(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 625 420**

(51) Int. CI.:

B64G 1/24 (2006.01)
B64G 1/10 (2006.01)
B64G 1/26 (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(86) Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **24.05.2013 PCT/SE2013/050595**

(87) Fecha y número de publicación internacional: **05.12.2013 WO13180628**

(96) Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **24.05.2013 E 13797430 (9)**

(97) Fecha y número de publicación de la concesión europea: **12.04.2017 EP 2855277**

(54) Título: **Un método para mantener una nave espacial en posición geoestacionaria, y un sistema para llevarlo a cabo**

(30) Prioridad:

28.05.2012 SE 1250545

(45) Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
19.07.2017

(73) Titular/es:

OHB SWEDEN AB (100.0%)
Viderögatan 6
164 40 Kista, SE

(72) Inventor/es:

BATTELINO, MILAN y
EDFORS VANNEVIK, ANDERS GUNNAR

(74) Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Un método para mantener una nave espacial en posición geoestacionaria, y un sistema para llevarlo a cabo

Campo técnico

La invención presente se refiere en general al campo del control de órbita de una nave espacial y más específicamente a un método para mantener una nave espacial en posición geoestacionaria y un sistema para llevarlo a cabo.

Antecedentes

Al situar una nave espacial en una órbita geoestacionaria alrededor de la Tierra, la nave espacial permanece casi fija respecto a la Tierra. La posición geoestacionaria ideal se encuentra en el plano ecuatorial con una distancia a la superficie de la Tierra de 35.786,4 kilómetros. Por consiguiente, la órbita geoestacionaria constituye una región muy limitada del espacio. La órbita geoestacionaria está dividida en un número de slots (sectores) con una extensión radial, una extensión en latitud y una extensión en longitud. Cada slot es asignado a diferentes operadores por las World Administrative Radio Conferences, WARC, que son organizadas por la International Telecommunication Union, ITU. El slot está bien definido y el operador debe tener el máximo cuidado para asegurar que la nave espacial se mantenga dentro de los límites del slot. Este control de la posición de las naves espaciales se conoce en la técnica como mantenimiento de la posición (“station-keeping”).

El bucle de control del mantenimiento de la posición debe contrarrestar varias fuerzas exteriores que actúan sobre la nave espacial. Estas fuerzas pueden ser, por ejemplo, las fuerzas gravitatorias de otros cuerpos celestes tales como la Luna y el Sol. Otras fuerzas tales como la presión de radiación del Sol deben, por supuesto, ser tenidas en consideración.

Debido al aumento de demanda por parte de los operadores para situar cada vez más naves espaciales en la órbita geoestacionaria algunos operadores desean situar conjuntamente varias naves espaciales dentro del mismo slot. Tales estrategias de situación conjunta pertenecen usualmente a un grupo o a combinaciones de los siguientes grupos:

no se toman medidas para evitar colisiones, ignorando el riesgo de colisión.

situación conjunta no coordinada con comprobación de colisión, manteniendo una distancia mínima de seguridad entre las naves espaciales situadas conjuntamente.

colocación conjunta por separación, cada nave espacial tiene su región propia dedicada dentro del slot permanentemente asignado.

mantenimiento de la posición, declarando a una de las naves espaciales como maestra para que realice su mantenimiento de la posición independientemente y con relación a la que maniobran las otras naves espaciales situadas conjuntamente.

Un ejemplo común de una estrategia de situación conjunta perteneciente al grupo de separación es la estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol. En resumen, esta estrategia pretende usar las perturbaciones naturales del Sol como medio de separación para la longitud. En primer lugar las naves espaciales son insertadas en órbitas con los perigeos desplazados entre sí. La estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol usa la perturbación natural del Sol sobre la nave espacial, causando que el perigeo de ésta siga al Sol. Con el fin de separar la latitud de las naves espaciales, el ángulo de inclinación es ajustado en cada una de las naves espaciales situadas conjuntamente.

Sin embargo, la estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol impone un límite en el número máximo de satélites situados conjuntamente en un slot si se debe mantener una distancia mínima entre las naves espaciales. Por tanto, existe una gran demanda de un método de mantenimiento de la posición que puede aumentar este número máximo de naves espaciales situadas conjuntamente.

