

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 748 908**

51 Int. Cl.:

B64G 1/24 (2006.01)

B64G 1/26 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.04.2016 E 16165863 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **31.07.2019 EP 3112273**

54 Título: **Diseño eficiente de mantenimiento de estaciones para sistemas de combustible mixto en respuesta a la falla de un propulsor eléctrico**

30 Prioridad:

29.06.2015 US 201514753690

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

18.03.2020

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-2016 , US**

72 Inventor/es:

**HO, YIU-HUNG MONTE;
NOEL, JEFFREY SCOTT y
GIACOBE, ANDREW HENRY**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 748 908 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

Diseño eficiente de mantenimiento de estaciones para sistemas de combustible mixto en respuesta a la falla de un propulsor eléctrico.

Campo

5 Esta descripción se relaciona con el campo de los satélites, y más particularmente, al mantenimiento de la estación para satélites.

Antecedentes

10 Un satélite geosíncrono es un satélite que orbita la Tierra y sigue la dirección de la rotación de la Tierra. Una revolución de un satélite geosíncrono alrededor de la Tierra tarda aproximadamente 24 horas, la cual es la misma cantidad de tiempo que tarda la Tierra en girar una vez alrededor de su eje. Estos tipos de satélites se consideran geosíncronos porque parecen estacionarios cuando se ven a partir de una ubicación particular en la Tierra, y se usan comúnmente como satélites de comunicación.

15 Los satélites geosíncronos tienen órbitas asignadas sobre el ecuador de la Tierra para que no choquen entre sí ni interfieran con las comunicaciones de los demás. Los satélites geosíncronos orbitan en un radio de unos 42,164 kilómetros a partir del centro de la Tierra. Los satélites en este radio hacen una revolución alrededor de la Tierra en aproximadamente 24 horas (un día sideral) debido a la fuerza gravitacional de la Tierra. La órbita de un satélite puede verse afectada por perturbaciones, tales como las fuerzas gravitacionales del Sol y la Luna, la forma no circular de la Tierra, la presión de radiación solar, etc. Para negar las perturbaciones y mantener un satélite en su órbita asignada, los sistemas de propulsión en el satélite realizan maniobras activas que se denominan maniobras de "mantenimiento de la estación". Cuando se observa a partir de una ubicación en la Tierra, la posición de un satélite se mantiene dentro de una estación orbital asignada o "caja" la cual tiene dimensiones predeterminadas. El mantenimiento de la estación implica el control de la longitud del satélite, la excentricidad de su órbita y la inclinación de su plano orbital a partir del plano ecuatorial de la Tierra.

25 Un ejemplo de mantenimiento de estación se describe en la Patente de los Estados Unidos número 6,015,116, la cual se emitió el 18 de enero de 2000. El sistema de propulsión descrito en '116 utiliza cuatro propulsores que están dispuestos diagonalmente en el lado posterior (cenital) del satélite. Un par de propulsores tiene líneas de empuje dirigidas a través del centro de masa del satélite, a la vez que el otro par tiene fuerzas de propulsión que están separadas por brazos de momento a partir del centro de masa. Otro ejemplo de mantenimiento de la estación se describe en la Patente de los Estados Unidos número 7,918,420, que se emitió el 5 de abril de 2011, o en la solicitud de patente europea número 2 810 875.

30 Es deseable identificar maniobras de mantenimiento de la estación nuevas y mejoradas que sean efectivas pero eficientes en combustible.

Resumen

35 En un aspecto, se propone un aparato de acuerdo con la reivindicación 1 y un método de acuerdo con la reivindicación 8 para maniobras de mantenimiento de estación para un satélite cuando falla un propulsor eléctrico. Un satélite como se describe en este documento incluye un bus satélite que tiene un lado nadir configurado para enfrentar la Tierra y un lado cenit opuesto al lado nadir. Se instala un propulsor eléctrico norte hacia una región norte del lado cenit y se orienta hacia abajo para producir empuje a través de un centro de masa del satélite. Se instala un propulsor eléctrico sur hacia una región sur del lado cenit y se orienta hacia arriba para producir empuje a través del centro de masa del satélite. El satélite también incluye propulsores químicos. Se instala un propulsor químico este en el lado este del bus satélite para producir empuje a través del centro de masa del satélite, y se instala un propulsor químico oeste en un lado oeste del bus satélite para producir empuje a través del centro de masa del satélite.

45 Los propulsores discutidos anteriormente se usan para maniobras de mantenimiento de la estación. Sin embargo, si falla uno de los propulsores eléctricos, entonces ese propulsor eléctrico no estará disponible para las maniobras. Una realización descrita en este documento incluye un controlador de órbita que es capaz de controlar las maniobras de mantenimiento de la estación para el satélite en respuesta a una falla de un propulsor eléctrico. Al detectar la falla, el controlador de órbita controla una combustión del propulsor eléctrico restante en un nodo orbital (por ejemplo, ascendente o descendente). El controlador de órbita también controla una combustión de uno de los propulsores químicos a $90^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor eléctrico restante, y controla una combustión del otro de los propulsores químicos a $270^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor eléctrico restante.

50 En un escenario de falla como este, solo está disponible un propulsor eléctrico. La combustión del propulsor eléctrico restante en su nodo orbital produce un cambio de velocidad radial del satélite. El cambio de velocidad radial produce un componente delta-excentricidad (Δe) para la órbita del satélite debido a la combustión del propulsor eléctrico restante. La combustión de un propulsor químico a $90^\circ \pm 5^\circ$ produce un primer cambio de velocidad tangencial del satélite, que a su vez produce un componente Δe debido a la combustión de este propulsor químico. La combustión del otro propulsor químico a $270^\circ \pm 5^\circ$ produce un segundo cambio de velocidad tangencial del satélite, que a su vez

produce un componente Δe debido a la combustión del otro propulsor químico. Los componentes Δe debido a las combustiones de los propulsores químicos compensan el componente Δe debido a la combustión del propulsor eléctrico restante.

5 Por ejemplo, si la combustión del propulsor eléctrico restante está en o cerca de la ascensión recta de 270° , entonces esta combustión produce un componente Δe que apunta sustancialmente a lo largo del eje x de un sistema de coordenadas geocéntricas. Las combustiones de los propulsores químicos en o cerca de la ascensión recta de 0° y la ascensión recta de 180° pueden producir un componente Δe que apunta sustancialmente a lo largo del eje x en la dirección opuesta al componente Δe producido por el propulsor eléctrico restante. Las maniobras de los propulsores químicos compensan la excentricidad residual producida por una combustión de un propulsor eléctrico en solo uno de los nodos orbitales. Por lo tanto, el satélite se puede mantener en la estación aunque uno de los propulsores eléctricos haya fallado.

10 En una realización, el controlador de órbita está configurado para detectar una falla del propulsor eléctrico norte, para controlar una combustión del propulsor eléctrico sur próximo a un nodo descendente, para controlar una combustión retrógrada del propulsor químico este a $90^\circ \pm 5^\circ$ a partir de la combustión del propulsor eléctrico sur, y para controlar una combustión programada del propulsor químico oeste a $270^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor eléctrico del sur.

15 En otra realización, el controlador de órbita está configurado para detectar una falla del propulsor eléctrico sur, para controlar una combustión del propulsor eléctrico norte próximo a un nodo ascendente, para controlar una combustión retrógrada del propulsor químico este a $90^\circ \pm 5^\circ$ a partir de la combustión del propulsor eléctrico norte, y para controlar una combustión programada del propulsor químico oeste a $270^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor eléctrico norte.

20 Se pueden usar otras maniobras de mantenimiento de la estación para compensar las perturbaciones durante un escenario de falla. De acuerdo con otro aspecto propuesto, un controlador de órbita está configurado para detectar una falla de uno de los propulsores eléctricos. En respuesta a la falla, el controlador de órbita está configurado para controlar una combustión del propulsor eléctrico restante próximo a un nodo orbital el cual produce un cambio de velocidad radial del satélite. El cambio de velocidad radial produce un componente Δe para la órbita del satélite debido a la combustión del propulsor eléctrico restante. El controlador de órbita está configurado para determinar un componente Δe debido a perturbaciones que afectan la órbita del satélite. El controlador de órbita está configurado para controlar una combustión del propulsor químico este en una primera ubicación a lo largo de la órbita del satélite que produce un primer cambio de velocidad tangencial del satélite.

25 El primer cambio de velocidad tangencial produce un componente Δe debido a la combustión del propulsor químico este. El controlador de órbita está configurado para controlar una combustión del propulsor químico oeste en una segunda ubicación a lo largo de la órbita del satélite que produce un segundo cambio de velocidad tangencial del satélite. El segundo cambio de velocidad tangencial produce un componente Δe debido a la combustión del propulsor químico oeste. El controlador de órbita está configurado para seleccionar la primera ubicación de la combustión del propulsor químico este y la segunda ubicación de la combustión del propulsor químico oeste, de modo que el componente Δe debido a la combustión del propulsor químico este y el componente Δe debido a la combustión del propulsor químico oeste compensan el componente Δe debido a la combustión del propulsor eléctrico restante y el componente Δe debido a las perturbaciones.

30 En una realización, el controlador de órbita está configurado para determinar una posición del Sol con base en la época del año, y para determinar el componente Δe debido a perturbaciones con base en la posición del Sol.

35 Las características, funciones y ventajas que se han discutido pueden lograrse independientemente en diversas realizaciones o pueden combinarse en aún otras realizaciones, cuyos detalles adicionales pueden verse con referencia a la siguiente descripción y dibujos.

Descripción de los dibujos.

45 Algunas realizaciones de la presente invención se describen ahora, solo a modo de ejemplo, con referencia a los dibujos adjuntos. El mismo número de referencia representa el mismo elemento o el mismo tipo de elemento en todos los dibujos.

La Figura 1 ilustra un satélite en una realización de ejemplo.

La Figura 2 ilustra el lado cenit de un bus satélite en una realización de ejemplo.

La Figura 3 es una vista lateral de un bus satélite en una realización de ejemplo.

50 La Figura 4 ilustra una órbita de un satélite en una realización de ejemplo.

La Figura 5 ilustra vectores de velocidad que resultan de combustiones de propulsor en una realización de ejemplo.

La Figura 6 ilustra la excentricidad de la órbita de un satélite.

La Figura 7 ilustra la excentricidad causada por la presión de radiación solar.

La Figura 8 ilustra una diferencia en las duraciones de combustión próximas a un nodo ascendente y un nodo descendente en una realización de ejemplo.

La Figura 9 ilustra un desplazamiento de una combustión próxima a un nodo ascendente y un desplazamiento de una combustión próxima a un nodo descendente en una realización de ejemplo.

5 La Figura 10 ilustra un Δe objetivo producido por maniobras de mantenimiento de estación en una realización de ejemplo.

La Figura 11 ilustra una combustión de propulsores químicos próximos a un nodo ascendente y/o un nodo descendente en una realización de ejemplo.

10 La Figura 12 ilustra la combustión de un propulsor químico en ubicaciones a lo largo de la órbita del satélite en una realización de ejemplo.

Las Figuras 13-14 son diagramas de flujo que ilustran un método para controlar las maniobras de mantenimiento de estación para un satélite en una realización de ejemplo.

La Figura 15 es un diagrama de flujo que ilustra un método para controlar las maniobras de mantenimiento de la estación durante un escenario de falla en una realización de ejemplo.

15 La Figura 16 ilustra una combustión de un propulsor eléctrico sur en un nodo descendente en una realización de ejemplo.

La Figura 17 ilustra maniobras a 90° y 270° a partir de la combustión del propulsor eléctrico restante en una realización de ejemplo.

20 La Figura 18 es un diagrama de flujo que ilustra un método para controlar las maniobras de mantenimiento de la estación durante un escenario de falla en una realización de ejemplo.

La Figura 19 ilustra una combustión retrógrada del propulsor químico este y una combustión programada del propulsor químico oeste en una realización de ejemplo.

La Figura 20 ilustra un Δe objetivo para las tres maniobras en una realización de ejemplo.

25 La Figura 21 ilustra una combustión retrógrada del propulsor químico este y una combustión programada del propulsor químico oeste en una realización de ejemplo.

Descripción detallada

30 Las figuras y la siguiente descripción ilustran realizaciones de ejemplo específicas. Se apreciará que los expertos en la técnica podrán idear diversas disposiciones que, aunque no se describen o muestran explícitamente en este documento, incorporan los principios descritos en este documento y se incluyen dentro del alcance contemplado de las reivindicaciones que siguen a esta descripción. Además, cualquier ejemplo descrito en este documento pretende ayudar a comprender los principios de la divulgación, y debe interpretarse como sin limitación. Como resultado, esta divulgación no se limita a las realizaciones o ejemplos específicos descritos a continuación, sino a las reivindicaciones y sus equivalentes.

35 La Figura 1 ilustra un satélite 100 en una realización de ejemplo. El satélite 100 incluye un cuerpo principal que transporta la carga útil del satélite, que se conoce como un bus 102 satélite. Cuando se ve a partir de la Tierra, el bus 102 satélite incluye un lado 104 nadir (o lado frontal) y un lado 105 cenit opuesto (o reverso). Los términos "lado" o "cara" se pueden usar indistintamente cuando se habla del bus 102 satélite. El satélite 100 también incluye alas 108-109 solares que están unidas al bus 102 satélite, y se pueden usar para derivar la electricidad del Sol para alimentar diferentes componentes en el satélite 100. El satélite 100 también incluye una o más antenas 112 que pueden usarse para comunicaciones. La estructura del satélite 100 que se muestra en la Figura 1 es un ejemplo, y puede variar de acuerdo como se desee.

40 El satélite 100 está configurado para orbitar alrededor de la Tierra, tal como en una órbita geosíncrona. Para mantener el satélite 100 en su órbita asignada, un controlador 120 de órbita está acoplado al satélite 100. El controlador 120 de órbita comprende dispositivos, componentes o módulos (que incluyen hardware, software o una combinación de hardware y software) que controlan las maniobras de mantenimiento de la estación para el satélite 100. El controlador 120 de órbita puede estar ubicado en la Tierra y ser capaz de comunicarse con el satélite 100 a través de señales inalámbricas. El controlador 120 de órbita puede estar ubicado alternativamente en el satélite 100. El controlador 120 de órbita también puede estar modularizado con una parte del controlador 120 de órbita ubicado en la Tierra y una parte ubicada localmente en el satélite 100.

50 El satélite 100 incluye un sistema de propulsión que se usa para maniobras de mantenimiento de la estación. La Figura 2 ilustra el lado 105 cenit del bus 102 satélite en una realización de ejemplo. El lado superior del bus 102 satélite se denomina el lado norte (indicado por "N"), y el lado inferior del bus 102 satélite se denomina el lado sur (indicado por

“S”). El lado izquierdo del bus 102 satélite en la Figura 2 se conoce como el lado oeste (indicado por “W”), y el lado derecho del bus 102 satélite en la Figura 2 se conoce como el lado este (indicado por “E”). El lado 105 cenit del bus 102 satélite incluye un par de propulsores 210-211 eléctricos que son parte del sistema de propulsión. Un propulsor eléctrico es un tipo de propulsor que produce empuje eléctrico al acelerar los iones. En un propulsor eléctrico típico, se inyecta un propelente (por ejemplo, xenón) en una cámara de ionización y se ioniza por bombardeo electrónico. Los iones son acelerados por un campo electromagnético y emitidos por el propulsor como escape que produce el empuje. Un ejemplo de un propulsor eléctrico es un sistema de propulsión de iones de xenón (XIPS©) fabricado por L-3 Communications de Aurora, Colorado.

El propulsor 210 eléctrico está instalado hacia una región norte del lado 105 cenit, y se denomina en este documento propulsor eléctrico norte. El propulsor 211 eléctrico está instalado hacia una región sur del lado 105 cenit, y se denomina en este documento propulsor eléctrico sur. En esta realización, el propulsor 210 eléctrico norte y el propulsor 211 eléctrico sur están centrados en el lado 105 cenit a lo largo del eje 230 norte-sur del bus 102 satélite. En otras realizaciones, el propulsor 210 eléctrico norte y el propulsor 211 eléctrico sur pueden estar descentrados.

La Figura 3 es una vista lateral del bus 102 satélite en una realización de ejemplo. El propulsor 210 eléctrico norte está orientado o inclinado hacia abajo para producir empuje a través del centro de masa 302 del satélite 100. La línea 310 representa la línea de empuje del propulsor 210 eléctrico norte que pasa a través del centro de masa 302. La orientación del propulsor 210 eléctrico norte forma un ángulo θ_N de inclinación entre la línea 310 de empuje y el eje 230 norte-sur del bus 102 satélite. El ángulo θ_N de inclinación puede ser $35^\circ \pm 25^\circ$. El propulsor 210 eléctrico norte se puede fijar en un ángulo deseado, o se puede hacer balancín para que el controlador 120 de órbita pueda ajustar el ángulo θ_N de inclinación del propulsor 210 eléctrico norte como se desee. Debido a la orientación del propulsor 210 eléctrico norte, es capaz de generar empuje en la dirección sur (hacia abajo en la Figura 3) y radialmente hacia la Tierra.

