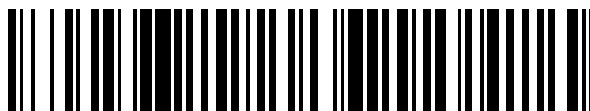


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 731 726**

51 Int. Cl.:

B64G 1/10 (2006.01)

B64G 1/24 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **09.01.2015 E 15150678 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **20.03.2019 EP 2896570**

54 Título: **Métodos y aparatos para controlar una pluralidad de satélites usando el control de excentricidad sincrónica de nodos**

30 Prioridad:

10.01.2014 US 201414152344

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

18.11.2019

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

HO, YIU-HUNG M.

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 731 726 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

Métodos y aparatos para controlar una pluralidad de satélites usando el control de excentricidad sincrónica de nodos

Antecedentes

5 La materia descrita en el presente documento se refiere, en general, a sistemas de satélite y, más específicamente, a métodos y sistemas para controlar una pluralidad de satélites usando el control de excentricidad sincrónica de nodos.

10 Las naves espaciales, tales como satélites, se colocan en órbita alrededor de la tierra para una variedad de fines, por ejemplo, la monitorización del tiempo, las observaciones científicas y las comunicaciones comerciales. En consecuencia, se mantienen en una variedad de posiciones y se colocan en una variedad de órbitas (por ejemplo, una órbita terrestre baja, una órbita de transferencia, una órbita geosincrónica inclinada y una órbita geostacionaria).

15 En una órbita geosíncrona, la posición orbital de la nave espacial se define normalmente por la excentricidad de la órbita, la inclinación del plano orbital desde el plano ecuatorial de la tierra, y la longitud de la nave espacial. En una órbita geostacionaria, el período orbital de la nave espacial coincide con el período de rotación de la tierra, la excentricidad es sustancialmente cero y el plano orbital de la nave espacial es sustancialmente coplanario con el plano ecuatorial de la tierra. Las principales fuerzas que perturban la posición de una nave espacial se generan por la gravedad del sol y la luna, la forma elíptica de la tierra (triaxialidad) y la presión de la radiación solar.

20 Las órbitas geosíncronas inclinadas, que a menudo se usan para las comunicaciones a los clientes móviles son similares a las de las órbitas geostacionarias, excepto, que tienen normalmente una inclinación no cero en el intervalo de tres a siete grados. Dichos satélites pasan a través del plano ecuatorial dos veces al día, una vez en un nodo ascendente (la parte de la órbita del satélite sobre un plano ecuatorial), y una vez en un nodo descendente (la parte de la órbita del satélite debajo de un plano ecuatorial). El movimiento de los satélites en las órbitas geosíncronas inclinadas es más complejo en la práctica, debido a la excentricidad de la órbita, la deriva y otras fuerzas perturbadoras.

25 Debido a los problemas de interferencias de comunicación de satélite a satélite, los satélites en órbitas geostacionarias están asignados a "ranuras" geostacionarias que pueden variar de 0,2 grados de ancho a 0,1 grados de ancho en longitud cerca del plano ecuatorial. A pesar de su movimiento, la interferencia sigue siendo un problema, y los satélites en órbitas geosíncronas inclinadas también se asignan a "ranuras" geostacionarias cerca del plano ecuatorial, con las mismas restricciones entre 0,1 grados y 0,2 grados de longitud. Estas restricciones de longitud se definen normalmente en un intervalo de latitud de entre 0,1 grados y 0,2 grados en la zona ecuatorial. Las restricciones en latitud y longitud, a veces se denominan como que definen una "caja".

35 Los procesos para mantener la posición de una nave espacial con respecto a la tierra y una posición dentro de la "ranura" y/o "caja" descrita anteriormente se refiere en general como mantenimiento de la posición orbital. El mantenimiento de la posición orbital puede facilitarse con propulsores que están dirigidos a generar fuerzas a través del centro de masa de la nave espacial. El control de posición se facilita en general con la cantidad de movimiento y/o las ruedas de reacción, cuya cantidad de movimiento se "descarga" periódicamente cuando los mismos (o diferentes) propulsores se dirigen para generar cantidades de movimiento de rotación alrededor del centro de masa de la nave espacial. Los sistemas de propulsores convencionales normalmente tienen conjuntos de propulsores que están alineados en las direcciones norte-sur y este-oeste. Los propulsores norte-sur producen cambios de velocidad de norte a sur (ΔV) para controlar la inclinación. Los propulsores de este a oeste producen una ΔV de este a oeste para controlar la deriva (cambio de longitud con el tiempo) y la excentricidad.

45 El problema asociado con el mantenimiento de una posición de caja y/o de ranura es especialmente crítico para las naves espaciales actuales y de futura generación. Tales naves espaciales a menudo tienen grandes conjuntos solares y colectores solares, y por lo tanto reciben una fuerza solar fuerte. Esta fuerza solar requiere una gran excentricidad de estado estacionario cuando se usa una estrategia de mantenimiento de la posición orbital de perigeo sincrónica al sol de combustión única. Esta excentricidad es difícil de controlar de manera eficaz, incluso cuando se usa una estrategia de mantenimiento de la posición orbital de perigeo sincrónica al sol, que comprime la excentricidad usando maniobras de control de combustión doble. En algunos satélites, la excursión de longitud este/oeste debido a la excentricidad puede ocupar más de la mitad del ancho de la ranura. Otros factores también consumen el ancho de la ranura, incluida la deriva en el ciclo de maniobra, el error de ejecución de la maniobra, los incrementos ΔV asociados con las perturbaciones de descarga de cantidad de movimiento, el error de determinación de órbita y el error de propagación de órbita.

El mantenimiento de una posición longitudinal de un satélite de este tipo en una órbita inclinada geosíncrona se denomina a veces como un mantenimiento de la posición orbital este-oeste. El mantenimiento de la inclinación de la

5 órbita se denomina a veces como un mantenimiento de la posición orbital norte-sur. El mantenimiento de la posición longitudinal de los satélites en una órbita inclinada geosincrónica se ha realizado anteriormente basándose en la estrategia sincrónica al sol introducida anteriormente. La estrategia sincrónica al sol se desarrolló para su uso con órbitas estacionarias cercanas que tienen una inclinación cercana a cero. Sin embargo, el mantenimiento de la posición orbital norte-sur no se requiere para la mayoría de los satélites de comunicaciones móviles, que en general tienen inclinaciones más grandes a lo largo de su vida útil, por ejemplo, entre tres y siete grados durante la vida útil del satélite.

10 El documento EP2586711A1 describe un método para controlar un conjunto de al menos dos satélites. El documento US2013/062471A1 describe un método para volar una constelación de satélites geosíncronos inclinados en la misma longitud de estación con una separación específica. El documento WO2008/118140A2 describe un método para realizar el mantenimiento de la posición orbital este-oeste.

Breve resumen

15 En un aspecto, se proporciona un método de acuerdo con la reivindicación 1 para controlar una pluralidad de satélites. El método incluye establecer un primer vector de inclinación asociado con un primer satélite de la pluralidad de satélites, establecer un segundo vector de inclinación asociado con un segundo satélite de la pluralidad de satélites y controlar el primer satélite y el segundo satélite, de tal manera que el primer satélite y el segundo satélite se sincronicen con un nodo.

20 En otro aspecto, se proporciona un sistema de control de acuerdo con la reivindicación 4 para controlar una pluralidad de satélites. El sistema de control incluye un dispositivo de memoria que contiene un primer vector de inclinación asociado con un primer satélite de la pluralidad de satélites, y un segundo vector de inclinación asociado con un segundo satélite de la pluralidad de satélites, y un dispositivo de procesamiento configurado para controlar el primer satélite y el segundo satélite, de tal manera que el primer satélite y el segundo satélite se sincronicen con un nodo.

25 Las características, funciones y ventajas descritas en el presente documento pueden lograrse independientemente en diversas realizaciones de la presente divulgación o pueden combinarse en otras realizaciones dentro del alcance de las reivindicaciones, más detalles de las cuales pueden verse haciendo referencia a la siguiente descripción y dibujos.