Un ejemplo de dicho método se describe en la patente de los EE.UU. US5855341. En esta patente se describe un método para situar conjuntamente varios satélites en los que el incremento de la velocidad este-oeste durante la ejecución del control de la órbita norte-sur no es despreciable. Sin embargo, este método resulta difícil de usar para fines de situación conjunta junto con naves espaciales que usan la estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol.

Compendio

A la vista de lo que antecede, un objeto de la invención presente es proporcionar un método para mantener en posición geoestacionaria una nave espacial y un sistema para llevarlo a cabo. En particular, un objetivo de la invención es proporcionar un método para mantener en posición geoestacionaria una nave espacial, lo que permite la situación conjunta de al menos una nave espacial más utilizando la estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol.

Los objetivos de la invención se consiguen mediante el método y el sistema definidos en las reivindicaciones independientes.

El método está destinado a mantener en posición una nave espacial en un slot definido de una órbita geoestacionaria según la invención, en donde la nave espacial comprende al menos dos unidades de propulsión que tienen fuerzas con componentes en una dirección este, oeste, sur y norte en un sistema de coordenadas fijado a la nave espacial. El método comprende los pasos de situar la nave espacial en dicho slot definido de la órbita geoestacionaria; seguido por los pasos de controlar una dirección de un vector del apogeo. El vector del apogeo tiene su origen en el centro de la Tierra y apunta hacia un apogeo de la órbita geoestacionaria de la nave espacial. El vector del apogeo está controlado para que apunte en una dirección con un ángulo dentro del intervalo de -90 a 90 grados desde una dirección de un vector del Sol. El vector del Sol tiene su origen en el centro de la Tierra y apunta hacia el Sol. El método controla simultáneamente la excentricidad y la inclinación de la órbita geoestacionaria para que esté dentro del slot definido.

Una ventaja del método según la invención es que solamente se usa una pequeña cantidad adicional de propelente para el mantenimiento de la posición, sólo se usan las fuerzas que surgen del mantenimiento de la posición norte-sur para el mantenimiento de la posición este-oeste.

Otra ventaja del método según la invención es que el método permite la situación conjunta de al menos un vehículo espacial adicional.

Otra ventaja adicional del método según la invención es que el método permite la situación conjunta de al menos un vehículo espacial adicional que utiliza una estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol. Por tanto, permite que más satélites sean situados conjuntamente dentro del slot.

Otras ventajas y características adicionales de las realizaciones de la invención presente se harán evidentes al leer la descripción detallada siguiente junto con los dibujos.

Descripción breve de los dibujos

Se describen a continuación realizaciones preferidas de la invención haciendo referencia a los dibujos que se acompañan, en los que:

La Figura 1 es una Figura esquemática de un método de técnica anterior para el mantenimiento de la posición;

La Figura 2 es una Figura esquemática de una estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol para situar conjuntamente naves espaciales;

La Figura 3 es una Figura esquemática que ilustra una nave espacial en órbita geoestacionaria que utiliza el inventivo método;

La Figura 4 es un diagrama de flujo que ilustra el inventivo método para el mantenimiento de la posición;

La Figura 5 es una Figura esquemática de una estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol para situar conjuntamente naves espaciales situadas conjuntamente con una nave espacial según la invención; y

La Figura 6 es una Figura esquemática de un sistema para mantener en posición naves espaciales geoestacionarias.

Descripción detallada

La invención presente se describe más completamente a continuación haciendo referencia a los dibujos que se acompañan, en los que se muestran diferentes ejemplos de realizaciones. Estas realizaciones ejemplares se proporcionan para que esta descripción sea exhaustiva y completa y no con el propósito de limitarla.

La Figura 1 es una Figura esquemática que ilustra una estrategia común para mantener en posición una nave espacial 101 en una órbita elíptica geoestacionaria 105 alrededor de la Tierra 102. El perigeo 106 es el punto de la órbita elíptica 105 a lo largo del eje mayor 108 de la órbita elíptica 105 que está más cerca de la Tierra 102. El apogeo 107 es el punto de la órbita elíptica 105 a lo largo del eje mayor 108 de la órbita elíptica geoestacionaria 105 que está más alejado de la Tierra 102. Un vector de la excentricidad 104 es un vector con el origen en el centro de la Tierra 102 que tiene una magnitud igual a la excentricidad de la órbita elíptica 105 y está dirigido a lo largo del eje mayor 108 de la órbita elíptica 105 en el sentido del perigeo 106.