El propulsor 211 eléctrico sur está orientado o inclinado hacia arriba para producir empuje a través del centro de masa 302 del satélite 100. La línea 311 representa la línea de empuje del propulsor 211 eléctrico sur que pasa a través del centro de masa 302. La orientación del propulsor 211 eléctrico sur forma un ángulo θ_S de inclinación entre la línea de empuje 311 y el eje 230 norte-sur del bus 102 satélite. El ángulo θ_S de inclinación puede ser $35^\circ \pm 25^\circ$. El propulsor 211 eléctrico sur se puede fijar en un ángulo deseado, o se puede hacer balancín para que el controlador 120 de órbita pueda ajustar el ángulo θ_S de inclinación del propulsor 211 eléctrico sur como se desee. Debido a la orientación del propulsor 211 eléctrico sur, es capaz de generar empuje en la dirección norte (hacia arriba en la Figura 3) y radialmente hacia la Tierra.

El número o las posiciones de los propulsores 210-211 eléctricos como se muestra en las Figuras 2-3 proporcionan una configuración de ejemplo. Las maniobras de mantenimiento de la estación discutidas en este documento se aplican a cualquier configuración donde los propulsores eléctricos produzcan un cambio de velocidad fuera del plano (o cambio de velocidad normal) y un cambio de velocidad radial.

En la Figura 2, un propulsor 220 químico está instalado en el lado oeste del bus 102 satélite, y un propulsor 221 químico está instalado en el lado este del bus 102 satélite. Un propulsor químico es un tipo de propulsor que combustiona propelente líquido para producir empuje. Un tipo de propulsor químico se conoce como propulsor bipropelente (o biprop) que combustiona un combustible líquido y un oxidante líquido en una cámara de combustión. El propulsor 220 químico puede estar centrado en el lado oeste del bus 102 satélite para producir empuje a través del centro de masa 302 del satélite 100 (véase la Figura 3). Del mismo modo, el propulsor 221 químico puede estar centrado en el lado este del bus 102 satélite para producir empuje a través del centro de masa 302 del satélite 100.

En una realización, los propulsores 224 químicos pueden instalarse en el lado norte del bus 102 satélite, y los propulsores 225 químicos pueden instalarse en el lado sur del bus 102 satélite. Los propulsores 224-225 químicos norte y sur son opcionales. Si se instalan los propulsores 224-225 químicos norte y sur, su ubicación puede variar dependiendo de las antenas, paneles solares y otras cargas útiles que están unidas a los lados norte y sur del bus 102 satélite.

El sistema de propulsión del satélite 100 puede incluir otros propulsores que no se muestran en las Figuras 2-3. Por ejemplo, se puede instalar un propulsor eléctrico redundante en la región norte del lado 105 cenit en caso de que falle el propulsor 210 eléctrico norte. De manera similar, se puede instalar un propulsor eléctrico redundante en la región sur del lado 105 cenit en caso de que falle el propulsor 211 eléctrico sur. También se pueden instalar propulsores químicos adicionales en el lado 105 cenit, y cualquier combinación de los lados norte, sur, este y oeste. Debido a que los propulsores y el propulsor son costosos, puede ser deseable reducir el número de propulsores utilizados para las maniobras de mantenimiento de la estación, y reducir el número de maniobras realizadas durante el mantenimiento de la estación.

La Figura 4 ilustra una órbita del satélite 100 en una realización de ejemplo. La elipse punteada representa el plano 402 ecuatorial de la Tierra 404, que es el plano que pasa a través del ecuador de la Tierra 404. La flecha punteada representa el primer punto de Aries 406 donde el plano ecuatorial pasa el centro del Sol. La elipse sólida representa el plano 408 orbital del satélite 100 a la vez que orbita la Tierra 404.

Si la Tierra 404 fuera una esfera perfecta y estuviera aislada de otros cuerpos en el sistema solar, entonces la órbita de un satélite sería una elipse de tamaño y forma constantes en un plano cuya dirección permanecería fija. Sin embargo, diferentes fuerzas perturban la órbita del satélite 100, lo cual hace que la forma de la órbita cambie y que la orientación del plano orbital difiera del plano ecuatorial. Por ejemplo, las fuerzas gravitacionales del Sol y la Luna, la forma no esférica de la Tierra 404, la presión de radiación solar, etc., puede afectar la órbita del satélite 100. Las perturbaciones pueden hacer que el plano orbital del satélite 100 se incline en relación con el plano ecuatorial, el cual se conoce como inclinación. La inclinación es un elemento orbital que describe el ángulo entre el plano orbital de un satélite y el plano ecuatorial. Cuando el plano orbital se inclina en relación con el plano ecuatorial, la relación entre el plano orbital y el plano ecuatorial puede describirse por sus nodos orbitales. El nodo ascendente es donde el plano orbital se cruza con el plano ecuatorial yendo de sur a norte. En la Figura 4, el nodo ascendente está a unos 90° del primer punto de Aries 406. El nodo descendente es donde el plano orbital se cruza con el plano ecuatorial yendo de norte a sur. En la Figura 4, el nodo descendente está a unos 270° del primer punto de Aries 406, o 180° del nodo ascendente.

Las perturbaciones también pueden hacer que la órbita del satélite 100 sea más elíptica que circular, lo cual se conoce como excentricidad. La excentricidad es un elemento orbital que indica la desviación de una órbita de un círculo. Un valor de excentricidad de 0 indica una órbita circular, y los valores entre 0 y 1 describen una órbita elíptica. La excentricidad de una órbita puede caracterizarse por un vector de excentricidad, el cual es un vector que apunta hacia el perigeo y tiene una magnitud igual a la excentricidad escalar de la órbita (la magnitud está entre 0 y 1, y no tiene unidades). Cuando una órbita tiene una excentricidad mayor que 0, la forma de la órbita se vuelve elíptica alrededor de la Tierra en lugar de circular. Para una órbita elíptica, las líneas más largas y más cortas que se pueden dibujar a través del centro de una elipse se denominan eje mayor y eje menor, respectivamente. El eje semi mayor es la mitad del eje mayor, y representa una distancia media a partir del satélite a la Tierra. El perigeo es el punto en la órbita más cercana a la Tierra, y lo opuesto al perigeo es el apogeo, que es el punto más alejado de la órbita de la Tierra. Al describir una órbita elíptica, el vector de excentricidad apunta al perigeo y tiene una magnitud igual a la excentricidad (\bar{e}) de la elipse ($0 < e < 1$).

Las realizaciones a continuación describen maniobras de mantenimiento de la estación que compensan la inclinación y la excentricidad de la órbita del satélite. Las maniobras de mantenimiento de la estación implican combustiones de uno o más propulsores del satélite 100 a medida que orbita la Tierra 404. Una combustión de un propulsor crea o produce un cambio en la velocidad (ΔV) del satélite 100. La Figura 5 ilustra vectores de velocidad que resultan de combustiones del propulsor en una realización de ejemplo. Las combustiones del propulsor pueden producir un ΔV en una dirección normal, una dirección tangencial y/o una dirección radial. La dirección normal está fuera del plano orbital del satélite 100, la dirección tangencial está en la dirección de desplazamiento del satélite 100 a lo largo de su órbita, y la dirección radial es hacia la Tierra 404. Aunque los propulsores 210-211 eléctricos no son visibles en La Figura 5, una combustión del propulsor 210 eléctrico norte producirá un ΔV en la dirección radial (ΔV_{radial}) y la dirección normal (ΔV_{normal}) debido a su ángulo de inclinación (véase la Figura 3). Una combustión del propulsor 211 eléctrico sur producirá un ΔV en la dirección radial y la dirección normal debido a su ángulo de inclinación (véase la Figura 3). Una combustión del propulsor 220 químico oeste o del propulsor 221 químico este producirá un ΔV en la dirección tangencial (ΔV_{tan}).

Se puede usar un ΔV en la dirección normal para compensar la inclinación del plano orbital (véase la Figura 4). Las maniobras en o cerca de los nodos orbitales proporcionan la compensación más efectiva para la inclinación. Por ejemplo, una combustión del propulsor 210 eléctrico norte próximo al nodo ascendente produce un ΔV en la dirección normal, y una combustión del propulsor 211 eléctrico sur próximo al nodo descendente también produce un ΔV en la dirección normal. El ΔV_{normal} total compensa la inclinación del plano orbital. Cada una de estas combustiones también produce un ΔV en la dirección radial. Cuando la duración de las combustiones es igual, el ΔV_{radial} producido en el nodo ascendente y en el nodo descendente se cancelan entre sí para que no haya ΔV_{radial} neto.

Los propulsores 210-211 eléctricos se usan efectivamente para compensar la inclinación de esta manera, pero no se usan tradicionalmente para compensar la excentricidad de la órbita del satélite. Las realizaciones descritas en este documento usan los propulsores 210-211 eléctricos para compensar la excentricidad además de la inclinación.

La Figura 6 ilustra la excentricidad de la órbita para el satélite 100. La órbita del satélite 100 en la Figura 6 se muestra en un sistema de coordenadas geocéntricas como ejemplo. El eje x (o eje K1) corresponde con el primer punto de Aries 406, y el eje y (o eje H1) se muestra a 90° del eje x. El eje z para un sistema de coordenadas geocéntricas sería de norte a sur a lo largo de los polos de la Tierra 404, los cuales están dentro y fuera de la página en la Figura 6. La excentricidad de una órbita puede estar representada por un vector de excentricidad. El vector de excentricidad (\bar{e}) incluye un componente x (e_x) a lo largo del eje x y un componente y (e_y) a lo largo del eje y. El vector de excentricidad apunta al perigeo 604, y tiene una magnitud MAG.

La excentricidad que se muestra en la Figura 6 puede ser causada por la presión de radiación solar y/u otras perturbaciones. La Figura 7 ilustra la excentricidad causada por la presión de radiación solar. En un modelo geocéntrico, la posición del Sol 702 depende de la época del año. Por ejemplo, en el equinoccio vernal, el Sol 702 estará en el Primer Punto de Aries 406, el cual es 0°. Durante un año, el Sol 702 "orbitará" la Tierra 404 aproximadamente 1° por día ($360^\circ \div 365 \text{ días} \approx 1^\circ / \text{día}$). El Sol 702 se ilustra a aproximadamente 300° en la Figura

7. La presión de radiación solar del Sol 702 empuja al satélite 100 a la vez que orbita. Esta presión creará un ΔV en una dirección alejada del Sol 702. La Figura 7 ilustra un ΔV producido en cuatro posiciones orbitales diferentes, pero se entiende que la presión puede afectar al satélite 100 a lo largo de toda la órbita.

5 Un cambio en la velocidad (ΔV) del satélite 100 produce un cambio en la excentricidad (Δe) que es ortogonal al ΔV . Como se muestra en la Figura 7, cada ΔV da como resultado un componente Δe correspondiente que apunta 90° detrás del ΔV . Los componentes Δe se suman para producir el vector de excentricidad para la órbita causado por la presión de radiación solar. Como se puede ver en la Figura 7, la excentricidad causada por los puntos de presión de radiación solar 90° por delante del Sol 702. Por lo tanto, el perigeo para la órbita del satélite llevará al Sol 702 a 90° . Si el Sol 702 estuviera a cero grados (alrededor del 21 de Marzo), entonces la excentricidad causada por la presión de radiación solar apuntaría a 90° . Si el Sol 702 estuviera a 90° , entonces la excentricidad causada por la presión de radiación solar apuntaría a 180° . Si el Sol 702 estuviera a 180° (alrededor del 21 de Septiembre), entonces la excentricidad causada por la presión de radiación solar apuntaría a 270° . Si el Sol estuviera a 270° , entonces la excentricidad causada por la presión de radiación solar apuntaría a 0° .

15 Las maniobras de mantenimiento de la estación descritas en este documento pueden compensar la excentricidad causada por la presión de radiación solar y otras perturbaciones. Las maniobras de mantenimiento de la estación producen un Δe objetivo en una dirección opuesta a la excentricidad causada por la presión de radiación solar y otras perturbaciones. Para producir el Δe objetivo, la duración de la combustión próxima al nodo 412 ascendente difiere de la duración de la combustión próxima al nodo 414 descendente. La Figura 8 ilustra una diferencia en las duraciones de combustión próximas al nodo 412 ascendente y al nodo 414 descendente en una realización de ejemplo. En esta realización, se muestra una duración 802 de combustión del propulsor 210 eléctrico norte próximo al nodo 412 ascendente, y se muestra una duración 804 de combustión del propulsor 211 eléctrico sur próxima al nodo 414 descendente. El tiempo de combustión total o combinado de los propulsores 210-211 se determina al menos en parte para compensar la inclinación del plano 408 orbital. La diferencia en las duraciones 802 y 804 de combustión produce un componente Δe a lo largo del eje x. Por ejemplo, si el tiempo total de combustión es de 6 horas, la duración 802 de combustión puede distribuirse a las 4 horas, a la vez que la duración 804 de combustión puede distribuirse a las 2 horas. La combustión del propulsor 210 eléctrico norte crea un ΔV_{radial} que es mayor que el ΔV_{radial} creado por la combustión del propulsor 211 eléctrico sur. El ΔV_{radial} neto producido por las dos maniobras está sustancialmente a lo largo del eje y y da como resultado un componente Δe a lo largo del eje x. Las velocidades radiales se cancelarían si las combustiones fueran de la misma duración. Cuando hay una diferencia entre las duraciones de combustión del propulsor 210 eléctrico norte y el propulsor 211 eléctrico sur, el ΔV_{radial} en los nodos orbitales no se cancela y queda un ΔV_{radial} neto. En el ejemplo que se muestra en la Figura 8, la magnitud del ΔV_{radial} en el nodo 412 ascendente es mayor que la magnitud del ΔV_{radial} en el nodo 414 descendente porque la duración de la combustión es mayor en el nodo 412 ascendente. La diferencia en la duración de las combustiones en los dos nodos orbitales resulta en un componente Δe a lo largo del eje x negativo.

35 Para producir además un Δe objetivo con base en las maniobras, las combustiones próximas al nodo 412 ascendente y al nodo 414 descendente pueden desplazarse en el tiempo en relación con sus respectivos nodos orbitales. La Figura 9 ilustra una compensación de la combustión próxima al nodo 412 ascendente y una compensación de la combustión próxima al nodo 414 descendente en una realización de ejemplo. En esta realización, una combustión 902 del propulsor 210 eléctrico norte se muestra próxima al nodo 412 ascendente, y una combustión 904 del propulsor 211 eléctrico sur se muestra próxima al nodo 414 descendente. El centro de la combustión 902 se desplaza a partir del nodo 412 ascendente por una compensación 912. El centro de la combustión 902 se muestra después del nodo 412 ascendente, pero puede estar antes del nodo 412 ascendente en otros ejemplos. El centro de la combustión 904 se desplaza a partir del nodo 414 descendente por una compensación 914. El centro de la combustión 904 se muestra como anterior al nodo 414 descendente, pero puede estar después del nodo 414 descendente en otros ejemplos. Las compensaciones 912 y 914 pueden definirse por cambios en el tiempo, grados, etc.

50 La diferencia en las compensaciones de las combustiones 902 y 904 produce un componente Δe sustancialmente a lo largo del eje y. La combustión 902 del propulsor 210 eléctrico norte crea un ΔV_{radial} y la combustión 904 del propulsor 211 eléctrico sur crea un ΔV_{radial} . Las dos maniobras producen un ΔV_{radial} neto, que da como resultado un componente Δe a lo largo del eje y. Las velocidades radiales se cancelarían si las combustiones estuvieran centradas en los nodos 412 y 414 orbitales. Cuando hay una variación entre las compensaciones del propulsor 210 eléctrico norte y el propulsor 211 eléctrico sur, el ΔV_{Radial} en los nodos orbitales no se cancela, y queda un ΔV_{radial} neto.

55 Para producir el Δe objetivo, el controlador 120 de órbita puede variar las duraciones de combustión entre los nodos orbitales para producir el componente Δe a lo largo del eje x (o sustancialmente a lo largo del eje x). Además, el controlador 120 de órbita puede variar la compensación de las combustiones próximas a los nodos orbitales para producir el componente Δe a lo largo del eje y (o sustancialmente a lo largo del eje y). La combinación de estas dos variaciones puede producir un ΔV_{radial} neto, el cual a su vez produce el Δe ($\Delta e_{\text{objetivo}} = \Delta e_x + \Delta e_y$) que puede compensar la excentricidad producida por la presión de la radiación solar y otras perturbaciones. La Figura 10 ilustra el Δe objetivo producido por las maniobras de mantenimiento de la estación en una realización de ejemplo. Se asume para la Figura 10 que la diferencia entre las duraciones de combustión produce un componente Δe_x y la diferencia en las compensaciones de las combustiones produce un componente Δe_y . Los componentes Δe_x y Δe_y se suman para crear el Δe objetivo. El controlador de órbita puede ajustar las maniobras para que el Δe objetivo apunte en una dirección opuesta a la dirección del vector de excentricidad producido por la presión de radiación solar y otras perturbaciones

como se muestra en la Figura 7. Por lo tanto, las maniobras de mantenimiento de la estación pueden compensar la excentricidad producida por el Sol 702.