Breve descripción de los dibujos

30 La figura 1 es un diagrama que muestra una vista en perspectiva de una primera nave espacial en órbita geosincrónica inclinada.

La figura 2 es un diagrama que muestra una vista polar de la primera nave espacial mostrada en la figura 1.

La figura 3 es un diagrama que muestra una vista polar de una pluralidad de naves espaciales en órbita geoestacionaria o geosincrónica inclinada.

35 La figura 4 es un diagrama que muestra una vista ecuatorial de la pluralidad de naves espaciales mostradas en la figura 3.

La figura 5 es una representación esquemática de un vector de inclinación y un vector de excentricidad que están asociados con una órbita posigrada (es decir, una inclinación de menos de 90 grados).

La figura 6 es una representación esquemática de una colocación de la pluralidad de naves espaciales mostrada en la figura 3.

40 La figura 7 es una representación esquemática para controlar la nave espacial mostrada en la figura 1 usando el control de excentricidad sincrónica de nodos.

La figura 8 es una representación esquemática para controlar la pluralidad de naves espaciales mostrada en la figura 3 desplazando una sincronización de ciclos de control.

45 La figura 9 es una representación esquemática para controlar la pluralidad de naves espaciales mostrada en la figura 3 desplazando los vectores de excentricidad.

La figura 10 es un diagrama de flujo que ilustra un método para controlar la pluralidad de naves espaciales mostradas en la figura 3.

Descripción detallada

Los métodos y aparatos descritos en el presente documento se refieren a los sistemas de satélite y, más específicamente, a métodos y sistemas para controlar una pluralidad de satélites que usan el control de excentricidad sincrónica de nodos. Los métodos y sistemas descritos en el presente documento permiten a múltiples satélites orbitar a través de una localización de longitud común usando una estrategia de control de excentricidad sincrónica de nodos. Por ejemplo, en una realización, se establece un primer vector de inclinación asociado con un primer satélite de la pluralidad de satélites, se establece un segundo vector de inclinación asociado con un segundo satélite de la pluralidad de satélites, y el primer satélite y el segundo satélite se controlan, de tal manera que el primer satélite y el segundo satélite se sincronizan con un nodo.

Debido a que el número de ranuras de longitud en órbita geosíncrona es limitado, puede desearse colocar múltiples satélites en la misma ranura de longitud. Esto se conoce en general como localización conjunta. Por lo general, requiere una medición precisa de la órbita y los sistemas de empuje confiables para mantener una distancia segura entre satélites localización conjunta. Existen dos técnicas generales para soportar la localización conjunta de dos o más satélites en órbita geosíncrona en la misma localización de longitud: 1) la separación de longitud media, que se logra al dividir la caja de longitud asignada en ranuras más pequeñas para satélites individuales; y 2) la latitud y la separación radial, que se logran mediante desplazamientos leves en la inclinación media y el nodo de los satélites de localización conjunta (separación de vectores de inclinación) y su excentricidad media y el argumento del perigeo (separación de vectores de excentricidad).

Las figuras 1 y 2 son diagramas que ilustran una órbita geoestacionaria de referencia 10, y una primera nave espacial o satélite 12 en una órbita geosíncrona inclinada 14 con respecto a la tierra 16. En la realización a modo de ejemplo, la órbita 14 se extiende a través del plano ecuatorial de la tierra 16 en un primer nodo 22 y un segundo nodo 24 (mostrado en la figura 2). En la realización a modo de ejemplo, el primer nodo 22 es un nodo ascendente, y el segundo nodo 24 es un nodo descendente. Como se usa en el presente documento, un nodo ascendente se refiere al cruce de una órbita a través del plano ecuatorial de sur a norte, y un nodo descendente se refiere al cruce de una órbita a través del plano ecuatorial de norte a sur. El movimiento del satélite 12 es más complejo en la práctica, debido a la excentricidad de la órbita, la deriva y las fuerzas perturbadoras.

La contribución de una excentricidad orbital a la variación longitudinal de la órbita en el plano ecuatorial de la tierra 16 es una función del valor absoluto de un vector de excentricidad \hat{e} y un argumento de perigeo ω . Específicamente, e ignorando los parámetros de segundo orden, la contribución se describe mediante $|2x \hat{e} \times \text{sen}(\omega)|$. Un vector de excentricidad \hat{e} de una órbita es un vector que se extiende a través del centro de la tierra 26 y una posición del perigeo de la órbita. Por ejemplo, el vector de excentricidad 30 de la órbita 14 se extiende a través del centro de la tierra 26 y la posición del perigeo 32. Como se usa en el presente documento, la posición del perigeo se refiere a una posición en una órbita en la que un satélite está más cerca de la tierra 16, y la posición de apogeo se refiere a una posición en una órbita en la que un satélite está más alejado de la tierra 16.

Un argumento de perigeo ω de una órbita es un ángulo que se define por el centro de la tierra 26, un nodo ascendente de la órbita, y una posición de perigeo de la órbita. Por ejemplo, el argumento del perigeo 36 de la órbita 14 está definido por el centro de la tierra 26, el nodo ascendente 22 y la posición del perigeo 32. El vector de excentricidad \hat{e} depende de una ascensión recta (RA) del perigeo, $(\omega + \Omega)$, en la que Ω es la ascensión recta del nodo ascendente de la órbita, y ω es el argumento de la órbita del perigeo. El ángulo Ω entre una referencia inercial γ y un nodo ascendente localiza un vector de inclinación \hat{i} . El vector de inclinación \hat{i} de una órbita es un vector que se extiende a través del centro de la tierra 26 y un nodo ascendente de la órbita. Por ejemplo, el vector de inclinación 40 de la órbita 14 se extiende a través del centro de la tierra 26 y el nodo ascendente 22.

Es beneficioso, y en ciertas aplicaciones requerido, realizar maniobras de mantenimiento de la posición orbital de tal manera que un satélite permanezca dentro de su nodo, ranura, o caja asignado cerca del plano ecuatorial. Para controlar la posición de un satélite, puede usarse un método de mantenimiento de la posición orbital, en el que se hace que un argumento del perigeo ω sea sustancialmente cero (o 180°) basándose en uno o más algoritmos dentro de cada satélite, que, por ejemplo, pueden almacenarse en una memoria y ejecutarse por un dispositivo de procesamiento. Una combinación de este tipo, denominada en este caso como un sistema de control de satélites, elimina sustancialmente la variación de la excentricidad orbital que es normal con respecto al vector de inclinación \hat{i} .

La figura 3 es un diagrama que ilustra la órbita de referencia geoestacionaria 10, una primera nave espacial o satélite 12 en órbita geosíncrona inclinada 14 con respecto a la tierra 16, y una segunda nave espacial o satélite 42 en una órbita geosíncrona inclinada 44 con respecto a la tierra 16. Adicional o alternativamente, en al menos algunas realizaciones, el primer satélite 12 y/o el segundo satélite 42 están en una órbita geoestacionaria (es decir, una inclinación típica menor que 0,05 grados). En la realización a modo de ejemplo, el primer satélite 12 y el segundo satélite 42 están localizados conjuntamente, es decir, los satélites 12 y 42 comparten y/o están asociados con al menos un nodo. La figura 4 es un diagrama que muestra una vista ecuatorial de los satélites 12 y 42. Cualquier número de satélites puede localizarse conjuntamente con sistemas precisos de mantenimiento de la

posición orbital, tal como la propulsión eléctrica.

5 Una separación de vector inclinación puede establecerse por una sincronización de la trayectoria de deriva de inclinación o por el mantenimiento de la posición orbital. Los métodos y sistemas descritos en el presente documento usan un incremento de velocidad (ΔV) o dos incrementos de velocidad aplicados con una diferencia de 180 grados a lo largo de la órbita. Estos incrementos de velocidad, a veces denominados como cambios de velocidad, se aplican al satélite aproximadamente seis horas antes y/o seis horas después del nodo ascendente de la órbita. Para permitir que una pluralidad de satélites compartan un nodo común, en la realización a modo de ejemplo, se desplazan los vectores de inclinación para los satélites y/o la sincronización de los ciclos de control. Las longitudes para los satélites también pueden desplazarse para aumentar aún más la distancia entre los satélites.