En esta estrategia, el vector de la excentricidad 104 es dirigido hacia el Sol 103 por medio de ajustar la órbita 105. Así, en esta estrategia, el vector de la excentricidad 104 apunta siempre directamente o con una desviación hacia el Sol 103. Esta estrategia se denomina usualmente la estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol.

El mayor beneficio de la estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol para la situación conjunta de al menos dos naves espaciales es que se pueden seleccionar los parámetros orbitales para cada una de las al menos dos

naves espaciales de tal manera que las naves espaciales con masa, área superficial y constante de reflexión similares son perturbadas de la misma manera. De este modo, el control de un vector de la excentricidad relativo entre las al menos dos naves espaciales es esencialmente constante y, junto con una separación de la inclinación, garantiza una distancia mínima definida entre naves espaciales. Por tanto, el Sol y la presión de la radiación que proviene de él afectan al menos a dos naves espaciales de una manera similar.

La Figura 2 ilustra una situación conjunta convencional de cuatro naves espaciales que usan la estrategia de apuntamiento hacia el Sol. Se define un sistema de coordenadas cartesiano con la Tierra en el centro y un par de ejes X1 y X2 mutuamente ortogonales. En el ejemplo ilustrado, cuatro naves espaciales geoestacionarias A, B, C y D están situadas dentro del mismo slot. Los vectores de excentricidad de las naves geoestacionarias A, B, C y D están indicados respectivamente por e_A, e_B, e_C y e_D. Dado que las cuatro naves espaciales tienen excentricidades e inclinaciones respectivas diferentes, se mueven a lo largo de trayectorias separadas entre sí. Las naves espaciales están separadas por su excentricidad, por lo que el método se llama de separación por excentricidad. Los vectores de excentricidad están fuertemente influidos por la presión de radiación del Sol, y sus puntos describen los círculos a, b, c y d con o sin la ayuda de maniobras de mantenimiento de la posición este-oeste, respectivamente, durante un año. Las maniobras de mantenimiento de la posición este-oeste son usadas para contrarrestar la deriva longitudinal natural dentro del slot así como en el caso en que el círculo de excentricidad natural (resultante de las perturbaciones del Sol) de la nave espacial no se corresponde con el círculo de excentricidad deseado usado en la estrategia de situación conjunta. Aunque los círculos a, b, c y d se cortan entre sí en varios puntos, los puntos de los vectores de excentricidad giran sincrónicamente durante la circulación: por tanto en combinación con una estrategia de separación inclinación, las distancias entre los puntos de los vectores están siempre aseguradas y las naves espaciales no colisionan entre sí. Por tanto, la estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol utiliza la rotación sincronizada con el Sol de la excentricidad. Un círculo exterior R representa un intervalo permisible de la excentricidad para conservar el mantenimiento de la posición dentro del slot asignado. Un vector del Sol 201 que apunta hacia el Sol está ilustrado junto con las cuatro naves espaciales A, B, C y D en el sistema de coordenadas cartesianas.

Para una descripción más exhaustiva de la estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol se puede hacer referencia al excelente libro "Handbook of Geostationary orbits " de E.M. Soop. Un problema de la estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol descrita anteriormente, es que el espacio dentro del slot geoestacionario no es completamente explotado por el propósito de situación conjunta. Esto se debe al hecho de que las naves espaciales situadas conjuntamente se mueven en círculos coordinados sincronizados con el Sol a, b, c y d, dentro del slot con una periodicidad de un año. El radio de los círculos coordinados viene dado por la masa, él área superficial y el coeficiente de reflexión de las naves espaciales. Esto significa que el slot sólo se usa parcialmente en cada instante.

La Figura 3 describe un método para mantener en posición la nave espacial 101 en un slot definido 301 de una órbita geoestacionaria 302 alrededor de la Tierra 102. Un vector del apogeo 304 tiene su origen en el centro de la Tierra 102 apuntando hacia el apogeo 303 de la órbita 302. El vector del Sol 305 tiene su origen en el centro de la Tierra 102 y apunta hacia el Sol 103. El vector del apogeo 304 y el vector del Sol 305 forman un ángulo 306 entre sí. El método implica ajustar los parámetros orbitales de la órbita 302 de tal manera que el ángulo 306 esté dentro del intervalo de -90 a 90 grados. Este ajuste de los parámetros orbitales puede realizarse teniendo al menos dos unidades de propulsión que tienen fuerzas con componentes en dirección este, oeste, sur y norte en un sistema de coordenadas fijado a la nave espacial. Ya que las unidades de propulsión son usadas para el control de la inclinación, es decir, unidades de propulsión dirigidas hacia el norte y hacia el sur, no es infrecuente que una activación de estas unidades de propulsión exhiba fuerzas en las direcciones este y oeste. Por tanto, estas fuerzas pueden ser usadas para ajustar los parámetros orbitales de la órbita 302 para implementar el método inventivo descrito anteriormente con un pequeño coste de propelente adicional. Sin embargo, en una realización preferida, las unidades de propulsión están configuradas con bajos niveles de empuje para largos tiempos de activación, con el fin de contrarrestar la presión de radiación solar que actúa sobre la nave espacial.