Si las maniobras realizadas por los propulsores 210-211 eléctricos no proporcionan suficiente ΔV_{radial} para producir el Δe objetivo, el controlador 120 de órbita también puede activar el propulsor 220 químico oeste y/o el propulsor 221 químico este para ayudar a producir el Δe objetivo. Las combustiones de los propulsores 220-221 químicos pueden realizarse en o cerca de un nodo orbital, o pueden realizarse en otros lugares a lo largo de la órbita del satélite 100 con base en la dirección deseada del Δe objetivo. Para agregar al componente Δe producido por las combustiones de los propulsores 210-211 eléctricos, el controlador 120 de órbita puede controlar una combustión del propulsor 221 químico este en una ubicación a lo largo de la órbita del satélite 100 que produce un ΔV_{tan} del satélite 100. El ΔV_{tan} produce un componente Δe debido a la combustión del propulsor 221 químico este. El controlador 120 de órbita también puede controlar una combustión del propulsor 220 químico oeste en una ubicación a lo largo de la órbita del satélite 100 que produce otro ΔV_{tan} del satélite 100. El ΔV_{tan} produce un componente Δe debido a la combustión del propulsor 220 químico oeste. El controlador 120 de órbita selecciona las ubicaciones de las combustiones de los propulsores 220-221 químicos para que los componentes Δe de estas combustiones se agreguen al componente Δe de las combustiones de los propulsores 210-211 eléctricos para producir el Δe objetivo.

La Figura 11 ilustra una combustión de un propulsor químico próximo al nodo 412 ascendente y/o al nodo 414 descendente en una realización de ejemplo. Una combustión del propulsor 221 químico este producirá un ΔV en la dirección tangencial. Este ΔV está en contra del movimiento orbital del satélite 100 y se conoce como una combustión retrógrada. El ΔV_{tan} próximo al nodo 412 ascendente está a lo largo del eje x, lo cual crea un componente Δe sustancialmente a lo largo del eje y. Este componente Δe_y se agrega al componente Δe debido a las combustiones de los propulsores 210-211 eléctricos para producir el Δe objetivo. Una combustión del propulsor 220 químico oeste producirá un ΔV en la dirección tangencial. Este ΔV es con el movimiento orbital del satélite 100 y se conoce como una combustión programada. El ΔV_{tan} próximo al nodo 414 descendente está a lo largo del eje x, lo cual crea un componente Δe sustancialmente a lo largo del eje y. Este componente Δe_y se agrega al componente Δe debido a las combustiones de los propulsores 210-211 eléctricos y al componente Δe_y debido a la combustión del propulsor 221 químico este para producir el Δe objetivo. Las maniobras que se muestran en la Figura 11 son solo un ejemplo para mostrar cómo las combustiones de uno o más de los propulsores 220-221 químicos pueden agregarse a los componentes Δe producidos por las combustiones de los propulsores 210-211 eléctricos.

La Figura 12 ilustra la combustión de un propulsor químico en ubicaciones a lo largo de la órbita del satélite 100 en una realización de ejemplo. La combustión del propulsor 220 químico oeste y/o el propulsor 221 químico este puede estar prácticamente en cualquier lugar a lo largo de la órbita. Una combustión del propulsor 221 químico este producirá un ΔV_{tan} en una ubicación 1202, el cual crea un componente Δe_x y un componente Δe_y . Los componentes Δe_x y Δe_y se pueden agregar al componente Δe debido a las combustiones de los propulsores 210-211 eléctricos para producir el Δe objetivo. Del mismo modo, una combustión del propulsor 220 químico oeste producirá un ΔV_{tan} en una ubicación 1204, lo cual crea un componente Δe_x y un componente Δe_y . Los componentes Δe_x y Δe_y pueden agregarse al componente Δe debido a las combustiones de los propulsores 210-211 eléctricos, y los componentes Δe_x y Δe_y debido a la combustión del propulsor 221 químico este para producir el Δe objetivo. Las ubicaciones 1202 y 1204 están típicamente separadas 180° , pero las ubicaciones pueden variar de 180° dependiendo de los componentes Δe deseados. Las maniobras que se muestran en la Figura 12 son solo un ejemplo para mostrar cómo las combustiones de uno o más de los propulsores 220-221 químicos pueden agregarse a los componentes Δe producidos por las combustiones de los propulsores 210-211 eléctricos.

El controlador 120 de órbita puede implementar cualquier combinación de las maniobras descritas anteriormente para producir un Δe objetivo. Un proceso de ejemplo para el mantenimiento de la estación implementado por el controlador 120 de órbita se muestra en las Figuras 13-14. Las Figuras 13-14 son diagramas de flujo que ilustran un método 1300 para controlar las maniobras de mantenimiento de la estación para el satélite 100 en una realización de ejemplo. Las etapas del método 1300 se describirán con respecto al satélite 100 de las Figuras 1-3, aunque un experto en la técnica entenderá que los métodos descritos en este documento pueden realizarse para otros satélites o sistemas que no se muestran. Las etapas de los métodos descritos en este documento no incluyen todas las etapas y pueden incluir otras etapas que no se muestran. Las etapas para los diagramas de flujo que se muestran aquí también se pueden realizar en un orden alternativo.

Al iniciar las maniobras de mantenimiento de la estación, el controlador 120 de órbita puede determinar o identificar la inclinación del plano 408 orbital del satélite 100 (etapa 1302). El controlador 120 de órbita también puede determinar, identificar o estimar una excentricidad producida por las perturbaciones, tales como la presión de radiación solar (etapa 1304). Como se describió anteriormente, la excentricidad de la presión de la radiación solar cambia de dirección de acuerdo con la ubicación del Sol. Por lo tanto, el controlador 120 de órbita puede estimar la dirección y la magnitud de la excentricidad producida por la presión de radiación solar con base en la época del año.

El controlador 120 de órbita determina entonces los parámetros para las maniobras de mantenimiento de la estación para compensar la inclinación del plano 408 orbital y/o la excentricidad producida por perturbaciones, tales como la presión de radiación solar. Al determinar los parámetros, el controlador 120 de órbita determina un tiempo de combustión total para el propulsor 210 eléctrico norte y el propulsor 211 eléctrico sur en combinación (etapa 1308). El tiempo de combustión total para el propulsor 210 eléctrico norte y el propulsor 211 eléctrico sur se calcula para

compensar la inclinación del plano 408 orbital. El controlador 120 de órbita divide entonces el tiempo de combustión total en diferentes duraciones de combustión próximas al nodo 412 ascendente y el nodo 414 descendente. Cuando una combustión está "próxima a" un nodo orbital, la combustión está cerca o cercana de un nodo orbital. El controlador 120 de órbita selecciona una duración de una combustión del propulsor 210 eléctrico norte próximo al nodo 412 ascendente que difiere de una duración de una combustión del propulsor 211 eléctrico sur próximo al nodo 414 descendente (etapa 1310). La diferencia en las duraciones de la combustión próximas a los nodos ascendentes y descendentes crea un componente Δe sustancialmente a lo largo del eje x (véase la Figura 8).

El controlador 120 de órbita también determina cuándo se realizan las combustiones en relación con los nodos orbitales. El controlador 120 de órbita selecciona una compensación de la combustión del propulsor 210 eléctrico norte en relación con el nodo 412 ascendente que difiere de una compensación de la combustión del propulsor 211 eléctrico sur en relación con el nodo 414 descendente (etapa 1312). Una compensación indica un desplazamiento del centro de una combustión a partir de un nodo orbital. En las maniobras tradicionales de mantenimiento de la estación, las combustiones se centran alrededor del nodo ascendente y el nodo descendente. En esta realización, el centro de las combustiones del propulsor 210 eléctrico norte y el propulsor 211 eléctrico sur pueden desplazarse fuera del centro de los nodos orbitales en tiempo, grados, etc. La compensación mínima para una de las combustiones es cero, y la compensación máxima está limitada por la duración de la combustión y la cantidad de corrección de inclinación deseada. La diferencia en las compensaciones de combustión próximas a los nodos ascendentes y descendentes crea un componente Δe sustancialmente a lo largo del eje y (véase la Figura 9).

El controlador 120 de órbita controla entonces la combustión del propulsor 210 eléctrico norte próximo al nodo 412 ascendente (etapa 1314), y controla la combustión del propulsor 211 eléctrico sur próximo al nodo 414 descendente (etapa 1316). Las combustiones de los propulsores 210-211 eléctricos pueden realizarse a diario (o casi a diario durante un año o más).

Si las combustiones de los propulsores eléctricos no proporcionan suficiente de un componente Δe , entonces el controlador 120 de órbita puede controlar una combustión del propulsor 220 químico oeste y/o el propulsor 221 químico este como se muestra en la Figura 14. El controlador 120 de órbita puede controlar una combustión del propulsor 221 químico este en una ubicación a lo largo de la órbita del satélite 100 (etapa 1318), lo cual produce un ΔV_{tan} del satélite 100. El ΔV_{tan} produce un componente Δe debido a la combustión del propulsor 221 químico este. El controlador 120 de órbita puede controlar adicional o alternativamente una combustión del propulsor 220 químico oeste en una ubicación a lo largo de la órbita del satélite 100 (etapa 1320), lo cual produce un ΔV_{tan} del satélite 100. El ΔV_{tan} produce un componente Δe debido a la combustión de propulsor 220 químico oeste. El controlador 120 de órbita selecciona la ubicación de la combustión del propulsor 221 químico este y/o la ubicación de la combustión del propulsor 220 químico oeste para que sus componentes Δe se agreguen al componente Δe debido a la combustión de los propulsores 210-211 eléctricos. La adición de estos componentes Δe compensa la excentricidad debida a las perturbaciones.

Una combinación de combustiones como se describe anteriormente es capaz de producir un Δe objetivo para compensar las perturbaciones. Por ejemplo, para contrarrestar la excentricidad causada por el Sol, las maniobras de mantenimiento de la estación descritas anteriormente pueden producir un Δe objetivo que apunta aproximadamente 90° detrás del Sol. El Δe objetivo apunta en una dirección opuesta al vector de excentricidad causado por el Sol. A medida que la posición del Sol cambia durante el año, el controlador 120 de órbita puede ajustar las maniobras de mantenimiento de la estación para que el Δe objetivo continúe apuntando aproximadamente 90° detrás del Sol.

Puede haber casos en donde uno de los propulsores 210-211 eléctricos deje de funcionar. Como se puede observar en la Figura 2, el satélite 100 puede no tener propulsores eléctricos redundantes norte y sur. Por lo tanto, una falla de uno de los propulsores no permitirá combustiones tanto en el nodo 412 ascendente como en el nodo 414 descendente como se describió anteriormente. Si se implementan propulsores redundantes, puede haber casos donde los dos propulsores eléctricos norte o los dos propulsores eléctricos sur fallen. Cuando ocurre una falla, el controlador 120 de órbita puede pasar a diferentes maniobras de mantenimiento de la estación para el escenario de falla como se muestra en la Figura 15.

La Figura 15 es un diagrama de flujo que ilustra un método 1500 para controlar las maniobras de mantenimiento de la estación durante un escenario de falla en una realización de ejemplo. El controlador 120 de órbita detecta que uno del propulsor 210 eléctrico norte o el propulsor 211 eléctricos sur falla (etapa 1502). Una falla de un propulsor eléctrico puede hacer que el propulsor no pueda proporcionar ningún empuje o un empuje suficiente para una maniobra. El controlador 120 de órbita también determina los parámetros para las maniobras del escenario de falla para compensar la inclinación del plano 408 orbital, tal como un tiempo de combustión total para compensar la inclinación del plano orbital. Debido a que solo un propulsor eléctrico es operable, el tiempo total de combustión se aplica al propulsor eléctrico restante que es operable. Una combustión del propulsor eléctrico restante en su nodo orbital asociado (es decir, ascendente o descendente) en general es suficiente para compensar la inclinación. En el caso de que la combustión en el propulsor eléctrico restante no sea suficiente, el control de la inclinación se puede aumentar con un propulsor 224-225 químico norte o sur en su nodo orbital asociado (es decir, ascendente o descendente). El controlador 120 de órbita controla una combustión del propulsor eléctrico restante próximo a su nodo orbital asociado (etapa 1504). Se asume, por ejemplo, que el propulsor 210 eléctrico norte ha fallado. El controlador 120 de órbita controlará entonces una combustión del propulsor 211 eléctrico sur próximo al nodo 414 descendente. La Figura 16 ilustra una combustión del propulsor 211 eléctrico sur en el nodo 414 descendente en una realización de ejemplo. En

esta realización, se muestra una combustión 1604 del propulsor 211 eléctrico sur en el nodo 414 descendente. El tiempo de combustión total del propulsor 211 se determina al menos en parte para compensar la inclinación del plano 408 orbital. Por ejemplo, si el tiempo total de combustión es de 6 horas para compensar la inclinación, entonces el tiempo de combustión 1602 del propulsor 211 eléctrico sur en el nodo 414 descendente puede ser de aproximadamente 6 horas. La combustión 1602 se muestra centrada en el nodo 414 descendente. La combustión del propulsor eléctrico restante puede ocurrir todos los días o casi todos los días de acuerdo con sea necesario para el control de la inclinación.

Debido a que hay una combustión de un propulsor eléctrico en un solo nodo orbital, hay un ΔV_{radial} residual que produce un componente Δe (Δe_{ELEC}) para la órbita del satélite 100 debido a la combustión del propulsor eléctrico restante. El componente Δe se muestra a lo largo del eje x en la Figura 16 suponiendo que el nodo 414 descendente está a aproximadamente 270° . Para compensar el componente Δe producido por la combustión en solo uno de los nodos orbitales, el controlador 120 de órbita controla una combustión de uno de los propulsores 220-221 químicos a 90° de la combustión del propulsor eléctrico restante con una desviación de $\pm 5^\circ$ (etapa 1506), y controla una combustión del otro propulsor 220-221 químico a 270° de la combustión del propulsor eléctrico restante con una desviación de $\pm 5^\circ$ (etapa 1508). Por ejemplo, si la combustión del propulsor eléctrico restante está en o cerca de la ascensión recta de 270° , entonces la combustión de uno de los propulsores 220-221 químicos puede estar en la ascensión recta de 0° y la combustión del otro propulsor 220-221 químico puede estar en ascensión recta de 180° . La ascensión recta es la distancia angular medida hacia el este a lo largo del ecuador celeste a partir del equinoccio vernal. El Sol está en la ascensión recta de 0° en el equinoccio vernal, en la ascensión recta de 90° en el solsticio de verano, en la ascensión recta de 180° en el equinoccio de otoño (otoño) y en la ascensión recta de 270° en el solsticio de invierno. La distancia angular de las combustiones de los propulsores 220-221 químicos es una aproximación que puede variar dentro de las tolerancias aceptables de la mecánica orbital. Por ejemplo, la ascensión recta de 0° puede significar $0^\circ \pm$ una tolerancia o desviación, como $0^\circ \pm 1^\circ$, $0^\circ \pm 2^\circ$, etc. De manera similar, la ascensión recta de 180° puede significar $180^\circ \pm$ una tolerancia o desviación, tal como $180^\circ \pm 1^\circ$, $180^\circ \pm 2^\circ$, etc. Las combustiones de los propulsores 220-221 químicos pueden ocurrir cada pocos días de acuerdo como sea necesario para compensar el Δe causado por la combustión en el propulsor 210-211 eléctrico restante.

La Figura 17 ilustra maniobras a 90° y 270° a partir de la combustión del propulsor eléctrico restante en una realización de ejemplo. Como se muestra en la Figura 16, la combustión 1604 del propulsor 211 eléctrico sur próximo al nodo 414 descendente produce un componente Δe a lo largo del eje x (que se muestra como Δe_{ELEC}). El controlador 120 de órbita controla una combustión 1702 retrógrada del propulsor 221 químico este aproximadamente a 90° de la combustión del propulsor 211 eléctrico sur, que está en o cerca de la ascensión recta de 0° en la Figura 17. La combustión 1702 retrógrada produce un cambio de velocidad (ΔV_{tan}) tangencial y en la dirección opuesta al movimiento del satélite 100. El ΔV_{tan} produce un componente Δe (que se muestra como $\Delta e_{\text{QUIM-1}}$) a lo largo del eje x. El controlador 120 de órbita también controla una combustión 1704 programada del propulsor 220 químico oeste a aproximadamente 270° de la combustión del propulsor 211 eléctrico sur, el cual se muestra en o cerca de la ascensión recta de 180° . La combustión 1704 programada produce otro cambio de velocidad (ΔV_{tan}) tangencial y en la misma dirección que el movimiento del satélite 100. El ΔV_{tan} produce un componente Δe (que se muestra como $\Delta e_{\text{QUIM-2}}$) a lo largo del eje x. La combinación de los componentes Δe producidos por la combustión 1702 retrógrada del propulsor 221 químico este y la combustión 1704 programada del propulsor 220 químico oeste actúa para compensar el componente Δe producido por la combustión 1604 del propulsor 211 eléctrico sur.