10 Para una órbita geosíncrona inclinada, la separación de vector de inclinación puede establecerse dirigiendo diferentes rutas de deriva de vector de inclinación en un tiempo predeterminado de una misión de órbita de transferencia (por ejemplo, el final de la misión de órbita de transferencia), que se refiere a una serie de maniobras realizadas para colocar el satélite en la localización de la órbita objetivo después de la separación del vehículo de lanzamiento.

15 Para los sistemas propulsores que se montan en una plataforma cardánica (por ejemplo, la propulsión eléctrica con motores de Xenon Ion), los cambios de velocidad deseados en la dirección norte-sur y este-oeste, así como la cantidad de movimiento de descarga, podrían lograrse disparando una secuencia de propulsores individuales de cardán a la orientación óptima en localizaciones de órbita apropiadas.

20 Los vectores de inclinación se desplazan para producir una separación de latitud deseada en su mayor parte de la órbita. En la realización a modo de ejemplo, cada uno de los satélites 12 y 42 están asociados con un vector de inclinación respectivo 40 (mostrado en la figura 4) que se desplazan para proporcionar una separación de latitud 46 (mostrada en la figura 4) a través de la mayoría de las órbitas 14 y 44 (por ejemplo, en los puntos a lo largo de las órbitas 14 y 44 fuera de al menos un nodo en el que los satélites 12 y 42 están localizados conjuntamente). Los vectores de excentricidad se desplazan naturalmente para producir una separación radial deseada en un cruce nodal (por ejemplo, en el ecuador para una órbita geosíncrona). En la realización a modo de ejemplo, cada uno de los satélites 12 y 42 están asociados con un vector de excentricidad respectivo 30 (figura 3) que se desplazan para proporcionar una separación radial 48 en al menos un nodo en el que los satélites 12 y 42 están localizados conjuntamente. En la realización a modo de ejemplo, el primer satélite 12 está en el perigeo cuando el segundo satélite 42 está en el apogeo, y el primer satélite 12 está en el apogeo cuando el segundo satélite 42 está en el perigeo. El vector de excentricidad para cada uno de los satélites de localización conjunta está establecido para seguir el vector de inclinación respectivo. Puede establecerse un límite mínimo para que el vector de excentricidad facilite evitar que la separación radial sea demasiado pequeña. Adicional o alternativamente, la longitud de los satélites de localización conjunta puede desplazarse para aumentar aún más la separación radial.

35 La figura 5 es una representación gráfica del vector de inclinación 40 y del vector de excentricidad 30. Un vector de inclinación no singular \hat{i} se define en un plano k_2, h_2 , en el que $h_2 = \sin(\hat{i}) \sin \Omega$, y $k_2 = \sin(\hat{i}) \cos \Omega$, y Ω es una ascensión recta de un nodo ascendente. Un vector de excentricidad no singular \hat{e} se define en un plano k_1, h_1 , en el que $h_1 = \hat{e} \sin(\Omega + \tan^{-1}(\tan(\text{co}) \cos(\hat{i})))$, y $k_1 = \hat{e} \cos(\Omega + \tan^{-1}(\tan(\text{co}) \cos(\hat{i})))$, Ω es la ascensión recta de un nodo ascendente, y ω es el argumento del perigeo 36.

40 La figura 6 es un diagrama detallado que ilustra la órbita 14 y la órbita 44 en un nodo. En la realización a modo de ejemplo, los satélites 12 y 42 están desplazados en la dirección k_2 . El primer satélite 12 está asociado con una primera zona 50 del nodo y el segundo satélite 42 está asociado con una segunda zona 52 del nodo que es diferente y está separada de la primera zona 50 para dar cuenta de cualquier movimiento residual del vector de inclinación 40. Las zonas 50 y/o 52 pueden ser más pequeñas para satélites que usan motores que proporcionan un control más preciso de los vectores de inclinación 40 (por ejemplo, que para motores que proporcionan un control menos preciso de los vectores de inclinación 40).

50 La figura 7 es una representación gráfica para controlar un satélite que usa el control de excentricidad sincrónica de nodos. Al inicio de un ciclo de control, un satélite se asocia con un primer vector de excentricidad 60. A través de la perturbación natural, el satélite se deriva a lo largo de un período del ciclo de control y se mueve hacia un segundo vector de excentricidad 62. En un primer punto predeterminado en el ciclo de control, se inicia una maniobra de control para mover la órbita hacia el primer vector de excentricidad 60. En un segundo punto predeterminado en el ciclo de control (por ejemplo, cuando la órbita se vuelve a asociar con el primer vector de excentricidad 60), se termina la maniobra de control, y se reinicia el ciclo de control. El satélite se controla de tal manera que un vector de excentricidad promedio 64 sigue o rastrea sustancialmente un vector de inclinación promedio. En al menos algunas implementaciones, el vector de excentricidad puede ser opuesto al vector de inclinación.

55 La figura 8 es una representación gráfica para controlar una pluralidad de satélites desplazando la sincronización de los ciclos de control de inclinación. En la realización a modo de ejemplo, se inicia una maniobra de control para un

5 primer satélite 12 cuando un segundo satélite 42 está en la mitad de un ciclo de deriva. Por ejemplo, en una realización, con un ciclo de control de 14 días, se inicia la maniobra de control para un primer satélite en el Día 1, y la maniobra de control se inicia para el segundo satélite en el Día 8. Como alternativa, el ciclo de control puede desplazarse por cualquier parte del ciclo de control lo que permite que los satélites funcionen como se describe en el presente documento.

La figura 9 es una representación gráfica para controlar una pluralidad de satélites desplazando los vectores de excentricidad. En la realización a modo de ejemplo, puede introducirse la separación de vector de excentricidad mediante un desplazamiento angular entre el vector de excentricidad promedio y el vector de inclinación promedio para cada uno de los satélites localizados conjuntamente.

10 La figura 10 es un diagrama de flujo que ilustra un método 100 para controlar una pluralidad de satélites en cualquier combinación de la órbita sincrónica inclinada y/o la órbita geoestacionaria. Un primer vector de inclinación asociado con un primer satélite 12 se identifica y/o se establece 110. Un segundo vector de inclinación asociado con un segundo satélite 42 se identifica y/o se establece 120. El primer satélite 12 y el segundo satélite 42 se controlan 130, de tal manera que los satélites primero y segundo 12 y 42 se sincronizan con al menos un nodo común. Por ejemplo, en una realización, el primer satélite 12 se controla 130 de acuerdo con el primer vector de inclinación, de tal manera que el primer satélite 12 se asocia con una primera parte o zona 50 del nodo, y el segundo satélite 42 se controla 130 de acuerdo con el segundo vector de inclinación, de tal manera que el segundo satélite 42 se asocia con una segunda parte o zona 52 del nodo. Adicional o alternativamente, se inicia la primera vez una maniobra de control para el primer satélite 12, y se inicia una segunda vez diferente de la primera una maniobra de control para el segundo satélite 42.

25 Para facilitar el control de un satélite usando el control de excentricidad sincrónica de nodos, se promedia un valor de una ascensión recta de un nodo ascendente para un vector de inclinación asociado con un satélite a lo largo de un periodo del ciclo de control del satélite y se administran unas correcciones para el satélite de manera tal que un vector de excentricidad asociado con el satélite rote sustancialmente a la misma velocidad que el vector de inclinación.

30 Para proporcionar la misma velocidad de rotación para estos vectores, o dicho de otra manera, con el fin de que el vector excentricidad, \hat{e} , se realice para rastrear el vector de inclinación $40, \hat{i}$, en una realización, se proporciona un programa de control que mantiene la linealidad conjunta del vector de excentricidad con el vector de inclinación. Mantener la linealidad conjunta del vector de excentricidad con el vector de inclinación a veces se denomina como sincrónica de nodos. Como tales, los métodos y los sistemas descritos en el presente documento a veces se denominan como control de excentricidad sincrónica de nodos.