La Figura 4 muestra un diagrama de flujo que ilustra el método de la invención descrito anteriormente. El primer paso 401 del inventivo método es situar la nave espacial en el slot asignado de la órbita geoestacionaria, este paso puede ser realizado usando métodos estándar conocidos en la técnica. El segundo paso 402 implica controlar una dirección del vector del apogeo que tiene su origen en el centro de la Tierra y que apunta hacia el apogeo de la órbita geoestacionaria de la nave espacial para apuntar en una dirección con el ángulo 306 dentro del intervalo de -90 a 90 grados desde la dirección del vector del Sol. El vector del Sol tiene su origen en el centro de la Tierra y apunta hacia el Sol. El método también implica el control simultáneo de la excentricidad de la órbita geoestacionaria para que esté dentro del intervalo definido dado por el tamaño del slot asignado.

En una realización del inventivo método, el ángulo 306 entre el vector del apogeo y el vector del Sol es cero grados. Por tanto, el vector del apogeo y el vector del Sol son paralelos.

En otra realización del inventivo método el ángulo 306 está dentro del intervalo de - 90 a 90 grados.

En otra realización más, al menos dos naves espaciales han sido situadas conjuntamente usando el método de la invención pero con ángulos diferentes 306.

La Figura 5 muestra el inventivo método para mantener en posición una nave espacial Q en un slot definido de una órbita geoestacionaria junto con cuatro naves espaciales A, B, C y D, en donde A, B, C y D han sido situadas conjuntamente usando la estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol descrita anteriormente. El inventivo método causa que un vector de la excentricidad e_Q del vehículo espacial Q apunte en un sentido contrario al Sol. Resulta evidente a partir de esta Figura que la separación en excentricidad desde la nave espacial Q al grupo de naves espaciales que consiste en A, B, C y D es constante si la velocidad de rotación del vector de la excentricidad e_Q sigue la rotación sincronizada con el Sol de los otros vectores de excentricidad e_A, e_B, e_C y e_D. Por tanto, el inventivo método puede ser usado junto con una separación de la inclinación para situar conjuntamente al menos un vehículo espacial adicional en un grupo de naves espaciales usando la estrategia convencional de apuntamiento del perigeo hacia el Sol con un pequeño o nulo coste de propelente adicional.

En una realización de la invención, la velocidad de giro sincronizada con el Sol sigue la velocidad de giro del vector de la excentricidad e_Q con el fin de mantener bajo control la distancia entre las naves espaciales.

Una ventaja de algunas realizaciones de la invención es que no es necesario ningún cambio en la estrategia de situación conjunta existente con el fin de situar conjuntamente una nave espacial adicional usando el inventivo método.

Otra ventaja de algunas realizaciones de la invención es que usando el método de la invención se obtiene una mayor distancia entre las naves espaciales situadas conjuntamente de manera convencional y la nave espacial.

Otra ventaja adicional de algunas realizaciones de la invención es que tiene lugar un aumento pequeño o nulo de consumo de propelente debido al inventivo método.

En la Figura 6 se muestra un sistema 600 para el mantenimiento de naves espaciales en posición geoestacionaria. El sistema 600 comprende:

una nave espacial 601 que comprende al menos dos unidades de propulsión que tienen fuerzas con componentes en una dirección este, oeste, sur y norte en un sistema de coordenadas fijado a la nave espacial. La nave espacial 601 comprende además una unidad de control para controlar dichas al menos dos unidades de propulsión. La unidad de control está configurada para recibir señales de control remoto 602.

una estación de control remoto 603 para el control remoto de una órbita geoestacionaria de la nave espacial 601 por medio de dichas señales de control remoto 602. La estación de control remoto 603 está configurada para situar la nave espacial 601 en un slot definido de la órbita geoestacionaria. La estación de control remoto 603 está configurada además para controlar una dirección del vector del apogeo que tiene su origen en el centro de la Tierra y que apunta hacia el apogeo de la órbita geoestacionaria de la nave espacial para apuntar en una dirección con un ángulo dentro del intervalo de -90 a 90 grados de una dirección del vector del Sol que tiene su origen en el centro de la Tierra y que apunta hacia el Sol. La estación de control remoto 603 está configurada para controlar simultáneamente la excentricidad e inclinación de la órbita geoestacionaria para que esté dentro del slot definido.

