etapa (55) de parada de la al menos una rueda de reacción, en el transcurso de la cual la velocidad de rotación de la al menos una rueda de reacción es llevada a un valor sensiblemente nulo previamente a la citada fase de observación,
- y por que, en el transcurso de la fase de observación, un subsistema (310) de control fino, de firma vibratoria inferior a la del subsistema (300) de maniobra, es mandado para controlar la posición del vehículo espacial (10).
2. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizado por que la etapa (55) de parada de la al menos una rueda de reacción comprende una subetapa (550) de desaceleración de la al menos una rueda de reacción en bucle cerrado
3. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 2, caracterizado por que la etapa (55) de parada de la al menos una rueda de reacción comprende una subetapa (551) de frenado de la al menos una rueda de reacción en bucle abierto
4. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 3, caracterizado por que, en un subsistema (300) de maniobra en el que al menos una rueda de reacción es arrastrada en rotación por un motor eléctrico polifásico, la subetapa (551) de frenado en bucle abierto consiste en cortocircuitar las fases del citado motor eléctrico polifásico.
5. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 3 a 4, caracterizado por que la subetapa (551) de frenado en bucle abierto es ejecutada cuando la velocidad de rotación de la al menos una rueda es inferior a un umbral predefinido.
6. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que la etapa (50) de preparación comprende una subetapa (501) de maniobra, en el transcurso de la cual el subsistema (300) de maniobra es mandado para bascular la posición del vehículo espacial de una posición de observación a otra, y una subetapa (502) en el transcurso de la cual el subsistema (300) de maniobra es mandado para estabilizar la posición del vehículo espacial (10) alrededor de la posición de observación objetivo.
7. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que la etapa (50) de preparación comprende una subetapa (503) de desaturación del subsistema (300) de maniobra, en el transcurso de la cual se compensan todos o parte de los momentos cinéticos inducidos por pares perturbadores externos.
8. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 7, caracterizado por que la desaturación es efectuada mandando el subsistema (310) de control fino, y/o mandando un subsistema (320) de desaturación del sistema (30) de control de posición.
9. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que, en un subsistema (300) que comprende una pluralidad de ruedas de reacción configuradas de modo que exista al menos un vector de velocidades de rotación no todas nulas, denominado « núcleo del subsistema (300) de maniobra », en el cual la suma de los momentos cinéticos elementales generados por cada una de las citadas ruedas de reacción es sensiblemente nula, la etapa (50) de preparación comprende, al inicio de la al menos una fase de preparación, una subetapa (500) de aceleración de las ruedas de reacción alrededor del núcleo del subsistema (300) de maniobra.
10. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 9, caracterizado por que la etapa (50) de preparación comprende una subetapa (504) de desaceleración de las ruedas de reacción alrededor del núcleo del subsistema (300) de maniobra, previa a la etapa (55) de parada de las ruedas de reacción.
11. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que, en el transcurso de la fase de observación, comprende una etapa (60) de mantenimiento de la parada de la al menos una rueda de reacción, en el transcurso de la cual la velocidad de rotación de cada rueda de reacción es mantenida en un valor sensiblemente nulo.
12. Sistema (30) de control de posición de un vehículo espacial (10), que comprende un subsistema (300) de maniobra que comprende al menos una rueda de reacción, puesto en práctica para controlar la posición del vehículo espacial (10) en el transcurso de al menos un fase de preparación, cuya al menos una fase de preparación va

5 seguida de una fase de observación en el transcurso de la cual debe ser ejecutada una toma de vistas, caracterizado por que el citado sistema comprende medios adaptados para efectuar una parada de la al menos una rueda de reacción previamente a la citada fase de observación, y por que comprende un subsistema (310) de control fino, de firma vibratoria inferior a la del subsistema (300) de maniobra, puesto en práctica para controlar la posición del vehículo espacial (10) en el transcurso de la fase de observación.

13. Sistema (30) de acuerdo con la reivindicación 12, caracterizado por que comprende un subsistema (320) de desaturación, adaptado para compensar todos o parte de los momentos cinéticos elementales inducidos por pares perturbadores externos.