35 Con respecto a una órbita de un satélite, las fuerzas solares proporcionan la perturbación dominante del vector de excentricidad, \hat{e} . En ausencia de maniobras de mitigación, las fuerzas solares hacen que el vector de excentricidad trace un círculo en el plano de fase (h_1, k_1) . El período de este movimiento es de un año y el radio del círculo es de aproximadamente 0,00054 radianes para una fuerza de radiación solar (SRF) que es igual a 750 mili-newtons (mnt) y una masa satelital de aproximadamente 3400 kilogramos. La excentricidad máxima se minimiza al inicializar correctamente el satélite 42, que centra el círculo en (0,0). El programa de control para el satélite 42 incluye dos correcciones predominantemente tangenciales, que se separan en ascensión recta, produciendo un cambio en el vector de excentricidad, $\Delta\hat{e}$, normal a la dirección que es lineal conjuntamente con el vector de inclinación $40, \hat{i}$. La magnitud de $\Delta\hat{e}$ es idealmente igual pero opuesta a la componente del vector de excentricidad a negar. La parte del vector de excentricidad que permanece después de la negación es lineal conjuntamente con el vector de inclinación y varía aproximadamente sinusoidalmente con un período de un año y una amplitud de 0,00054 (usando el ejemplo dado anteriormente). Como apreciarán los expertos en la materia, una anulación completa del componente normal es irrealizable, sin embargo, al realizar correcciones diarias, la variación de apuntamiento puede reducirse a aproximadamente +/- 0,5 grados. Para una frecuencia de corrección semanal, la variación de apuntamiento se reduce a aproximadamente +/- 3,5 grados.

50 Como se ha indicado anteriormente, el nodo ascendente del vector de inclinación avanza a una velocidad media de unos cuatro grados por año. El vector de excentricidad puede realizarse para rastrear más estrechamente al vector de inclinación ajustando las magnitudes de las correcciones cíclicas en el vector de excentricidad solo lo suficiente como para que, en promedio, el vector de excentricidad rote sustancialmente a la misma velocidad que el vector de inclinación.

55 Bajo la influencia del achatamiento de la tierra y la gravedad lunar/solar, así como la estrategia de control, el vector de inclinación $40, \hat{i}$, variará con el tiempo. Con el fin de producir la condición descrita anteriormente $\omega = 0^\circ$ (o 180°), el vector de excentricidad se controla para rastrear (permanecer sincrónico con) el vector de inclinación. Esta es la base para los métodos de control de excentricidad sincrónica de nodos descritos anteriormente, que en ciertas realizaciones, incluyen algoritmos computacionales dentro del satélite para proporcionar el control deseado.

- La entrada a los algoritmos computacionales especifica el valor conocido de la ascensión recta de vector de inclinación del nodo ascendente promediado a lo largo del período del ciclo de control de satélites. El cambio en el vector de excentricidad durante este período (sin considerar las maniobras) se calcula a partir de un modelo de perturbación. La corrección se realiza en el cambio de componente normal en la excentricidad. Los máximos de variación restantes en el vector de excentricidad se minimizan mediante la inicialización de la órbita adecuada, como el caso de la órbita geosíncrona inclinada, o se reducen adecuadamente para mantener la longitud de los satélites geostacionarios dentro de su ranura designada. Sin embargo, a primer orden, esto no afecta el resultado, que es lograr $\omega \approx 0$ (o 180°) y, por lo tanto, elimina virtualmente el efecto de la excentricidad en la variación de longitud cuando el valor absoluto de la latitud es menor de 0,05 grados.
- Las realizaciones descritas en el presente documento se refieren, en general, a los sistemas de satélite y, más específicamente, a métodos y sistemas para controlar una pluralidad de satélites que usan el control de excentricidad sincrónica de nodos. Las realizaciones descritas en el presente documento permiten que múltiples satélites pasen a través de la misma localización de longitud usando una estrategia de control de excentricidad sincrónica de nodos. Específicamente, las realizaciones descritas en el presente documento permiten que múltiples satélites geosíncronos se localicen en la misma localización de longitud basándose en la especificación de un vector de inclinación y/o un desplazamiento en la sincronización del ciclo de control de inclinación.
- Los métodos y sistemas descritos en el presente documento pueden implementarse usando técnicas de programación informática o de ingeniería que incluyen software, firmware, hardware o cualquier combinación o subconjunto de los mismos, en los que los efectos técnicos pueden incluir al menos uno de: a) establecer un primer vector de inclinación asociado con un primer satélite de la pluralidad de satélites; b) establecer un segundo vector de inclinación asociado con un segundo satélite de la pluralidad de satélites; c) promediar un valor de una ascensión recta de un nodo para el primer vector de inclinación y/o el segundo vector de inclinación a lo largo de un período de un ciclo de control; d) gestionar una pluralidad de correcciones predominantemente tangenciales para el primer satélite y/o el segundo satélite; e) calcular un vector de excentricidad a lo largo del período del ciclo de control a partir de un modelo de perturbación; f) calcular las correcciones para un componente normal del vector de excentricidad; g) eliminar las variaciones de la excentricidad orbital que son normales con respecto al vector de inclinación; h) minimizar una variación máxima del vector de excentricidad basándose en una inicialización de órbita; i) reducir el vector de excentricidad para facilitar el mantenimiento de una longitud de al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite dentro de una ranura predeterminada; j) promediar el primer vector de inclinación y/o el segundo vector de inclinación a lo largo del período del ciclo de control; k) gestionar las correcciones para el primer satélite y/o el segundo satélite; l) controlar el primer satélite de acuerdo con el primer vector de inclinación; m) controlar el primer satélite de acuerdo con el primer vector de inclinación; y n) controlar el segundo satélite de acuerdo con el segundo vector de inclinación.
- Las realizaciones a modo de ejemplo de los métodos y sistemas para controlar una pluralidad de satélites que usan el control de excentricidad sincrónica de nodos se han descrito anteriormente en detalle. Los métodos y sistemas no están limitados a las realizaciones específicas descritas en el presente documento, sino que más bien los componentes de los sistemas y/o las etapas del método pueden usarse independientemente y por separado de otros componentes y/o etapas descritos en el presente documento. Cada etapa del método y cada componente también pueden usarse en combinación con otras etapas del método y/o componentes. Aunque las características específicas de diversas realizaciones pueden mostrarse en algunos dibujos y no en otros, esto es solo por conveniencia. Cualquier característica de un dibujo puede referenciarse y/o reivindicarse en combinación con cualquier característica de cualquier otro dibujo.
- Esta descripción escrita usa ejemplos para desvelar las realizaciones, incluyendo el mejor modo, y también para permitir que cualquier experto en la materia ponga en práctica las realizaciones, incluyendo la fabricación y el uso de cualquier dispositivo o sistema y la realización de cualquiera de los métodos incorporados. El alcance patentable de la divulgación está definido por las reivindicaciones, y puede incluir otros ejemplos que se les ocurra a los expertos en la materia. Se pretende que tales otros ejemplos estén dentro del alcance de las reivindicaciones si tienen elementos estructurales que no difieren del lenguaje literal de las reivindicaciones, o si incluyen elementos estructurales equivalentes con diferencias insustanciales del lenguaje literal de las reivindicaciones.
- De acuerdo con un aspecto de la presente divulgación, se proporciona un método para controlar una pluralidad de satélites, comprendiendo el método establecer un primer vector de inclinación asociado con un primer satélite de la pluralidad de satélites; establecer un segundo vector de inclinación asociado con un segundo satélite de la pluralidad de satélites; y controlar el primer satélite y el segundo satélite, de tal manera que el primer satélite y el segundo satélite se sincronicen con un nodo.
- Un método como se desvela en el que controlar el primer satélite y el segundo satélite comprende además controlar el primer satélite de acuerdo con el primer vector de inclinación, de tal manera que el primer satélite se asocie con una primera parte del nodo; y controlar el segundo satélite de acuerdo con el segundo vector de inclinación, de tal manera que el segundo satélite se asocie con una segunda parte del nodo, estando la segunda parte separada de la primera parte.