En algunas realizaciones, la estación de control remoto 603 recibe datos sobre la posición y la velocidad de la nave espacial. Estos datos son usados para calcular los cambios necesarios de la magnitud y la dirección de la velocidad de la nave espacial con el fin de propagar su posición a la posición deseada en un momento futuro.

En alguna realización del sistema anteriormente descrito, el sistema es responsable de mantener en posición al menos un vehículo espacial adicional.

En alguna realización del sistema descrito anteriormente, el sistema es responsable de mantener la posición y la situación conjunta de al menos una nave espacial adicional usando la estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol.

REIVINDICACIONES

1. Un método para mantener en posición una nave espacial (101) en un slot definido de una órbita geoestacionaria (302), comprendiendo la nave espacial:

al menos dos unidades de propulsión que tienen fuerzas con componentes en una dirección este, oeste, sur y norte en un sistema de coordenadas fijado a la nave espacial, en donde el método comprende los pasos de:

situar la nave espacial en dicho slot definido de la órbita geoestacionaria,

controlar una dirección de un vector del apogeo (304) que tiene su origen en el centro de la Tierra (102) y apunta hacia un apogeo (303) de la órbita geoestacionaria de la nave espacial para apuntar en una dirección con un ángulo dentro del intervalo de -90 a 90 grados desde una dirección de un vector del Sol (305) que tiene su origen en el centro de la Tierra y que apunta hacia el Sol (103) y controlando simultáneamente la excentricidad e inclinación de la órbita geoestacionaria para estar dentro del slot definido.

2. Un método según la reivindicación 1, en donde un vector del apogeo de la órbita de dicha nave espacial gira con una revolución al año.

3. Un método según la reivindicación 1 o 2, en donde el vector del apogeo y el vector del Sol son paralelos.

4. Un método para mantener en posición una primera nave espacial para situar conjuntamente al menos una segunda nave espacial que es controlada según una estrategia de apuntamiento del perigeo hacia el Sol en un slot geoestacionario definido, en donde:

el primer vehículo espacial está controlado por el método según cualquier reivindicación precedente.

5. Un sistema para mantener en posición una nave espacial geoestacionaria (600), comprendiendo:

una nave espacial (601) comprendiendo al menos dos unidades de propulsión que tienen fuerzas con componentes en una dirección este, oeste, sur y norte en un sistema de coordenadas fijado a la nave espacial, comprendiendo además la nave espacial una unidad de control para controlar dichas al menos dos unidades de propulsión, la unidad de control está configurada para recibir señales de control remoto (602),

una estación de control remoto (603) para controlar remotamente una órbita geoestacionaria (302) de la nave espacial por medio de dichas señales de control remoto, estando configurada la estación de control remoto para situar la nave espacial en un slot definido de la órbita geoestacionaria y controlando una dirección de un vector del apogeo (304) que tiene su origen en el centro de la Tierra (102) y apuntando hacia un apogeo (303) de la órbita geoestacionaria de la nave espacial para apuntar en una dirección con un ángulo dentro del intervalo de -90 a 90 grados desde una dirección de un vector del Sol (305) que tiene su origen en el centro de la Tierra y que apunta hacia el Sol (103), y que controla simultáneamente la excentricidad y la inclinación de la órbita geoestacionaria para estar dentro del slot definido.