Las combustiones a la ascensión recta de 0° y a la ascensión recta de 180° como se muestra en la Figura 17 están destinadas a proporcionar un ΔV_{tan} que está a lo largo del eje y. Puede haber casos donde los propulsores 220-221 químicos estén ligeramente inclinados y no proporcionen un ΔV_{tan} exactamente paralelo al eje y. En estos casos, las combustiones pueden alejarse de la ascensión recta de 0° y la ascensión recta de 180° para compensar el ángulo de inclinación de los propulsores 220-221 químicos. Por ejemplo, si el propulsor 221 químico este se inclina 1° , entonces la combustión del propulsor 221 químico este se puede mover a la ascensión recta de 1° para compensar el ángulo de inclinación del propulsor y producir un ΔV_{tan} que es paralelo al eje y (es decir, la desviación es 1° de la ascensión recta de 0°). De manera similar, si el propulsor 220 químico oeste se inclina 2° , entonces la combustión del propulsor 220 químico oeste se puede mover a la ascensión recta de 182° para compensar el ángulo de inclinación del propulsor y producir un ΔV_{tan} que es paralelo al eje y (es decir, la desviación es de 2° a partir de la ascensión recta de 180°). La desviación de la ascensión recta de 0° y la ascensión recta de 180° se basa en los ángulos de inclinación de los propulsores químicos.

Las maniobras a 90° y 270° de la combustión del propulsor eléctrico restante pueden compensar el componente Δe producido por una combustión del propulsor eléctrico restante. En otra realización, las combustiones de los propulsores 220-221 químicos también pueden usarse para compensar un componente Δe producido por perturbaciones, tales como la presión de radiación solar. La Figura 18 es un diagrama de flujo que ilustra un método 1800 para controlar las maniobras de mantenimiento de la estación durante un escenario de falla en una realización de ejemplo. Como antes, el controlador 120 de órbita detecta que uno del propulsor 210 eléctrico norte o el propulsor 211 eléctrico sur falla (etapa 1802). El controlador 120 de órbita determina entonces los parámetros para las maniobras del escenario de falla para compensar la inclinación del plano 408 orbital y/o la excentricidad causada por las perturbaciones. Al determinar los parámetros, el controlador 120 de órbita puede determinar un tiempo de combustión total para compensar la inclinación del plano orbital. Debido a que solo un propulsor eléctrico es operable, el tiempo total de combustión se aplica al propulsor eléctrico restante que es operable. Una combustión del propulsor eléctrico restante

en su nodo orbital asociado (es decir, ascendente o descendente) en general es suficiente para compensar la inclinación. En el caso de que la combustión del propulsor eléctrico restante no sea suficiente, el control de la inclinación puede aumentarse con cualquier propulsor 224-225 químico norte o sur en su nodo orbital asociado (es decir, ascendente o descendente). El controlador 120 de órbita controla una combustión del propulsor eléctrico restante en su nodo orbital asociado (etapa 1804). Se asume, por ejemplo, que el propulsor 210 eléctrico norte falla. El controlador 120 de órbita controlará entonces una combustión del propulsor 211 eléctrico sur en el nodo 414 descendente (véase la Figura 16). La combustión del propulsor eléctrico restante puede ocurrir todos los días o casi todos los días de acuerdo como sea necesario para el control de la inclinación.

El controlador 120 de órbita también puede determinar, identificar o estimar un componente Δe debido a perturbaciones que afectan la órbita del satélite 100, tal como la presión de radiación solar (etapa 1805). Como se describió anteriormente, la excentricidad de la presión de la radiación solar cambia de dirección de acuerdo con la ubicación del Sol. Por lo tanto, el controlador 120 de órbita puede estimar la dirección y la magnitud del vector de excentricidad producido por la presión de radiación solar con base en la época del año. El controlador 120 de órbita controla una combustión del propulsor 221 químico este en una ubicación a lo largo de la órbita del satélite 100 (etapa 1806), lo cual produce un ΔV_{tan} del satélite 100. El ΔV_{tan} produce un componente Δe debido a la combustión del propulsor 221 químico este. El controlador 120 de órbita también controla una combustión del propulsor 220 químico oeste en una ubicación a lo largo de la órbita del satélite 100 (etapa 1808), lo cual produce un ΔV_{tan} del satélite 100. El ΔV_{tan} produce un componente Δe debido a la combustión del propulsor 220 químico oeste. El controlador 120 de órbita selecciona las ubicaciones de las combustiones del propulsor 221 químico este y el propulsor 220 químico oeste, de modo que sus componentes Δe compensen el componente Δe debido a la combustión del propulsor eléctrico restante y el componente Δe debido a las perturbaciones (etapa 1810).

Las combustiones de los propulsores 220-221 químicos como se describe anteriormente se usan para compensar los cambios de excentricidad. Cuando solo hay un propulsor eléctrico disponible, habrá un componente Δe residual de la combustión de este propulsor eléctrico. Las combustiones de los propulsores 220-221 químicos pueden usarse para compensar ese componente Δe residual. Las combustiones de los propulsores químicos también se pueden usar para compensar un componente Δe producido por las perturbaciones. Por lo tanto, el controlador 120 de órbita puede seleccionar dónde se disparan los propulsores 220-221 químicos para producir componentes Δe (magnitud y dirección) que pueden compensar un componente Δe residual de un solo propulsor eléctrico y/o un componente Δe a partir de las perturbaciones.

A continuación se describen diferentes combustiones de los propulsores 220-221 químicos para compensar los componentes Δe no deseados. La Figura 19 ilustra una combustión retrógrada del propulsor 221 químico este y una combustión programada del propulsor 220 químico oeste en una realización de ejemplo. Nuevamente, la combustión del propulsor 211 eléctrico sur produce un componente Δe a lo largo del eje x (que se muestra en la Figura 19 como Δe_{ELEC}). La combustión 1902 retrógrada del propulsor 221 químico este se muestra como compensada de la ascensión recta de 0° por $+30^\circ$ (ascensión recta de 30°). La combustión 1902 retrógrada produce un cambio de velocidad (ΔV_{tan}) tangencial a y en la dirección opuesta al movimiento del satélite 100. Debido a que el ΔV_{tan} no está alineado con el eje y, el ΔV_{tan} produce un componente Δe (que se muestra como Δe_{QUIM-1}) que tiene un componente x (Δe_x) y un componente y (Δe_y). La combustión 1904 programada del propulsor 220 químico oeste se muestra como compensada de la ascensión recta de 180° por $+30^\circ$ (ascensión recta de 210°). La combustión 1904 programada produce otro cambio de velocidad (ΔV_{tan}) tangencial a y en la dirección del movimiento del satélite 100. Debido a que el ΔV_{tan} no está alineado con el eje y, el ΔV_{tan} produce un componente Δe (que se muestra como Δe_{QUIM-2}) que tiene un componente x y un componente y. El componente Δe producido por la combustión 1902 retrógrada del propulsor 221 químico este, el componente Δe producido por la combustión 1904 programada del propulsor 220 químico oeste, y el componente Δe producido por la combustión 1604 del propulsor 211 eléctrico sur (véase la Figura 16) se agregan para producir un Δe total u objetivo para las tres maniobras. En este caso, el componente Δe de perturbaciones es el componente no deseado.

La Figura 20 ilustra un Δe objetivo para las tres maniobras en una realización de ejemplo. Cuando se agregan Δe_{QUIM-1} , Δe_{QUIM-2} y Δe_{ELEC} , se produce el Δe objetivo el cual puede usarse para compensar las perturbaciones. Por ejemplo, para contrarrestar la excentricidad causada por el Sol, las maniobras pueden producir un Δe objetivo que apunta aproximadamente 90° detrás del Sol. El Δe objetivo apunta en una dirección opuesta al vector de excentricidad causado por el Sol. A medida que la posición del Sol cambia durante el año, el controlador 120 de órbita puede ajustar las maniobras para que el Δe objetivo continúe apuntando a unos 90° detrás del Sol.

Otra forma de considerar el concepto anterior es que tanto el componente Δe de las perturbaciones como el componente Δe de la combustión del propulsor 211 eléctrico sur son componentes no deseados. Por lo tanto, las combustiones de los propulsores 220-221 químicos pueden colocarse de modo que los componentes Δe resultantes de estas combustiones puedan contrarrestar los componentes Δe del propulsor eléctrico y las perturbaciones.

La Figura 21 ilustra una combustión retrógrada del propulsor 221 químico este y una combustión programada del propulsor 220 químico oeste en una realización de ejemplo. En este ejemplo, la combustión del propulsor 211 eléctrico sur produce un componente Δe a lo largo del eje x (que se muestra en la Figura 21 como Δe_{ELEC}). La combustión 2102 retrógrada del propulsor 221 químico este se muestra como compensada de la ascensión recta de 0° por -20° (ascensión recta de 340°). La combustión retrógrada produce un cambio de velocidad (ΔV_{tan}) tangencial a, y en la

5 dirección opuesta al movimiento del satélite 100. El ΔV_{tan} produce un componente Δe (que se muestra como $\Delta e_{\text{QUIM-1}}$) que tiene un componente x y un componente y. La combustión 2104 programada del propulsor 220 químico oeste se muestra como compensada de la ascensión recta de 180° por -20° (ascensión recta de 160°). La combustión 2104 programada produce otro cambio de velocidad (ΔV_{tan}) tangencial y en la dirección del movimiento del satélite 100. El ΔV_{tan} produce un componente Δe (que se muestra como $\Delta e_{\text{QUIM-2}}$) que tiene un componente x y un componente y. El componente Δe producido por la combustión 2102 retrógrada del propulsor 221 químico este, el componente Δe producido por la combustión 2104 programada del propulsor 220 químico oeste, y el Δe producido por la combustión 1604 (véase la Figura 16) del propulsor 211 eléctrico sur se agrega para producir un Δe total u objetivo para las tres maniobras. En este caso, el componente Δe de perturbaciones es el componente no deseado. La combustión del propulsor 211 eléctrico sur y las combustiones de los propulsores 220-221 químicos pueden contrarrestar el componente Δe de las perturbaciones.

10 Como se puede ver en las Figuras 19-21, las combustiones de los propulsores 220-221 químicos pueden realizarse en diferentes puntos a lo largo de la órbita del satélite 100 para producir un Δe objetivo a pesar de que uno de los propulsores 210-211 eléctricos ha fallado. Como resultado, el controlador 120 de órbita puede compensar la excentricidad causada por las perturbaciones y mantener el satélite 100 en su caja. Por lo tanto, el satélite 100 puede permanecer en funcionamiento aunque haya fallado un propulsor eléctrico.

15 Cualquiera de los diversos elementos que se muestran en las figuras o que se describen en este documento pueden implementarse como hardware, software, firmware o alguna combinación de estos. Por ejemplo, un elemento puede implementarse como hardware dedicado. Los elementos de hardware dedicados pueden denominarse "procesadores", "controladores" o alguna terminología similar. Cuando las proporciona un procesador, las funciones pueden ser proporcionadas por un sólo procesador dedicado, por un sólo procesador compartido, o por una pluralidad de procesadores individuales, algunos de los cuales pueden ser compartidos. Además, el uso explícito del término "procesador" o "controlador" no debe interpretarse como que se refiere exclusivamente a hardware capaz de ejecutar software, y puede incluir implícitamente, sin limitación, hardware de procesador de señal digital (DSP), un procesador de red, un circuito integrado de aplicación específica (ASIC) u otro circuito, matriz de compuerta programable en campo (FPGA), memoria de solo lectura (ROM) para almacenar software, memoria de acceso aleatorio (RAM), almacenamiento no volátil, lógica o algún otro componente o módulo de hardware físico.

20 Además, un elemento puede implementarse como instrucciones ejecutables por un procesador o un ordenador para realizar las funciones del elemento. Algunos ejemplos de instrucciones son software, código de programa y firmware. Las instrucciones son operativas cuando son ejecutadas por el procesador para indicarle al procesador que realice las funciones del elemento. Las instrucciones pueden almacenarse en dispositivos de almacenamiento que el procesador pueda leer. Algunos ejemplos de dispositivos de almacenamiento son memorias digitales o de estado sólido, medios de almacenamiento magnéticos tales como discos magnéticos y cintas magnéticas, discos duros o medios de almacenamiento de datos digitales ópticamente legibles.

30 Aunque en este documento se describieron realizaciones específicas, el alcance no se limita a esas realizaciones específicas. Más bien, el alcance está definido por las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un aparato que comprende:
 - un satélite (100); y
 - un controlador (120) de órbita configurado para controlar las maniobras de mantenimiento de la estación del satélite (100), en donde el satélite (100) comprende:
 - un bus (102) satélite que tiene un lado (104) nadir configurado para orientarse hacia la Tierra (404) y un lado (105) cenit opuesto al lado (104) nadir;
 - un propulsor (210) eléctrico norte instalado hacia una región norte del lado (105) cenit y orientado hacia abajo para producir empuje a través de un centro de masa (302) del satélite (100);
 - un propulsor (211) eléctrico sur instalado hacia una región sur del lado (105) cenit y orientado hacia arriba para producir empuje a través del centro de masa (302) del satélite (100);
 - un propulsor (221) químico este instalado en un lado este del bus (102) satélite; y
 - un propulsor (220) químico oeste instalado en un lado oeste del bus (102) satélite;
- caracterizado porque el controlador (120) de órbita está configurado para detectar una falla de uno de los propulsores (210, 211) eléctricos, y en respuesta a la falla, para:
 - controlar una combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante próximo a un nodo (412, 414) orbital;
 - controlar una combustión de uno de los propulsores (220, 221) químicos a $90^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante; y
 - controlar una combustión del otro de los propulsores (220, 221) químicos a $270^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante,
- en donde el propulsor (221) químico este y el propulsor (220) químico oeste están configurados para producir empuje a través del centro de masa (302) del satélite (100).
2. El aparato de la reivindicación 1, en donde:
 - la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante produce un cambio de velocidad radial ($\Delta VRADIAL$) del satélite (100), en donde el cambio de velocidad radial ($\Delta VRADIAL$) produce un componente delta-excentricidad (Δe) para la órbita del satélite (100) debido a la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante;
 - la combustión del propulsor (220, 221) químico a $90^\circ \pm 5^\circ$ produce un primer cambio de velocidad tangencial ($\Delta VTAN$) del satélite, en donde el primer cambio de velocidad tangencial ($\Delta VTAN$) produce un componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del único propulsor (220, 221) químico; y
 - la combustión del otro propulsor (220, 221) químico a $270^\circ \pm 5^\circ$ produce un segundo cambio de velocidad tangencial ($\Delta VTAN$) del satélite (100), en donde el segundo cambio de velocidad tangencial ($\Delta VTAN$) produce un componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del otro propulsor (220, 221) químico; y
 - los componentes delta-excentricidad (Δe) debido a las combustiones de los propulsores (220, 221) químicos compensan el componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante.
3. El aparato de la reivindicación 1, en donde:
 - el controlador (120) de órbita está configurado para detectar una falla del propulsor (210) eléctrico norte y para controlar una combustión del propulsor (211) eléctrico sur cerca de un nodo (414) descendente;
 - el controlador (120) de órbita está configurado para controlar una combustión retrógrada del propulsor (221) químico este a $90^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor (211) eléctrico sur, y para controlar una combustión programada del propulsor (220) químico oeste a $270^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor (211) eléctrico sur.
4. El aparato de la reivindicación 1, en donde:
 - el controlador (120) de órbita está configurado para detectar una falla del propulsor (211) eléctrico sur y para controlar una combustión del propulsor (210) eléctrico norte próximo a un nodo (412) ascendente; el controlador (120) de órbita está configurado para controlar una combustión retrógrada del propulsor (221) químico este a $90^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor (210) eléctrico norte, y para controlar una combustión programada del propulsor (220) químico oeste a $270^\circ \pm 5^\circ$ a partir de la combustión del propulsor (210) eléctrico norte.

5. El aparato de la reivindicación 1 donde:
 el propulsor (210) eléctrico norte está orientado en un primer ángulo (θ_N) a un eje norte-sur del satélite (100), en donde el primer ángulo (θ_N) es $35^\circ \pm 25^\circ$; y
 el propulsor (211) eléctrico sur está orientado en un segundo ángulo (θ_S) al eje norte-sur del satélite (100), en donde el segundo ángulo (θ_S) es $35^\circ \pm 25^\circ$.
6. El aparato de acuerdo con la reivindicación 5, en donde:
 el propulsor (210) eléctrico norte está en balancín;
 el propulsor (211) eléctrico sur está en balancín; y
 el controlador (120) de órbita está configurado para ajustar el primer ángulo (θ_N) del propulsor (210) eléctrico norte, y para ajustar el segundo ángulo (θ_S) del propulsor (211) eléctrico sur.
7. El aparato de la reivindicación 5 en donde:
 el propulsor (210) eléctrico norte se fija en el primer ángulo (θ_N); y
 el propulsor (211) eléctrico sur se fija en el segundo ángulo (θ_S).
8. Un método para controlar las maniobras de mantenimiento de estación para un satélite (100), en donde el satélite (100) comprende un bus (102) satélite que tiene un lado (104) nadir y un lado (105) cenit, un propulsor (210) eléctrico norte instalado hacia una región norte del lado (105) cenit y orientado hacia abajo para producir empuje a través de un centro de masa (302) del satélite (100), un propulsor (211) eléctrico sur instalado hacia una región sur del lado (105) cenit y orientado hacia arriba para producir empuje a través del centro de masa (302) del satélite (100), un propulsor (221) químico este instalado en un lado este del bus (102) satélite para producir empuje a través del centro de masa (302) del satélite (100), y un propulsor (220) químico oeste instalado en un lado oeste del bus (102) satélite para producir empuje a través del centro de masa (302) del satélite (100), comprendiendo el método:
 detectar una falla de uno de los propulsores (210, 211) eléctricos; y
 en respuesta a la falla,
 controlar una combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante próximo a un nodo (412, 414) orbital;
9. El método de la reivindicación 8, en donde:
 controlar una combustión de uno de los propulsores (220, 221) químicos a $90^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante; y
 controlar una combustión del otro de los propulsores (220, 221) químicos a $270^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante.
10. El método de la reivindicación 8, en donde controlar las combustiones comprende:
 detectar una falla del propulsor (210) eléctrico norte;
 controlar una combustión del propulsor (211) eléctrico sur próximo a un nodo (414) descendente;
 controlar una combustión retrógrada del propulsor (221) químico este a $90^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor (211) eléctrico sur; y

controlar una combustión programada del propulsor (220) químico oeste a $270^\circ \pm 5^\circ$ a partir de la combustión del propulsor (211) eléctrico sur.