Un método como se desvela en el presente documento en el que controlar el primer satélite comprende además iniciar una maniobra de control para el primer satélite en un primer tiempo, y controlar el segundo satélite comprende además iniciar una maniobra de control para el segundo satélite en un segundo tiempo diferente del primer tiempo.

5 Un método como se desvela en el presente documento en el que al menos uno de entre establecer un primer vector de inclinación y establecer un segundo vector de inclinación comprende además promediar un valor de una ascensión recta del nodo para al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación a lo largo de un periodo de un ciclo de control; y gestionar una pluralidad de correcciones predominantemente tangenciales para al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite de tal manera que un vector de excentricidad, dirigido al perigeo, sea sustancialmente lineal conjuntamente con y siga
10 sustancialmente a al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación de tal manera que el control de latitud del al menos uno del primer satélite y del segundo satélite no se requiere para mantener en una órbita el al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite.

15 Un método como se desvela en el presente documento que comprende además minimizar una variación máxima del vector de excentricidad basándose en una inicialización de órbita que reduce el vector de excentricidad para facilitar el mantenimiento de una longitud de al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite dentro de una ranura predeterminada; promediar al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación a lo largo del período del ciclo de control; y gestionar las correcciones para el al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite de tal manera que el vector de excentricidad rote sustancialmente a la misma velocidad que el al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación.

20 Un método como se desvela en el presente documento en el que promediar un valor de una ascensión recta comprende promediar el valor basándose en al menos uno de una influencia basada en un achatamiento de la tierra y la gravedad lunar y solar en el al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación.

25 Un método como se desvela en el presente documento en el que gestionar una pluralidad de correcciones predominantemente tangenciales para el satélite comprende calcular el vector de excentricidad a lo largo del período del ciclo de control a partir de un modelo de perturbación; y calcular las correcciones del vector de excentricidad calculando las duraciones de disparo de los propulsores y las localizaciones a lo largo de la órbita basándose en la configuración de los propulsores.

30 Un método como se desvela en el presente documento en el que gestionar una pluralidad de correcciones predominantemente tangenciales para el satélite comprende usar al menos uno de entre un cambio de velocidad, dos cambios de velocidad separados aproximadamente 180 grados a lo largo de la órbita, un cambio de velocidad aproximadamente seis horas antes del nodo, y un cambio de velocidad aproximadamente seis horas después del nodo.

35 Un método como se desvela en el presente documento en el que gestionar una pluralidad de correcciones para el satélite comprende eliminar las variaciones de excentricidad orbital que son normales con respecto al vector de inclinación.

40 Un método como se desvela en el presente documento en el que eliminar las variaciones de excentricidad orbital comprende hacer un argumento de perigeo para que el vector de excentricidad sea uno de entre sustancialmente cero y sustancialmente 180°, basándose en uno o más algoritmos dentro del al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite.

45 De acuerdo con un aspecto adicional, se proporciona un sistema de control para controlar una pluralidad de satélites, comprendiendo dicho sistema de control un dispositivo de memoria que contiene un primer vector de inclinación asociado con un primer satélite de la pluralidad de satélites, y un segundo vector de inclinación asociado con un segundo satélite de la pluralidad de satélites; y un dispositivo de procesamiento configurado para controlar el primer satélite y el segundo satélite, de tal manera que el primer satélite y el segundo satélite se sincronicen con un nodo.

50 Un sistema de control como se desvela en el presente documento en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para controlar el primer satélite de acuerdo con el primer vector de inclinación, de tal manera que el primer satélite está asociado con una primera parte del nodo; y controlar el segundo satélite de acuerdo con el segundo vector de inclinación, de tal manera que el segundo satélite está asociado con una segunda parte del nodo, estando la segunda parte separada de la primera parte.

Un sistema de control como se desvela en el presente documento en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para iniciar una maniobra de control para el primer satélite en un primer tiempo; e iniciar una maniobra de control para el segundo satélite en un segundo tiempo diferente del primer tiempo.

5 Un sistema de control como se desvela en el presente documento en el que el dispositivo de procesamiento está configurado adicionalmente para promediar un valor de una ascensión recta del nodo para al menos uno de entre el primer vector inclinación y el segundo vector de inclinación a lo largo de un periodo de un ciclo de control; y gestionar una pluralidad de correcciones para al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite de tal manera que un vector de excentricidad, dirigido al perigeo, sea sustancialmente lineal conjuntamente con y siga sustancialmente a al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación de tal manera que el control de latitud del al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite no se requiere para mantener en una órbita el al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite.

10 Un sistema de control como se desvela en el presente documento en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para minimizar una variación máxima del vector de excentricidad basándose en una inicialización de órbita; reducir el vector de excentricidad para facilitar el mantenimiento de una longitud de al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite dentro de una ranura predeterminada; promediar al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación a lo largo del período del ciclo de control; y gestionar las correcciones para el al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite de tal manera que el vector de excentricidad rote sustancialmente a la misma velocidad que el al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación.

20 Un sistema de control como se desvela en el presente documento en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para promediar el valor de la ascensión recta basándose en al menos uno de una influencia basada en un achatamiento de la tierra y la gravedad lunar y solar en el al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación.

Un sistema de control desvelado en el presente documento en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para calcular el vector de excentricidad a lo largo del período del ciclo de control a partir de un modelo de perturbación; y calcular las correcciones del vector de excentricidad calculando las duraciones de disparo del propulsor y las localizaciones a lo largo de la órbita basándose en la configuración de los propulsores.

25 Un sistema de control como se desvela en el presente documento en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para usar al menos uno de entre un cambio de velocidad, dos cambios de velocidad separados aproximadamente 180 grados a lo largo de la órbita, un cambio de velocidad aproximadamente seis horas antes del nodo, y un cambio de velocidad aproximadamente seis horas después del nodo.

30 Un sistema de control desvelado en el presente documento en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para eliminar las variaciones de la excentricidad orbital que son normales con respecto al vector de inclinación.

35 Un sistema de control como se desvela en el presente documento en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para hacer que un argumento de perigeo para el vector de excentricidad sea sustancialmente cero y sustancialmente 180°, basándose en uno o más algoritmos dentro del al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite.

REIVINDICACIONES

1. Un método para controlar una pluralidad de satélites, comprendiendo el método:

5 establecer un primer vector de inclinación (40) asociado con un primer satélite (12) de la pluralidad de satélites;
 establecer un segundo vector de inclinación (40) asociado con un segundo satélite (42) de la pluralidad de satélites;
 controlar el primer satélite y el segundo satélite, de tal manera que el primer satélite y el segundo satélite se
 10 sincronicen con un nodo;
 promediar un valor de una ascensión recta del nodo para al menos uno de entre el primer vector de inclinación y
 el segundo vector de inclinación a lo largo de un periodo de un ciclo de control;
 gestionar una pluralidad de correcciones predominantemente tangenciales para al menos uno de entre el primer
 15 satélite y el segundo satélite de tal manera que un vector de excentricidad (64), dirigido al perigeo, sea
 sustancialmente lineal conjuntamente con y siga sustancialmente el al menos uno de entre el primer vector de
 inclinación y el segundo vector de inclinación de tal manera que el control de latitud del al menos uno de entre el
 primer satélite y el segundo satélite no se necesite para mantener el al menos uno de entre el primer satélite y el
 20 segundo satélite en una órbita;
 minimizar una variación máxima del vector de excentricidad basada en una inicialización de órbita;
 reducir el vector de excentricidad para facilitar el mantenimiento de una longitud de al menos uno de entre el
 primer satélite y el segundo satélite dentro de una ranura predeterminada;
 promediar al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación a lo largo del
 25 período del ciclo de control; y
 gestionar las correcciones para el al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite de tal manera
 que el vector de excentricidad rote sustancialmente a la misma velocidad que el al menos uno del primer vector
 de inclinación promedio y el segundo vector de inclinación promedio.