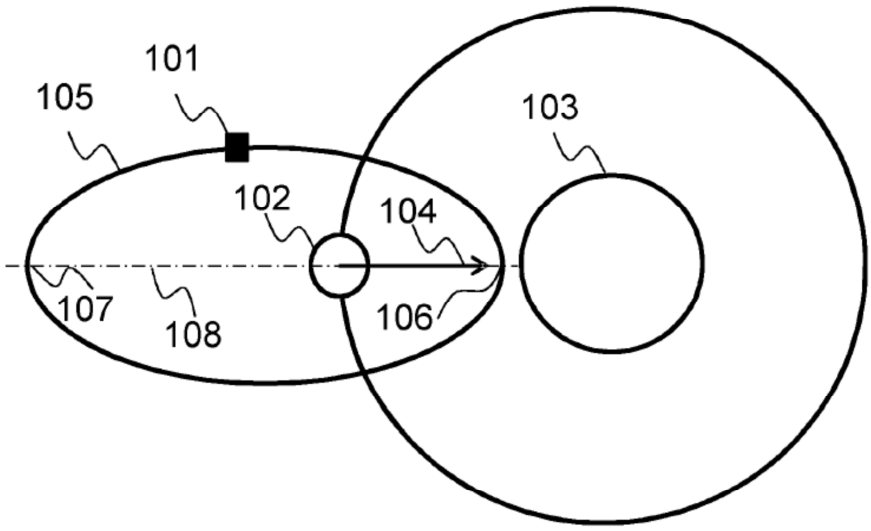

Figura 1 (técnica anterior)

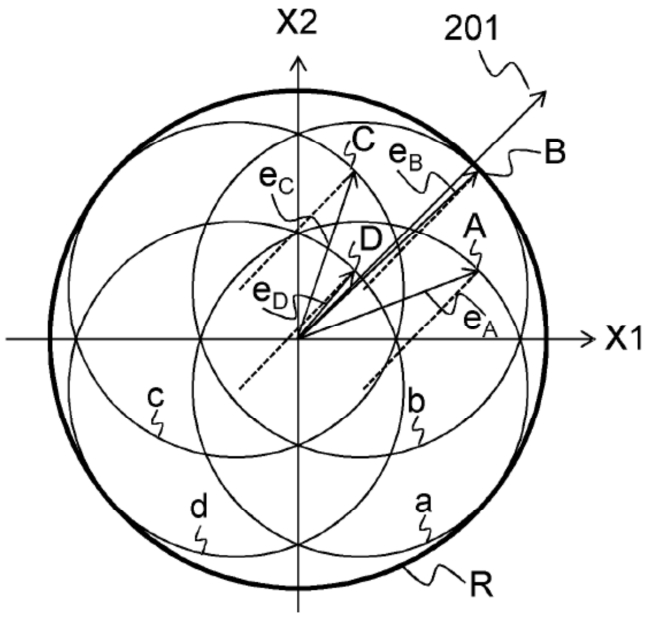

Figura 2 (técnica anterior)