11. El método de la reivindicación 8, en donde controlar las combustiones comprende:

detectar una falla del propulsor (211) eléctrico sur;

5 controlar una combustión del propulsor (210) eléctrico norte próximo a un nodo (412) ascendente;

controlar una combustión retrógrada del propulsor (221) químico este a $90^\circ \pm 5^\circ$ de la combustión del propulsor (210) eléctrico norte; y

controlar una combustión programada del propulsor (220) químico oeste a $270^\circ \pm 5^\circ$ a partir de la combustión del propulsor (210) eléctrico norte.

10 12. El aparato de la reivindicación 1, en donde el controlador (120) de órbita está configurado además para:

controlar la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante próximo al nodo (412, 414) orbital el cual produce un cambio de velocidad radial ($\Delta VRADIAL$) del satélite (100), en donde el cambio de velocidad radial ($\Delta VRADIAL$) produce un componente delta-excentricidad (Δe) para una órbita del satélite (100) debido a la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante;

15 determinar un componente delta-excentricidad (Δe) debido a perturbaciones que afectan la órbita del satélite (100);

controlar la combustión del propulsor (221) químico este en una primera ubicación a lo largo de la órbita del satélite (100) la cual produce un primer cambio de velocidad tangencial ($\Delta VTAN$) del satélite (100), en donde el primer cambio de velocidad tangencial ($\Delta VTAN$) produce un componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del propulsor (221) químico este; y

20 controlar la combustión del propulsor (220) químico oeste en una segunda ubicación a lo largo de la órbita del satélite (100) la cual produce un segundo cambio de velocidad tangencial ($\Delta VTAN$) del satélite (100), en donde el segundo cambio de velocidad tangencial ($\Delta VTAN$) produce un componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del propulsor (220) químico oeste;

25 en donde el controlador (120) de órbita está configurado para seleccionar la primera ubicación de la combustión del propulsor (221) químico este y la segunda ubicación de la combustión del propulsor (220) químico oeste de modo que el componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del propulsor (221) químico este y el componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del propulsor (220) químico oeste, compensan el componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante y el componente delta-excentricidad (Δe) debido a las perturbaciones.

30 13. El aparato de la reivindicación 12, en donde:

el controlador (120) de órbita está configurado para determinar una posición del Sol (702) con base en la época del año, y para determinar el componente delta-excentricidad (Δe) debido a las perturbaciones con base en la posición del Sol (702).

14. El aparato de la reivindicación 12 en donde:

35 el propulsor (210) eléctrico norte está orientado en un primer ángulo (θN) a un eje norte-sur del satélite (100), en donde el primer ángulo (θN) es $35^\circ \pm 25^\circ$; y

el propulsor (211) eléctrico sur está orientado en un segundo ángulo (θS) al eje norte-sur del satélite (100), en donde el segundo ángulo (θS) es $35^\circ \pm 25^\circ$.

15. El aparato de la reivindicación 14, en donde:

40 el propulsor (210) eléctrico norte está en balancín;

el propulsor (211) eléctrico sur está en balancín; y

el controlador (120) de órbita está configurado para ajustar el primer ángulo (θN) del propulsor (210) eléctrico norte, y para ajustar el segundo ángulo (θS) del propulsor (211) eléctrico sur.

16. El aparato de la reivindicación 14 en donde:

45 el propulsor (210) eléctrico norte está fijado en el primer ángulo (θN); y

el propulsor (211) eléctrico sur está fijado en el segundo ángulo (θS).

17. El método de la reivindicación 8, en donde:

- 5 controlar la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante próximo al nodo (412, 414) orbital el cual produce un cambio de velocidad radial (ΔV_{RADIAL}) del satélite (100), en donde el cambio de velocidad radial (ΔV_{RADIAL}) produce un componente delta-excentricidad (Δe) para una órbita del satélite (100) debido a la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante;
- determinar un componente delta-excentricidad (Δe) debido a perturbaciones que afectan la órbita del satélite (100);
- 10 controlar la combustión del propulsor (221) químico este en una primera ubicación a lo largo de la órbita del satélite (100) la cual produce un primer cambio de velocidad tangencial (ΔV_{TAN}) del satélite (100), en donde el primer cambio de velocidad tangencial (ΔV_{TAN}) produce un componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del propulsor (221) químico este; y
- controlar la combustión del propulsor (220) químico oeste en una segunda ubicación a lo largo de la órbita del satélite (100) la cual produce un segundo cambio de velocidad tangencial (ΔV_{TAN}) del satélite (100), en donde el segundo cambio de velocidad tangencial (ΔV_{TAN}) produce un componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del propulsor (220) químico oeste;
- 15 en donde la primera ubicación de la combustión del propulsor (221) químico este y la segunda ubicación de la combustión del propulsor (220) químico oeste se seleccionan de modo que el componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del propulsor (221) químico este y el componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del propulsor (220) químico oeste compensan el componente delta-excentricidad (Δe) debido a la combustión del propulsor (210, 211) eléctrico restante y el componente delta-excentricidad (Δe) debido a las perturbaciones.
- 20

18. El método de la reivindicación 17 que comprende además:

determinar una posición del Sol (702) con base en la época del año; y

determinar el componente delta-excentricidad (Δe) debido a las perturbaciones con base en la posición del Sol (702).

FIG. 1

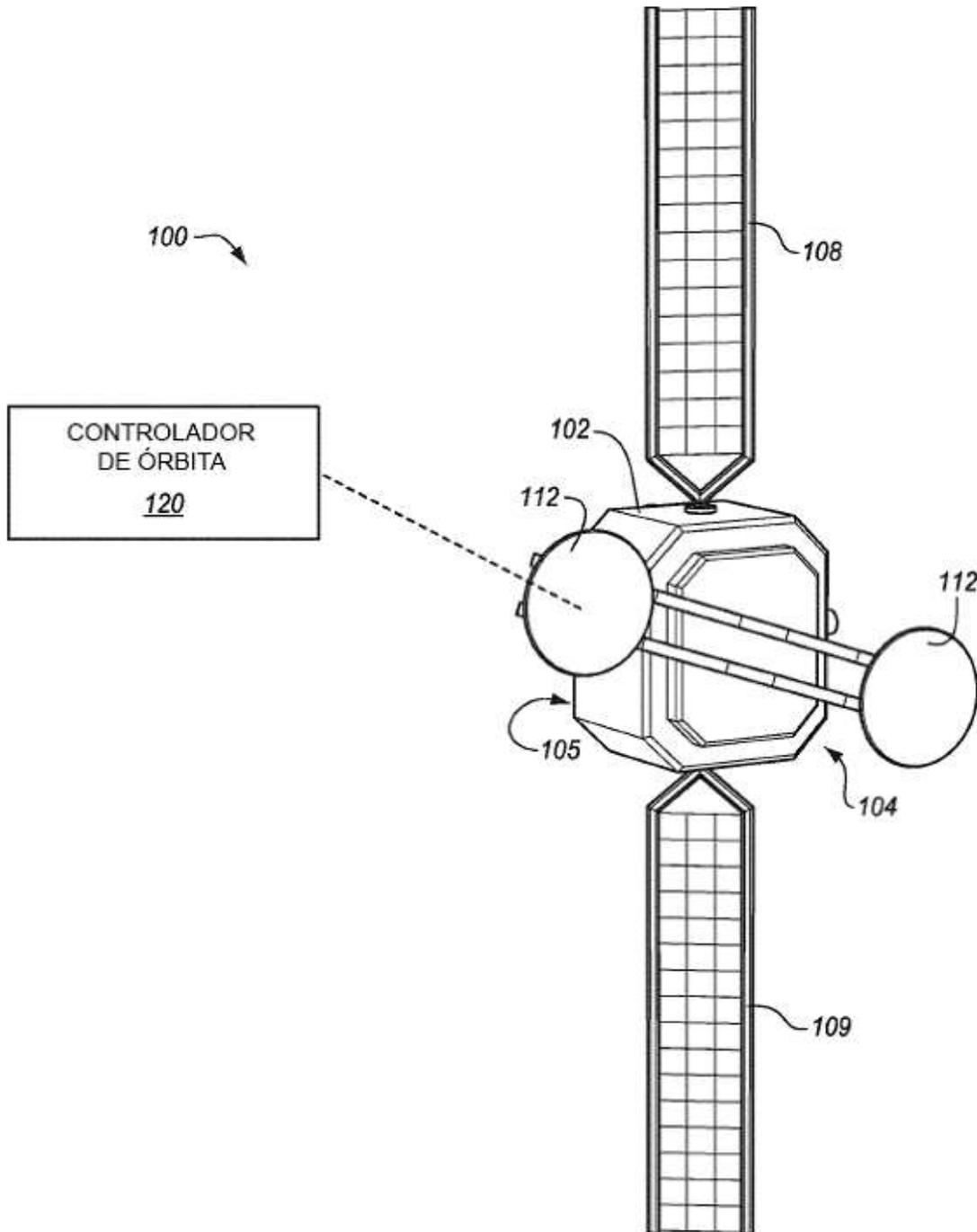


FIG. 2

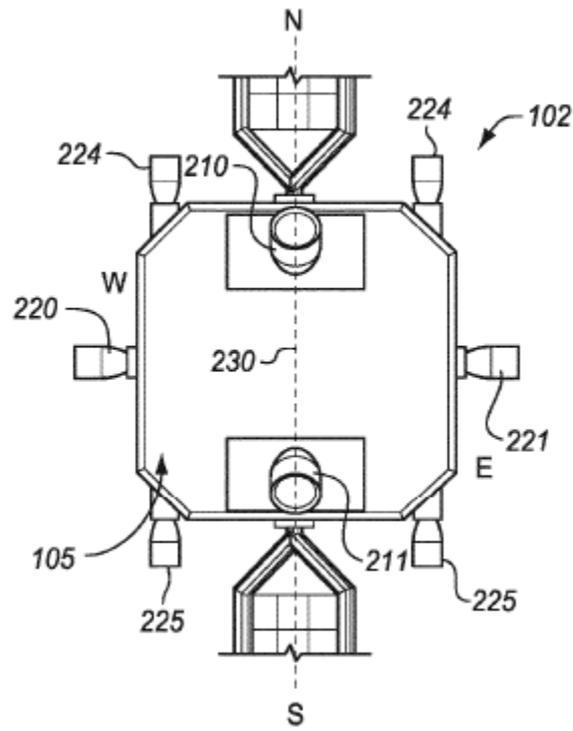
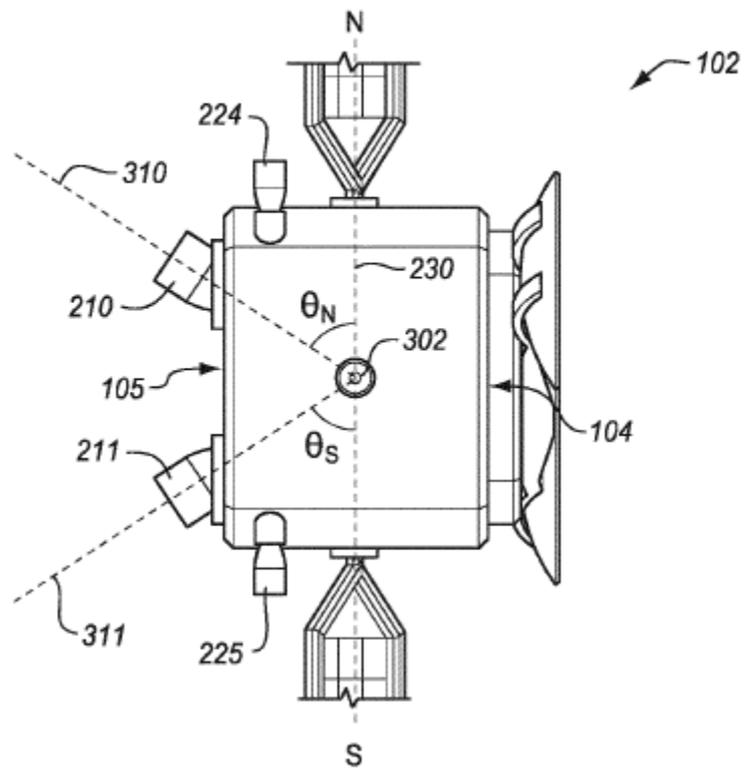


FIG. 3



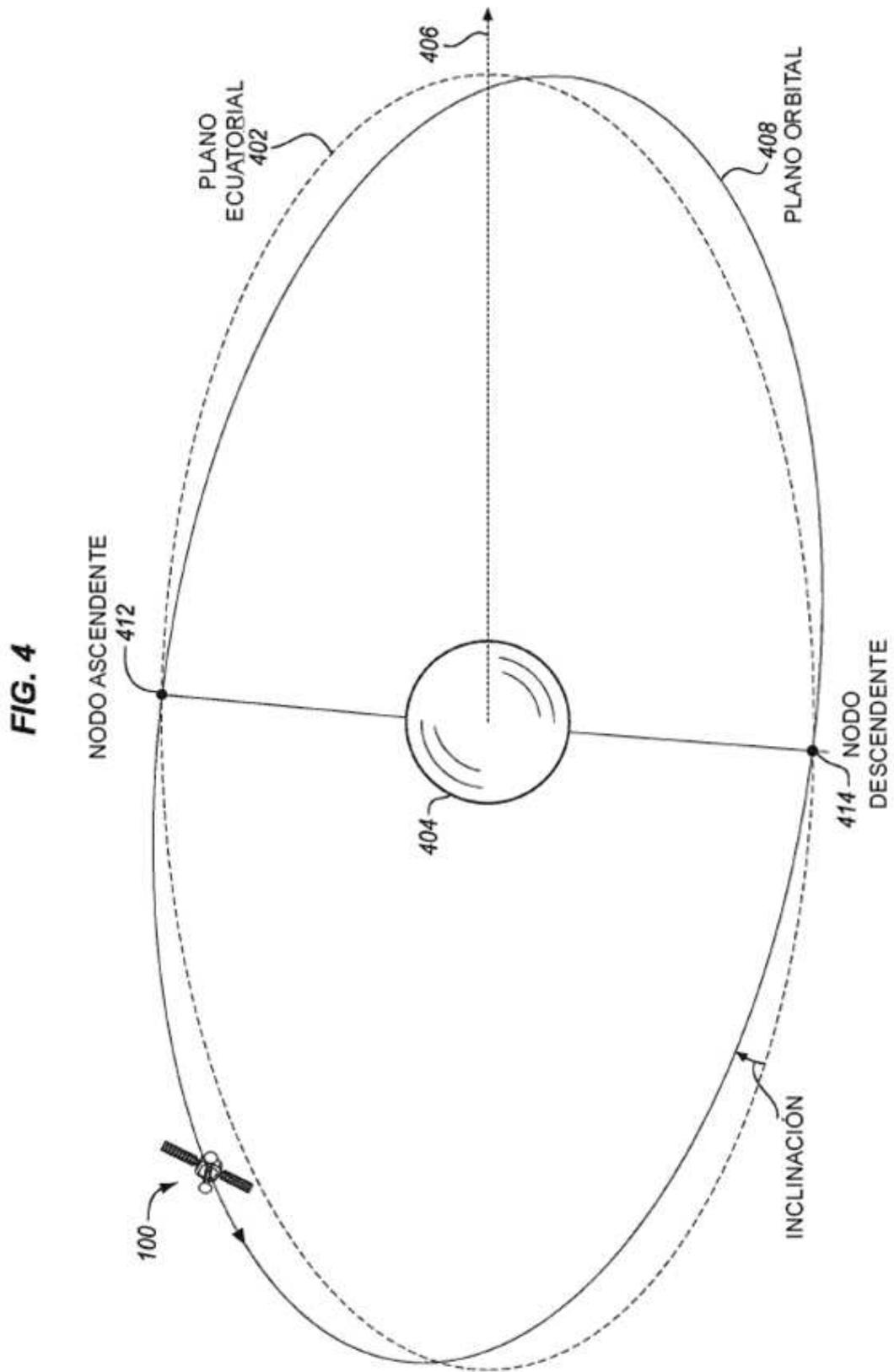
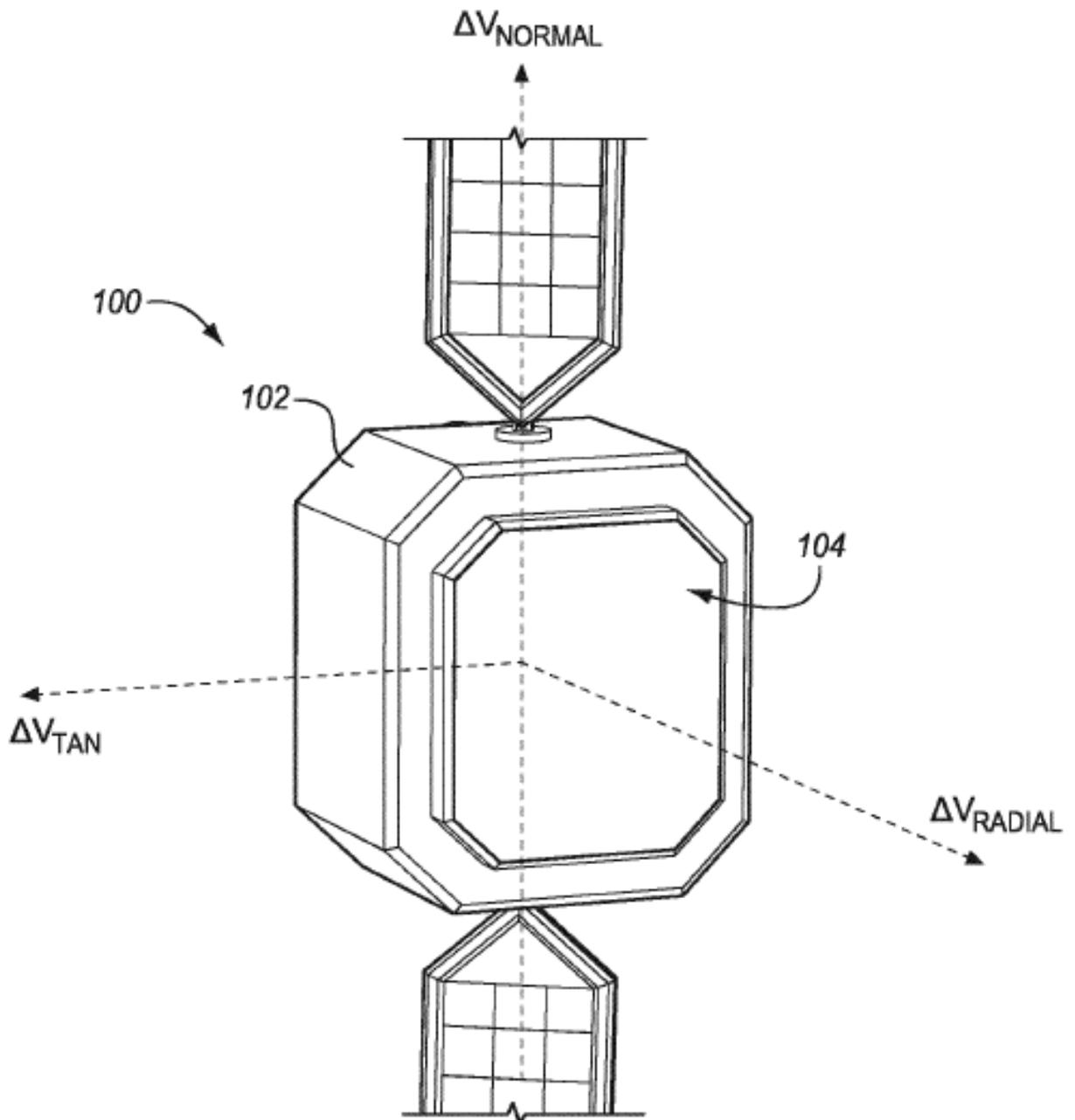