2. Un método de acuerdo con la reivindicación 1, en el que controlar el primer satélite y el segundo satélite
 30 comprende además:

controlar el primer satélite de acuerdo con el primer vector de inclinación, de tal manera que el primer satélite se
 asocie con una primera parte del nodo (50); y
 controlar el segundo satélite de acuerdo con el segundo vector de inclinación, de tal manera que el segundo
 35 satélite se asocie con una segunda parte del nodo (52), estando la segunda parte separada de la primera parte.

3. Un método de acuerdo con cualquier reivindicación anterior, en el que controlar el primer satélite comprende
 además iniciar una maniobra de control para el primer satélite en un primer momento, y controlar el segundo satélite
 40 comprende además iniciar una maniobra de control para el segundo satélite en un segundo momento diferente del
 primer momento.

4. Un sistema de control para controlar una pluralidad de satélites, comprendiendo dicho sistema de control:

35 un dispositivo de memoria que contiene un primer vector de inclinación (40) asociado con un primer satélite (12)
 de la pluralidad de satélites, y un segundo vector de inclinación (40) asociado con un segundo satélite (42) de la
 pluralidad de satélites; y
 un dispositivo de procesamiento configurado para controlar el primer satélite y el segundo satélite, de tal manera
 40 que el primer satélite y el segundo satélite se sincronicen con un nodo, en el que el dispositivo de procesamiento
 está configurado además para:

promediar un valor de una ascensión recta del nodo para al menos uno de entre el primer vector de
 inclinación y el segundo vector de inclinación a lo largo de un período de un ciclo de control;
 gestionar una pluralidad de correcciones para al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite,
 45 de tal manera que un vector de excentricidad (64), dirigido al perigeo, sea sustancialmente lineal
 conjuntamente con y siga sustancialmente el al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el
 segundo vector de inclinación de tal manera que no se necesita el control de latitud del al menos uno del
 primer satélite y del segundo satélite para mantener el al menos uno de entre el primer satélite y el segundo
 satélite en una órbita;
 50 minimizar una variación máxima del vector de excentricidad basada en una inicialización de órbita;
 reducir el vector de excentricidad para facilitar el mantenimiento de una longitud de al menos uno de entre el
 primer satélite y el segundo satélite dentro de una ranura predeterminada;
 promediar al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación a lo largo
 del período del ciclo de control; y
 55 gestionar las correcciones para el al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite de tal manera
 que el vector de excentricidad rote sustancialmente a la misma velocidad que el al menos uno del primer
 vector de inclinación promedio y el segundo vector de inclinación promedio.

5. Un sistema de control de acuerdo con la reivindicación 4, en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para:
- controlar el primer satélite de acuerdo con el primer vector de inclinación, de tal manera que el primer satélite se asocie con una primera parte del nodo (50); y
 - 5 controlar el segundo satélite de acuerdo con el segundo vector de inclinación, de tal manera que el segundo satélite se asocie con una segunda parte del nodo (52), estando la segunda parte separada de la primera parte.
6. Un sistema de control de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 4-5, en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para:
- 10 iniciar una maniobra de control para el primer satélite en un primer momento; e
 - iniciar una maniobra de control para el segundo satélite en un segundo momento diferente del primer momento.
7. Un sistema de control de acuerdo con la reivindicación 4, en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para promediar el valor de la ascensión recta basada en al menos una de una influencia basada en un achatamiento de la tierra y la gravedad lunar y solar en al menos uno de entre el primer vector de inclinación y el segundo vector de inclinación.
- 15 8. Un sistema de control de acuerdo con la reivindicación 4, en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para
- calcular el vector de excentricidad a lo largo del período del ciclo de control a partir de un modelo de perturbación; y
 - calcular las correcciones del vector de excentricidad calculando las duraciones de disparo del propulsor y las localizaciones a lo largo de la órbita basándose en la configuración de los propulsores.
- 20 9. Un sistema de control de acuerdo con la reivindicación 4, en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para usar al menos uno de un cambio de velocidad, dos cambios de velocidad separados aproximadamente 180 grados a lo largo de la órbita, un cambio de velocidad aproximadamente seis horas antes del nodo, y un cambio de velocidad aproximadamente seis horas después del nodo.
- 25 10. Un sistema de control de acuerdo con la reivindicación 4, en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para eliminar las variaciones de la excentricidad orbital que son normales con respecto al vector de inclinación.
- 30 11. Un sistema de control de acuerdo con la reivindicación 10, en el que el dispositivo de procesamiento está configurado además para provocar un argumento de perigeo para que el vector de excentricidad sea sustancialmente cero y sustancialmente 180°, basándose en uno o más algoritmos dentro del al menos uno de entre el primer satélite y el segundo satélite.