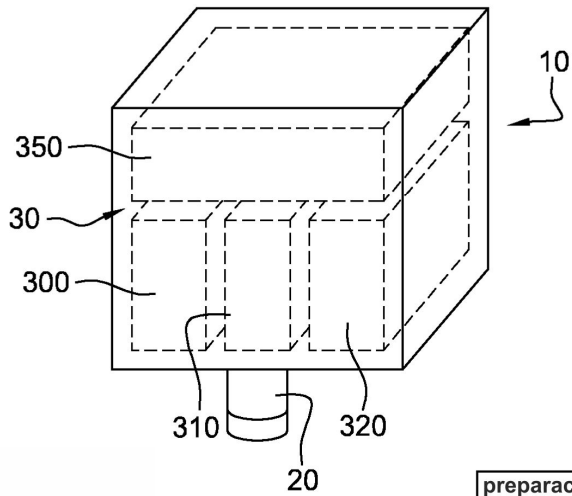


Fig. 1

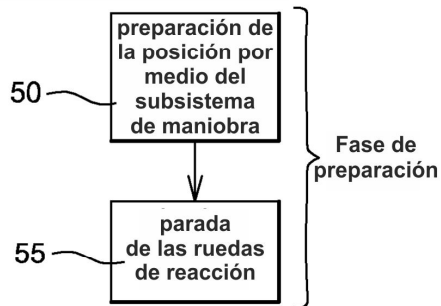


Fig. 2a

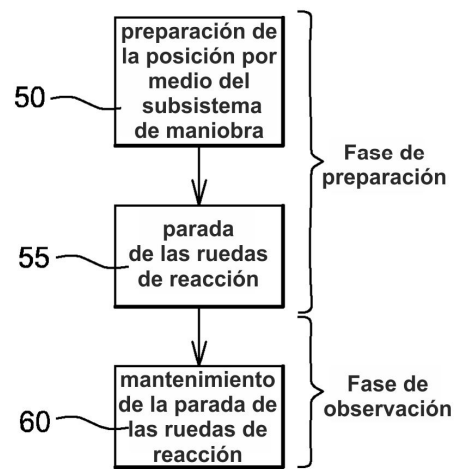


Fig. 2b

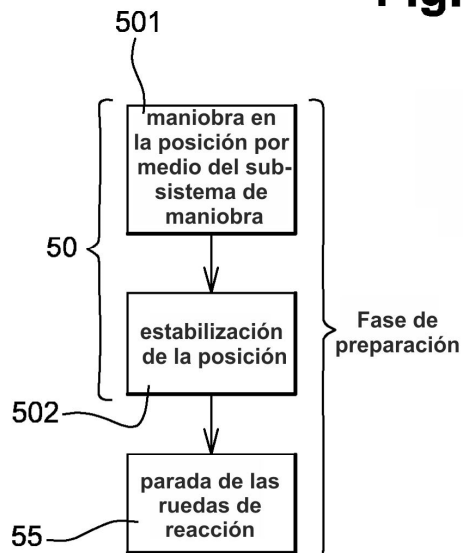


Fig. 2c