FIG. 5



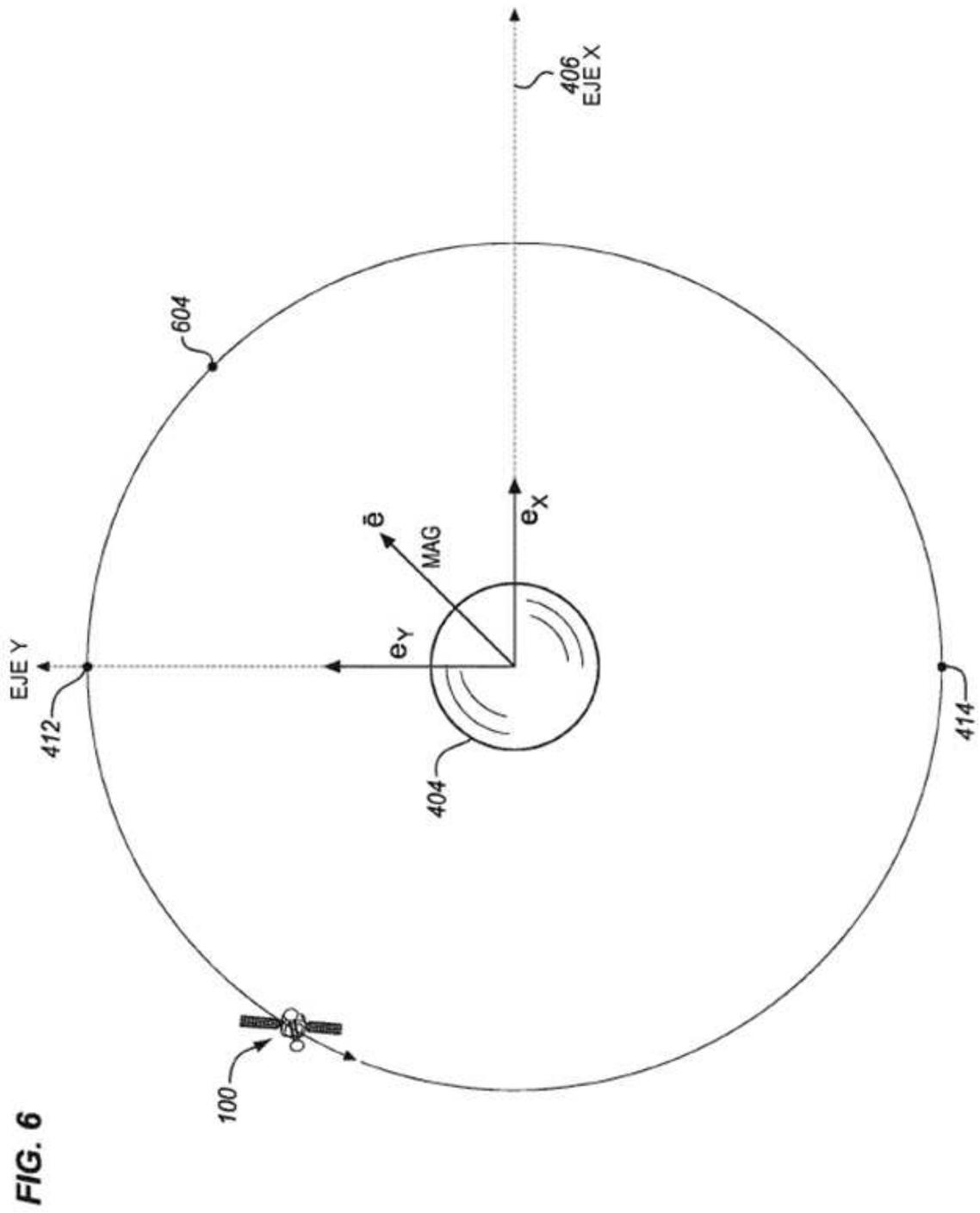


FIG. 6

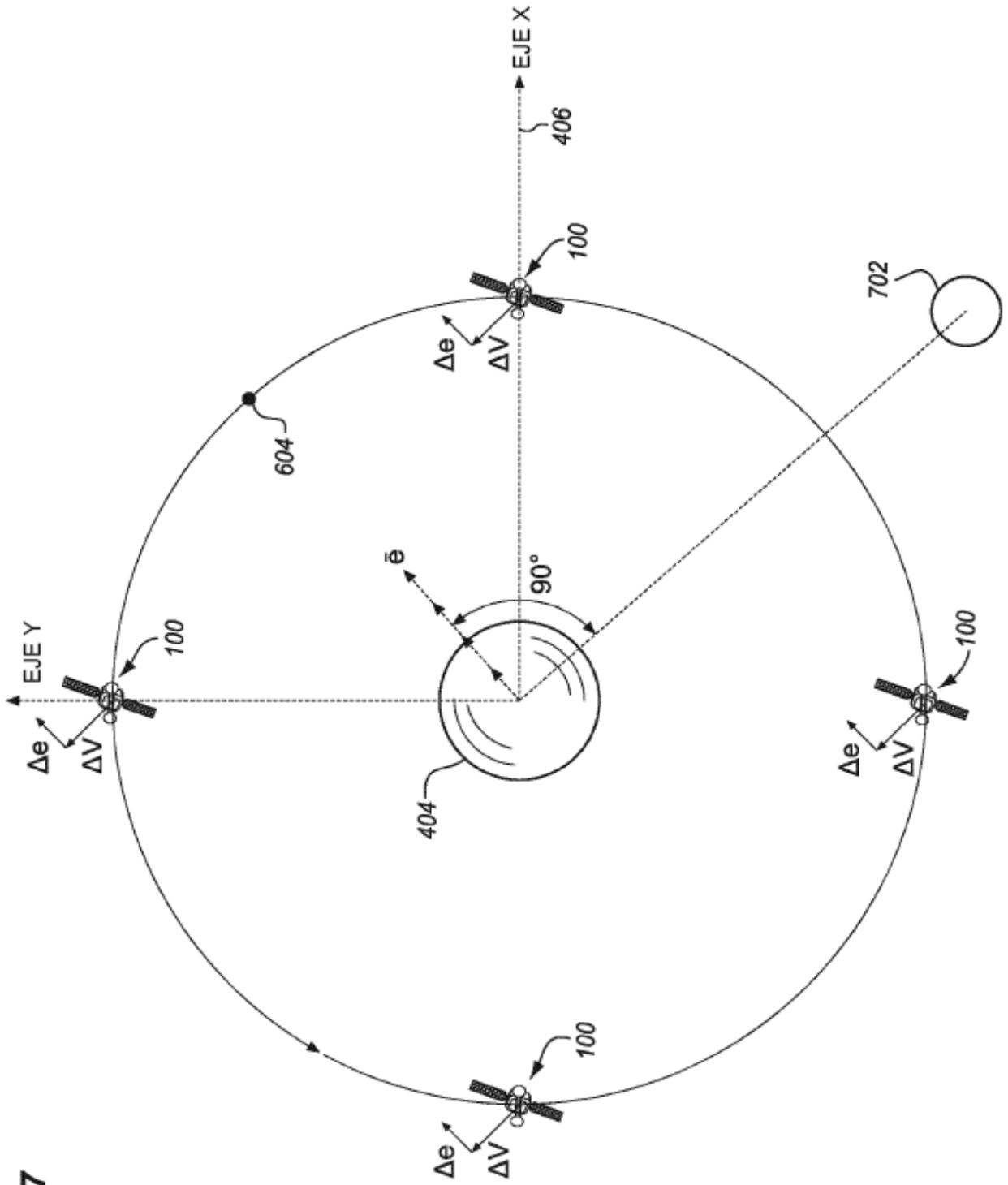


FIG. 7

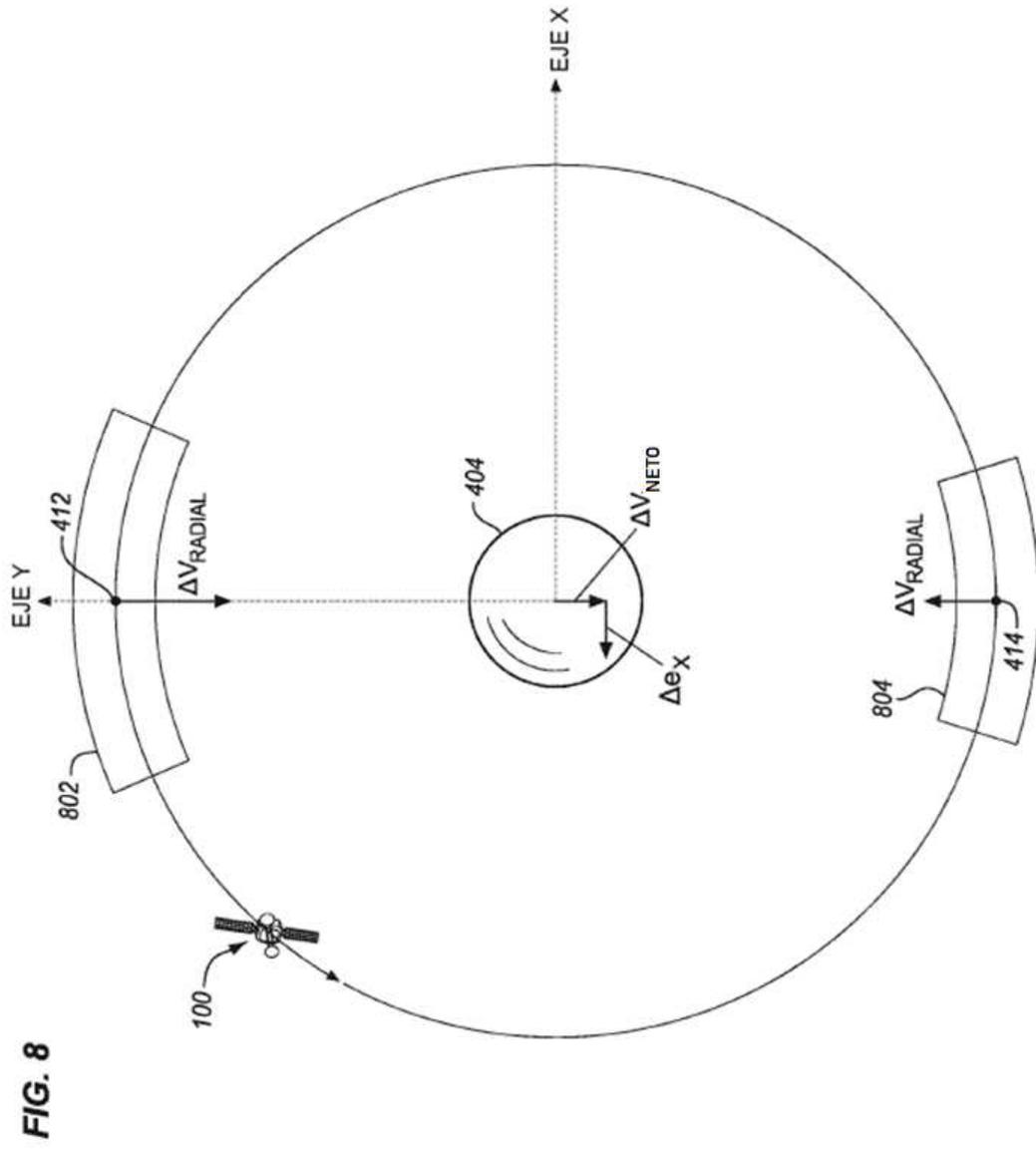


FIG. 8

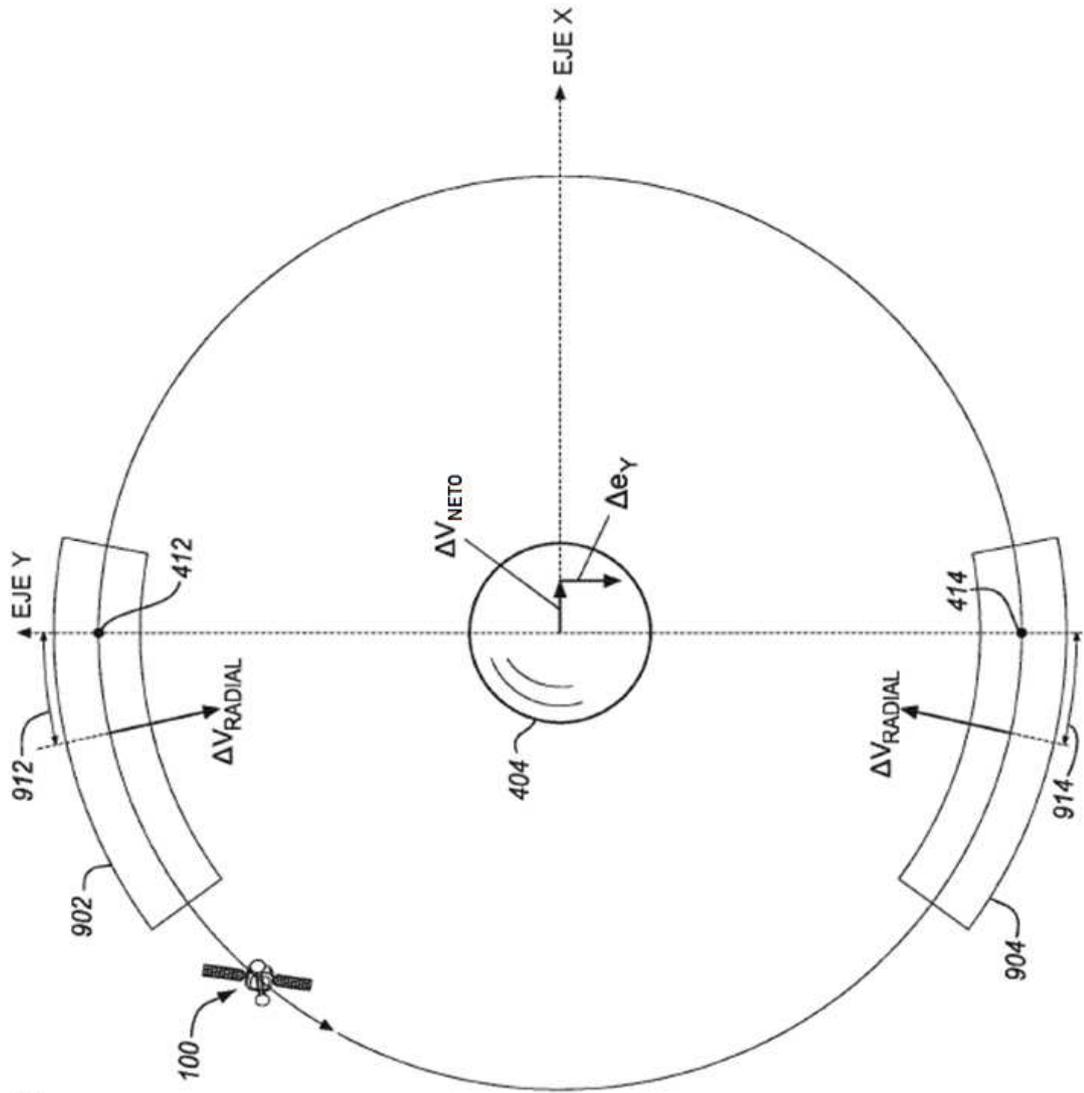


FIG. 9