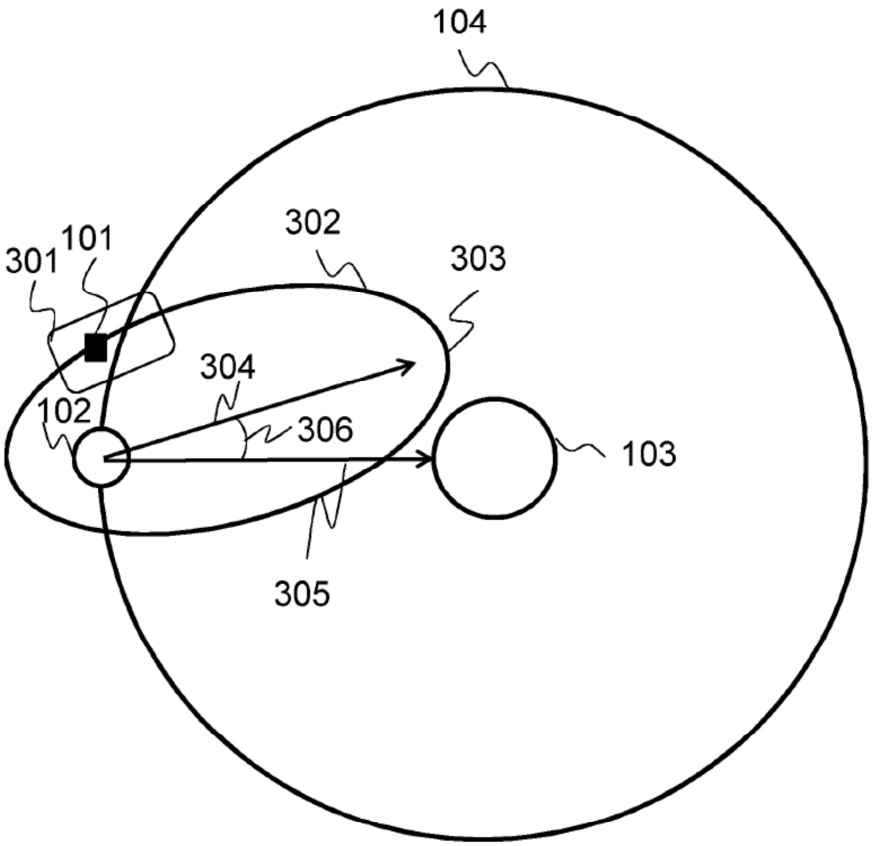

Figura 3

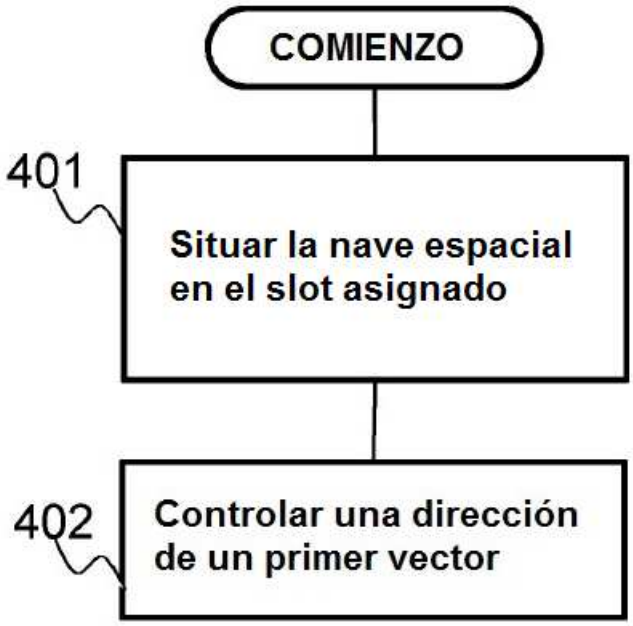
COMIENZO
401
Situar la nave espacial en el slot asignado
402
Controlar una dirección de un primer vector

Figura 4

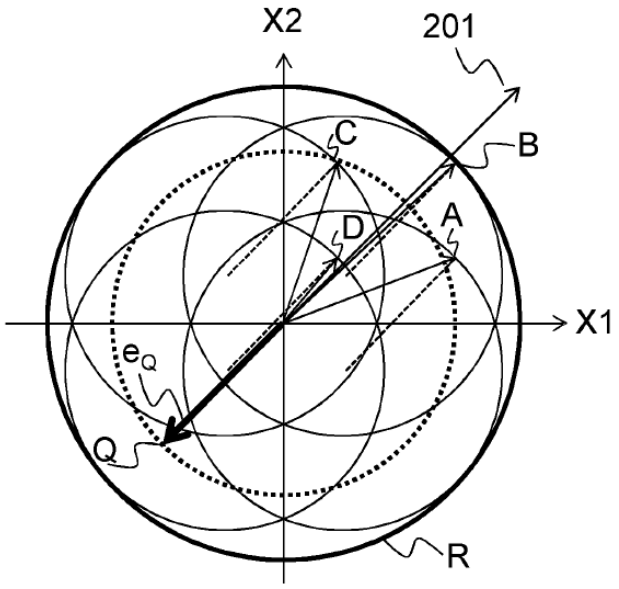

Figura 5

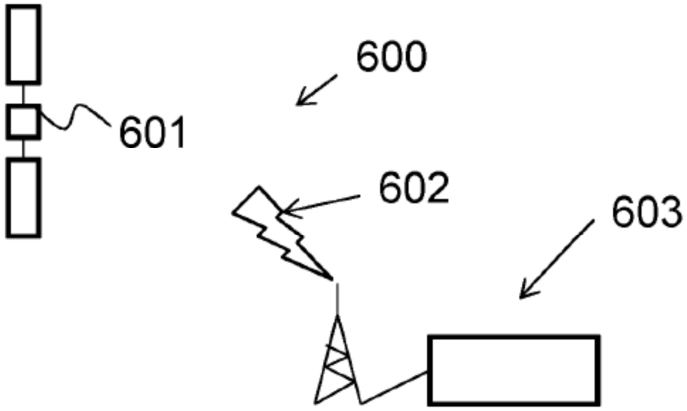

Figura 6