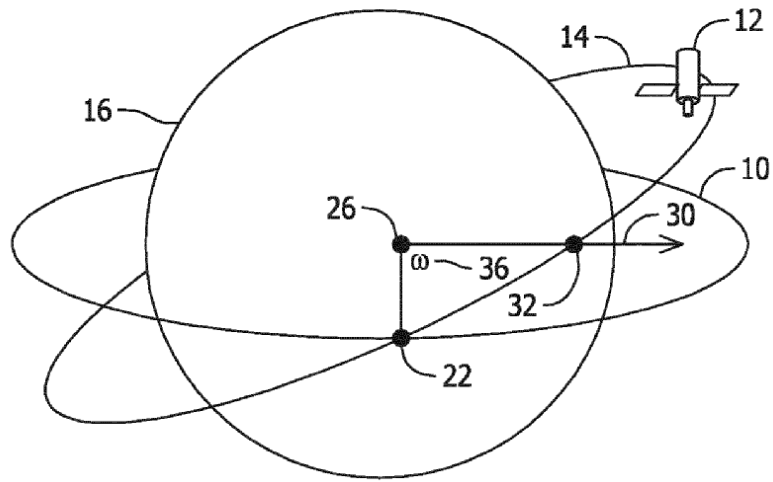


FIG. 1

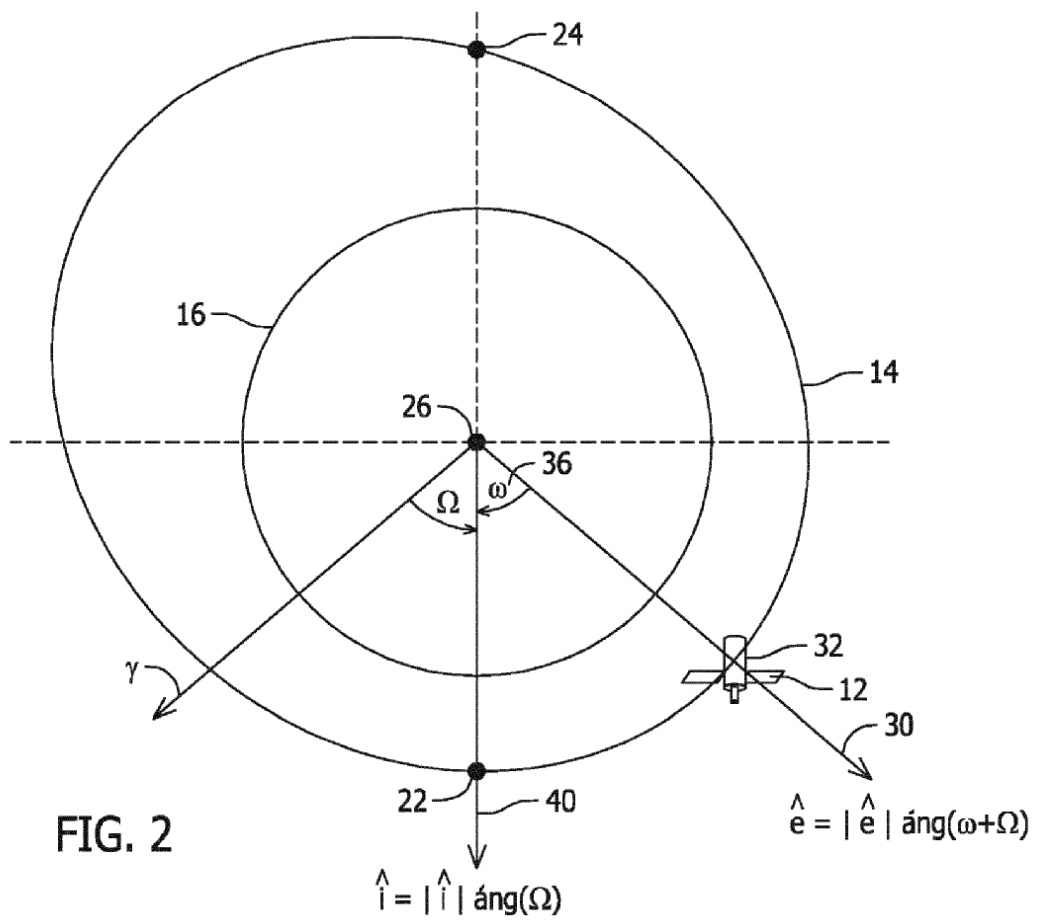


FIG. 2

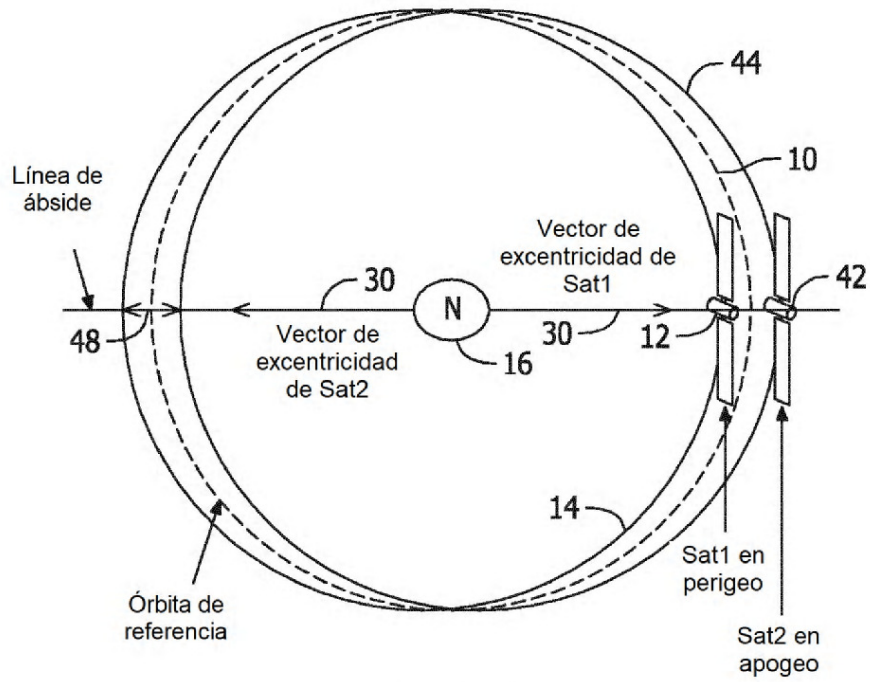


FIG. 3

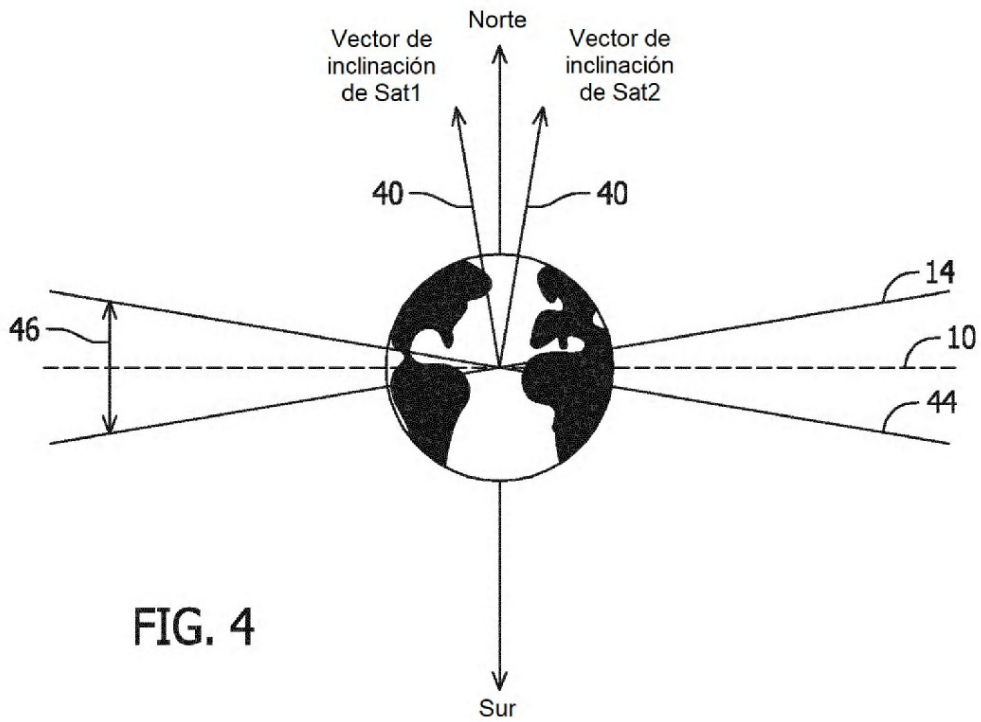
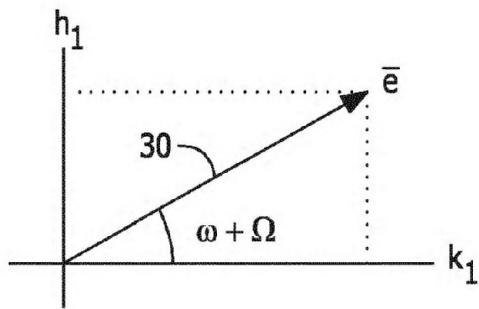
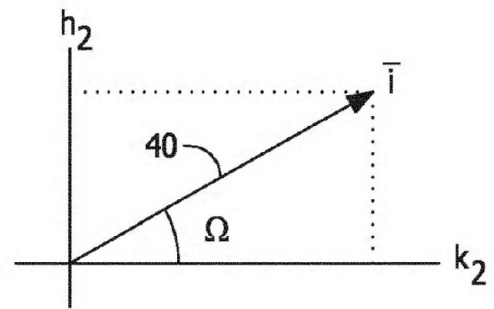


FIG. 4



Vector e no singular en el plano k_1, h_1
 Vector de excentricidad:
 $\Sigma = (\Omega + \tan^{-1} (\tan (\omega) \cos (i)))$
 $h_1 = e \operatorname{sen} (\Sigma)$
 $k_1 = e \operatorname{cos} (\Sigma)$



Vector i no singular en el plano k_2, h_2
 Vector de inclinación:
 $h_2 = \operatorname{sen} (i) \operatorname{sen} \Omega$
 $k_2 = \operatorname{sen} (i) \operatorname{cos} \Omega$

e = Excentricidad de órbita
 i = Inclinación de órbita
 Ω = Ascensión recta de nodo ascendente
 ω = Argumento de perigeo