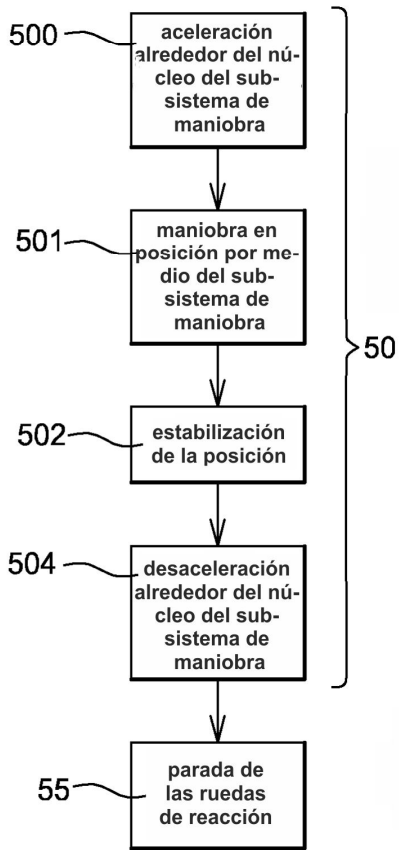


Fig. 2d

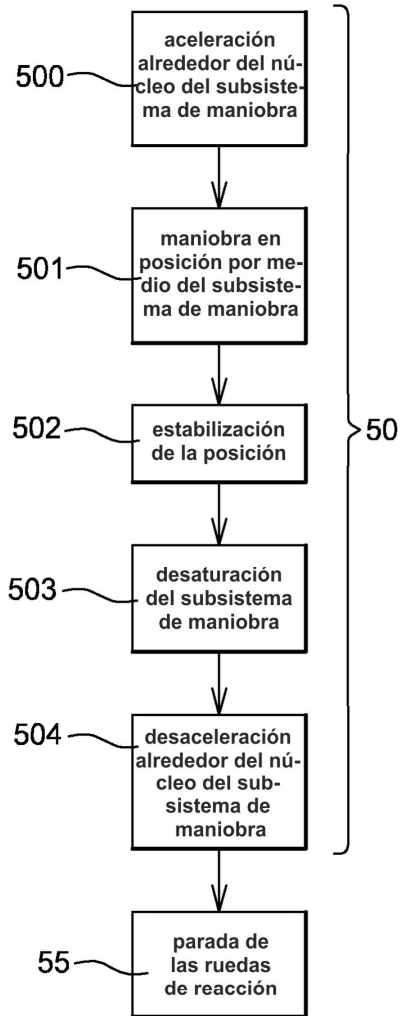


Fig. 2e

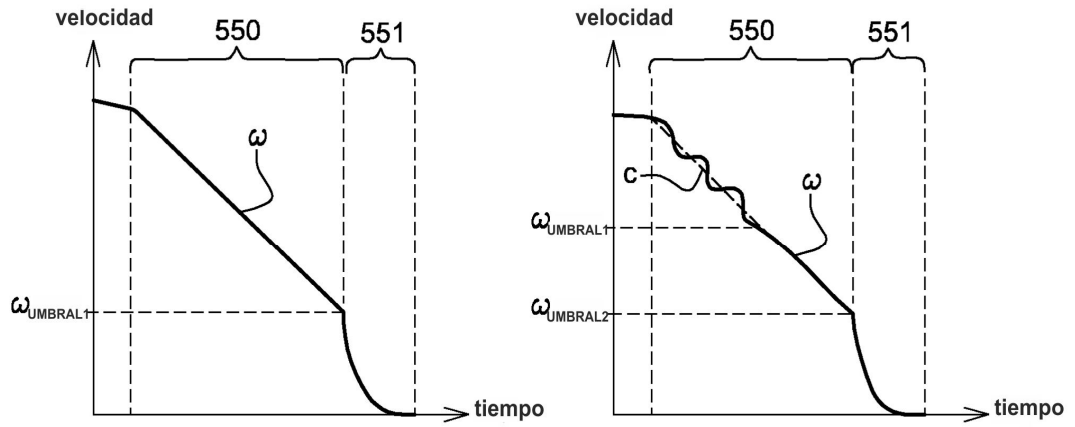


Fig. 3a

Fig. 3b

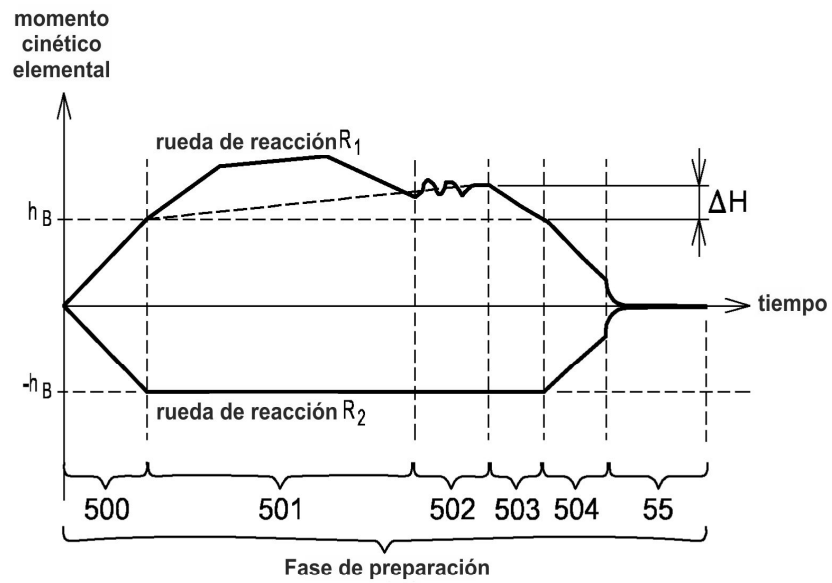


Fig. 4