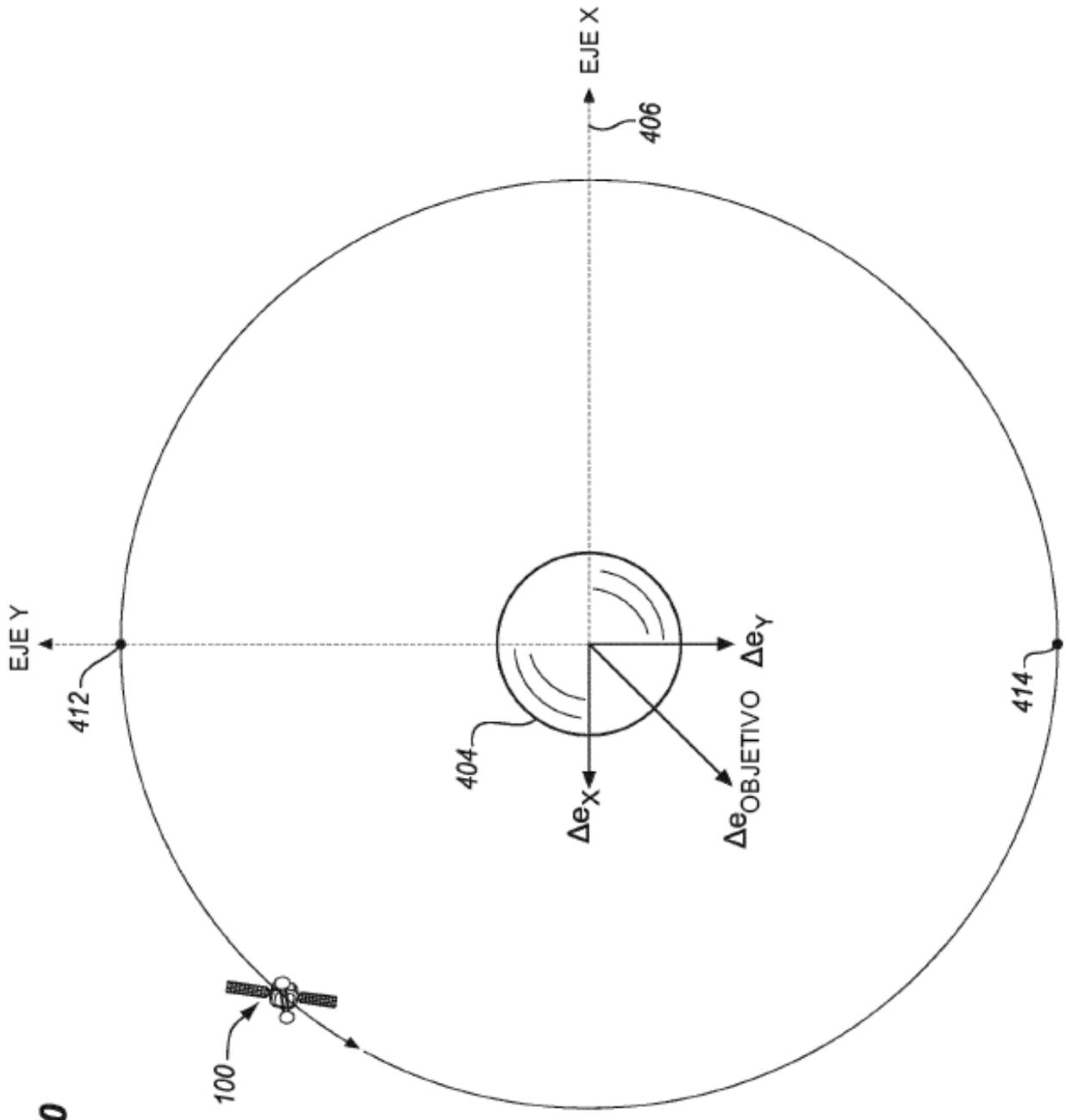


FIG. 10

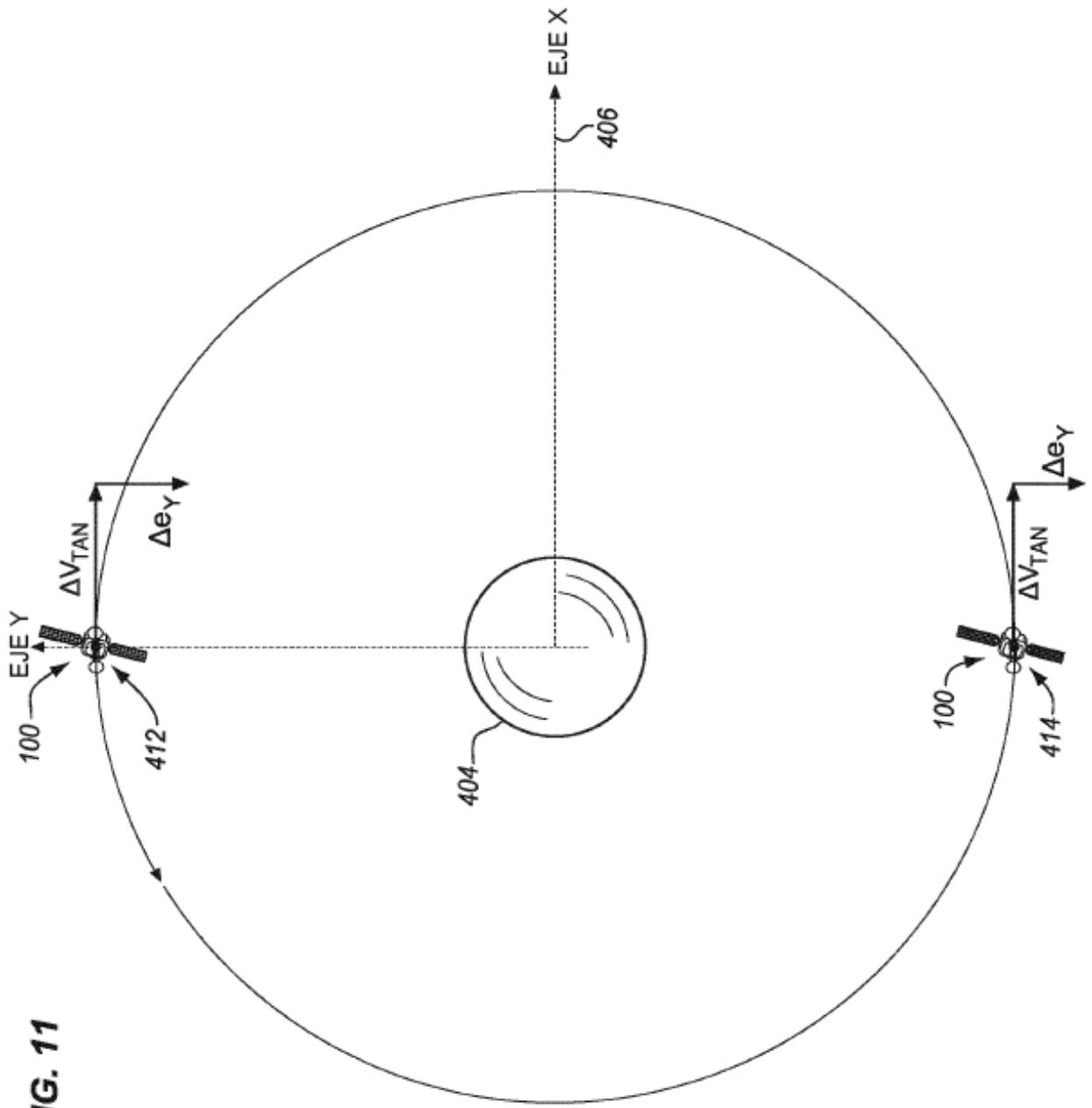


FIG. 11

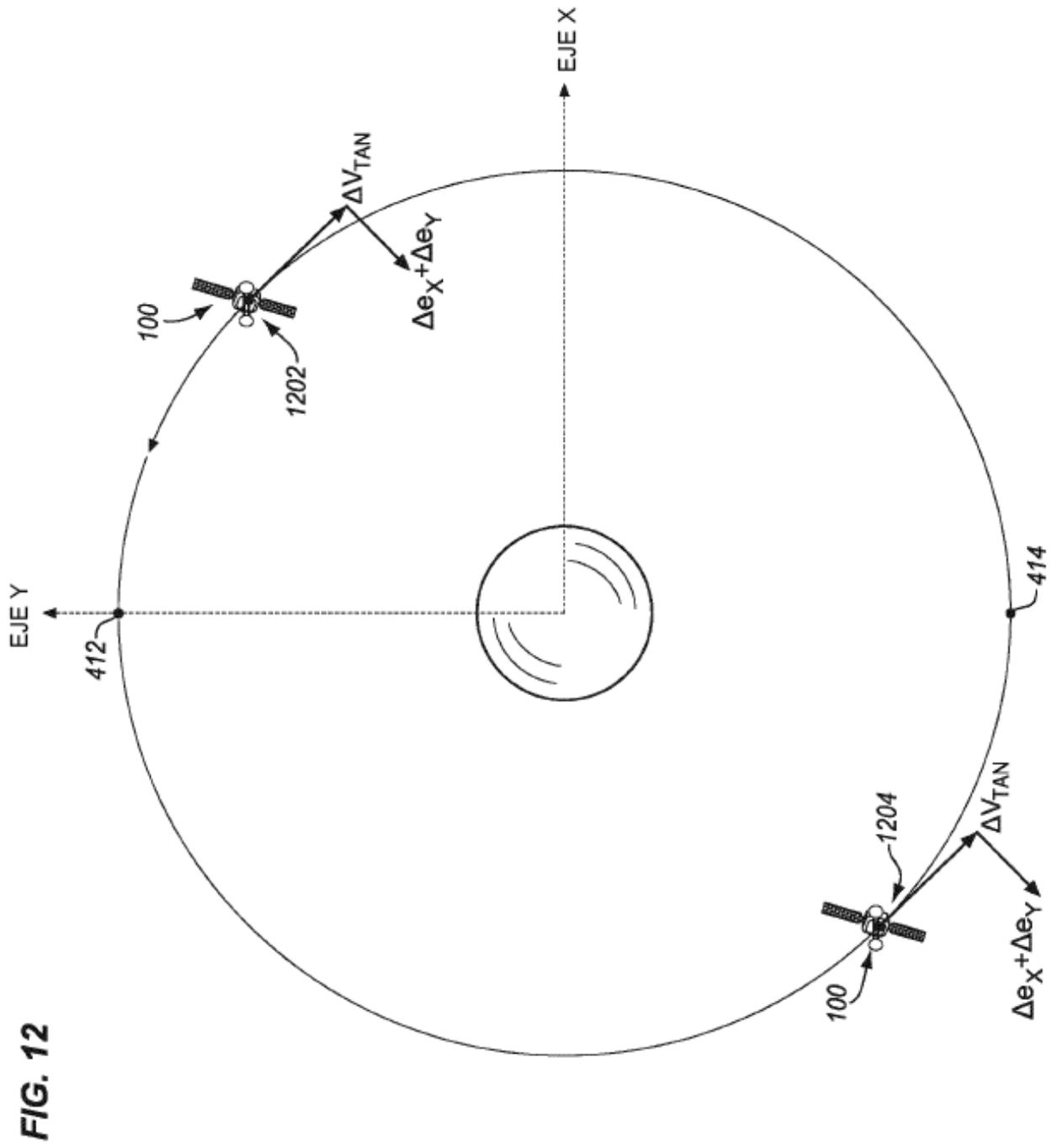


FIG. 12

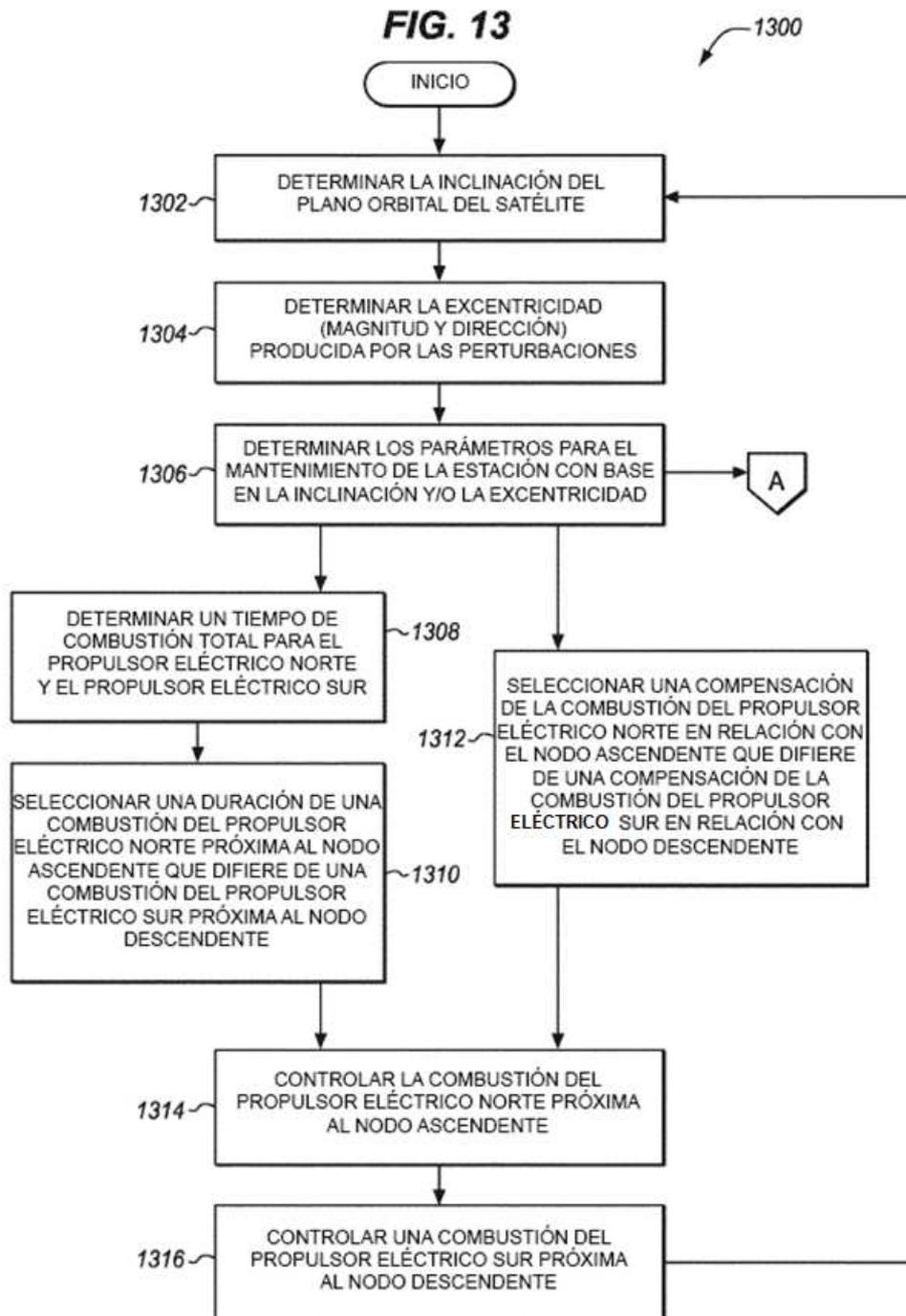


FIG. 14

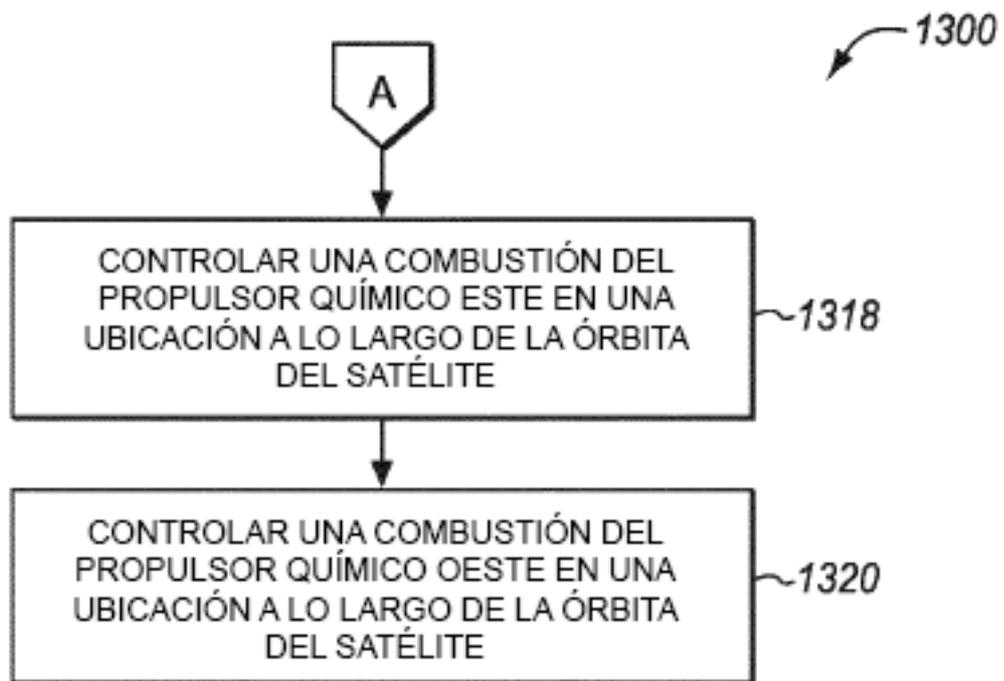