FIG. 5

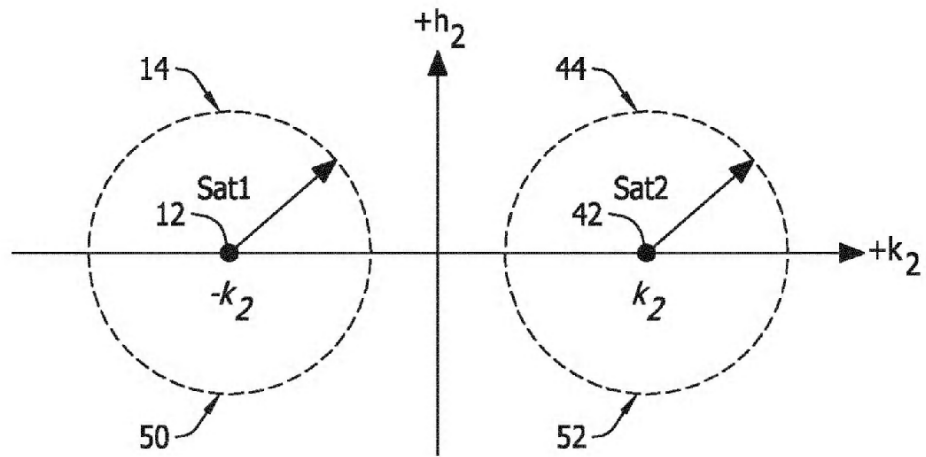


FIG. 6

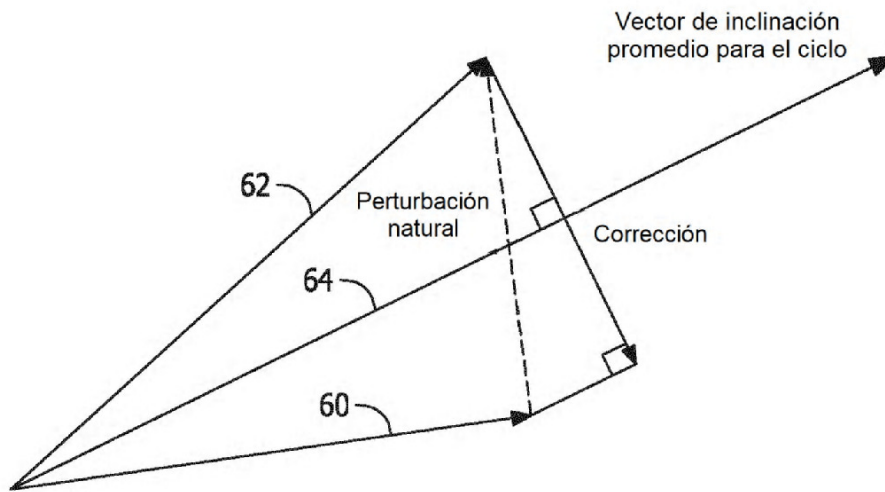


FIG. 7

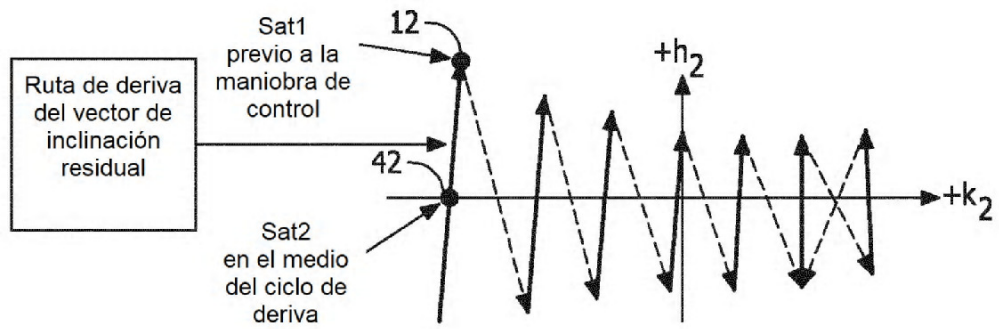


FIG. 8

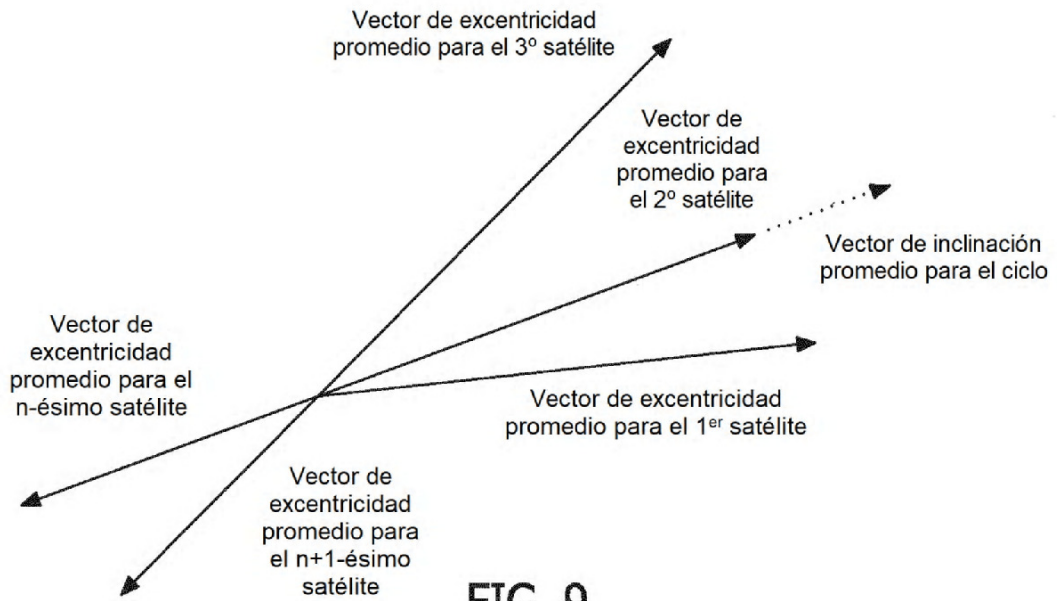


FIG. 9

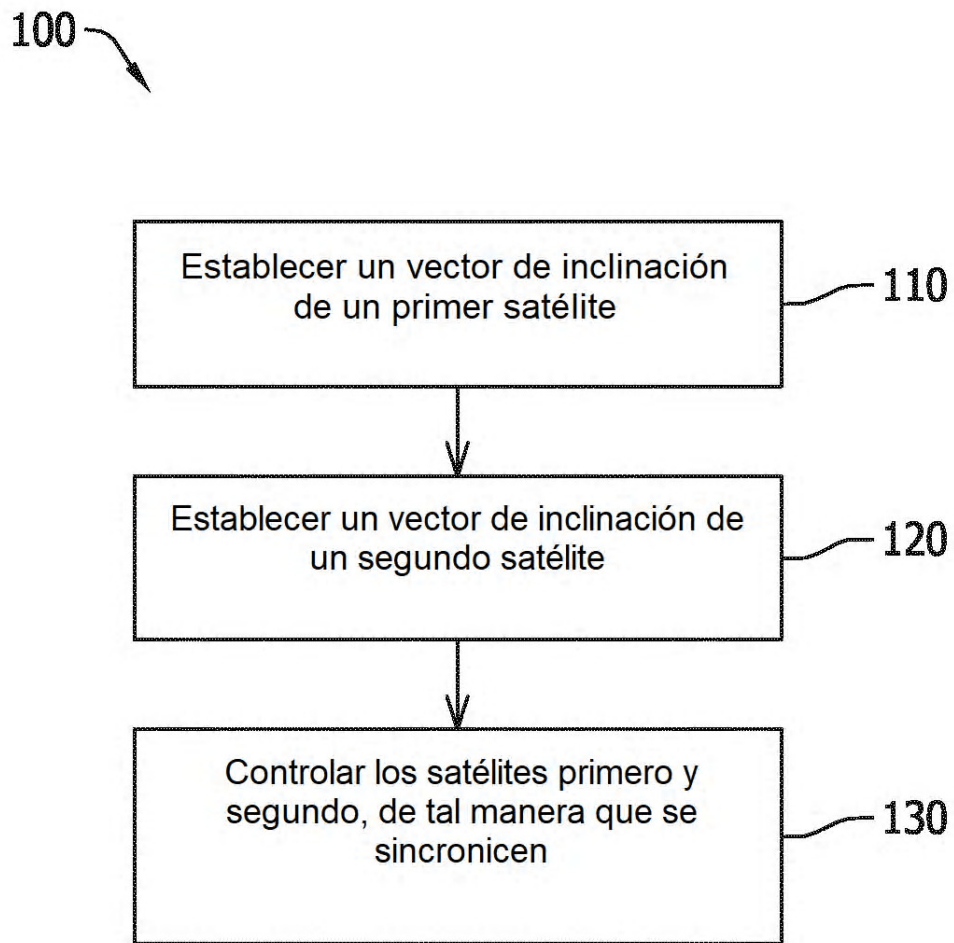


FIG. 10