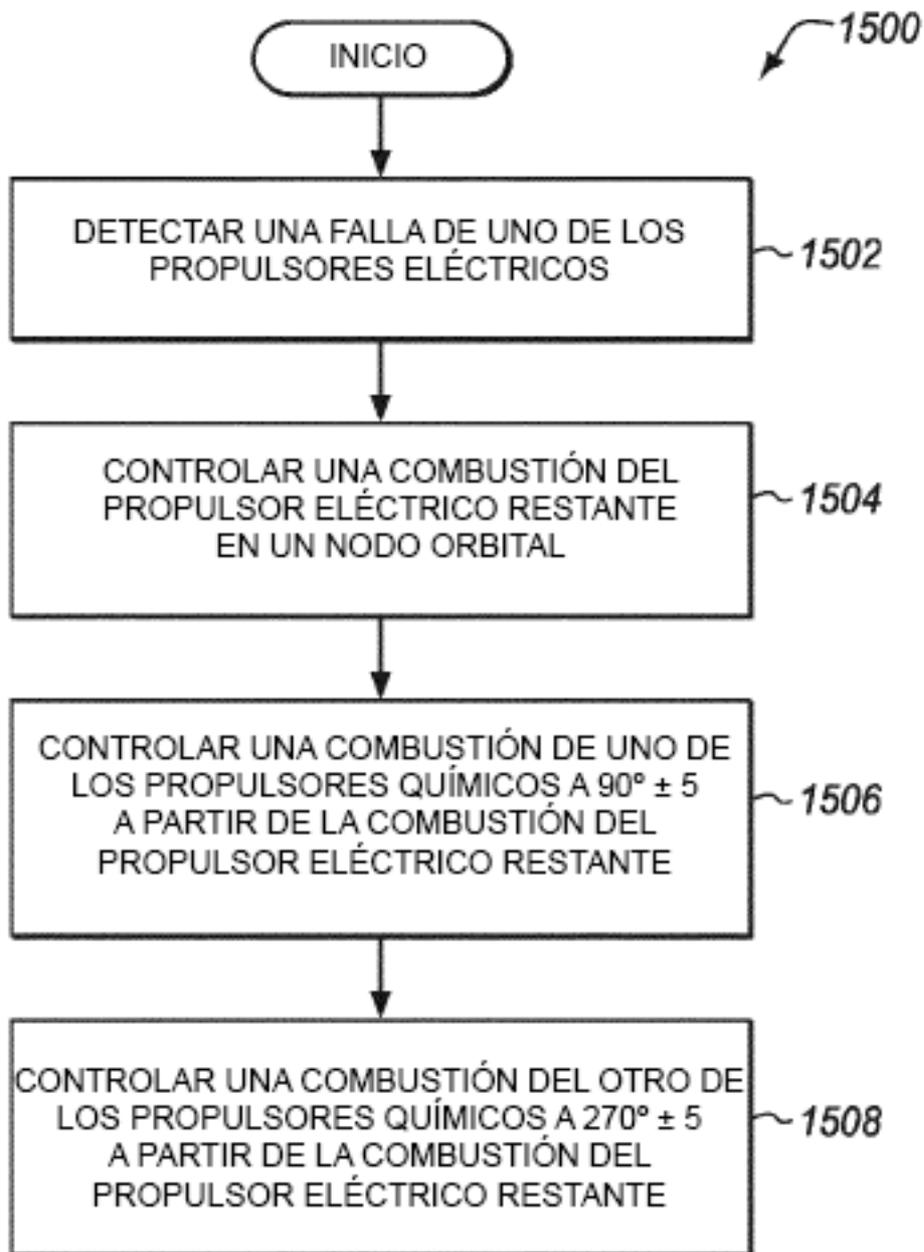


FIG. 15



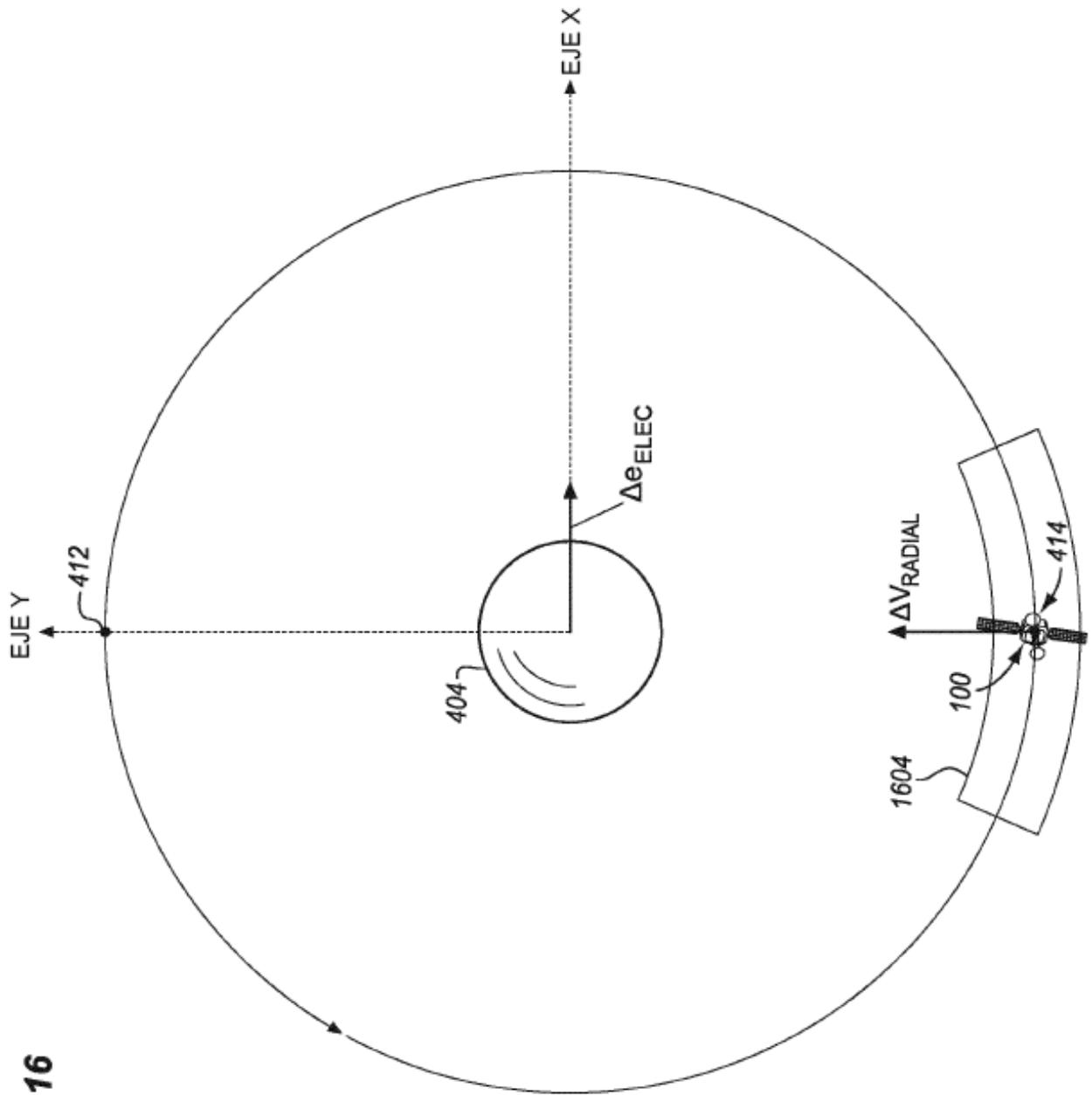


FIG. 16

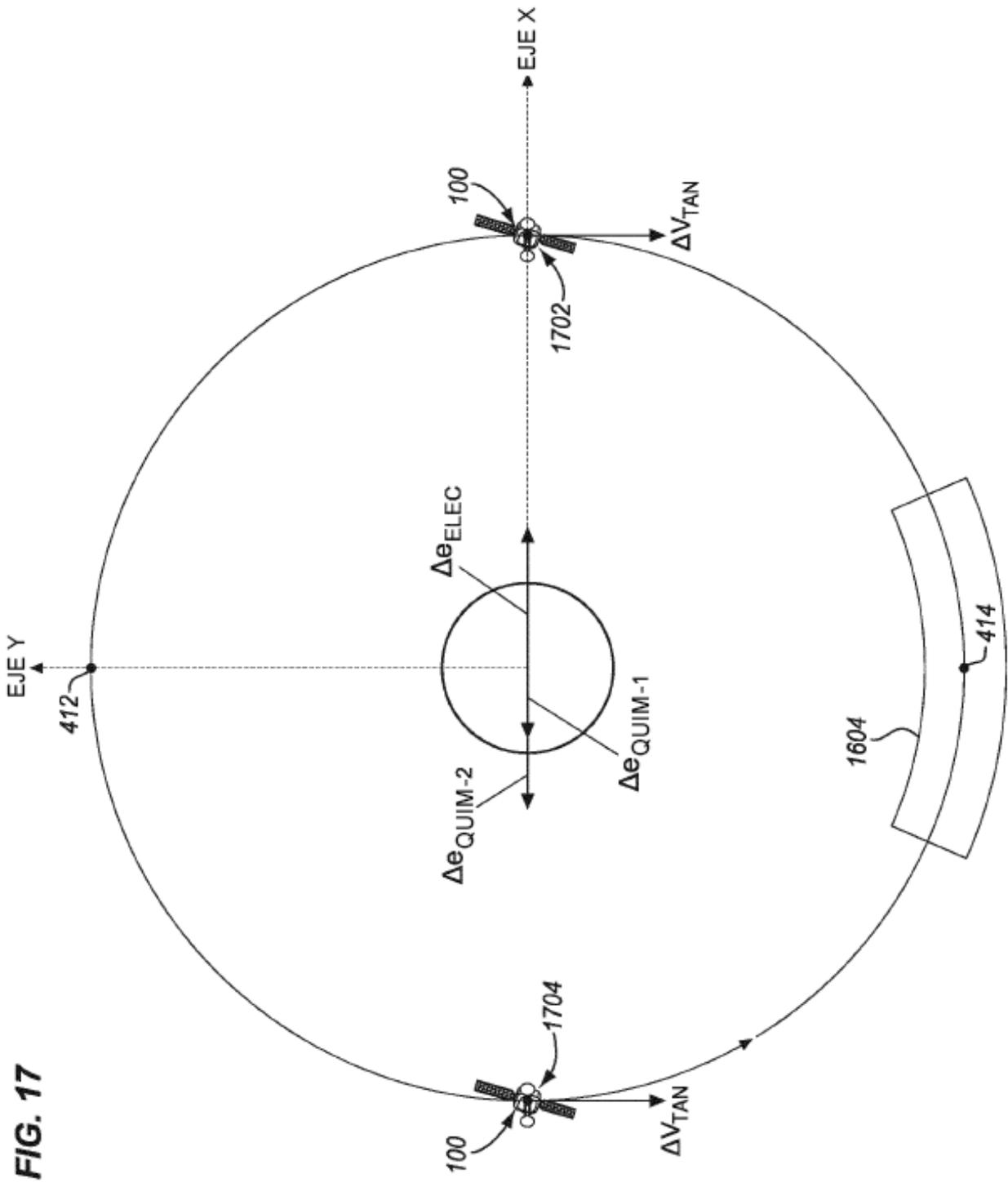
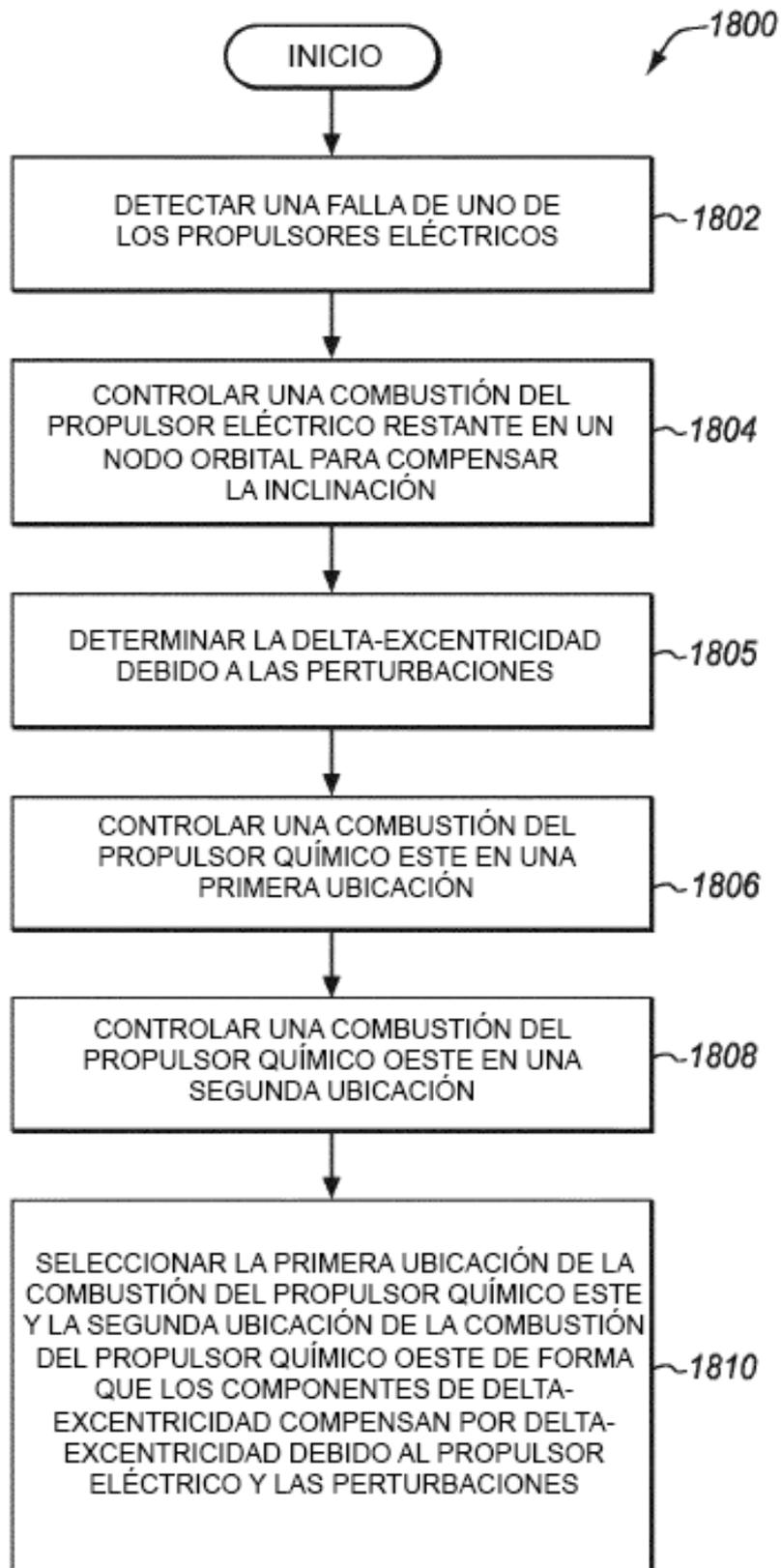


FIG. 17

FIG. 18



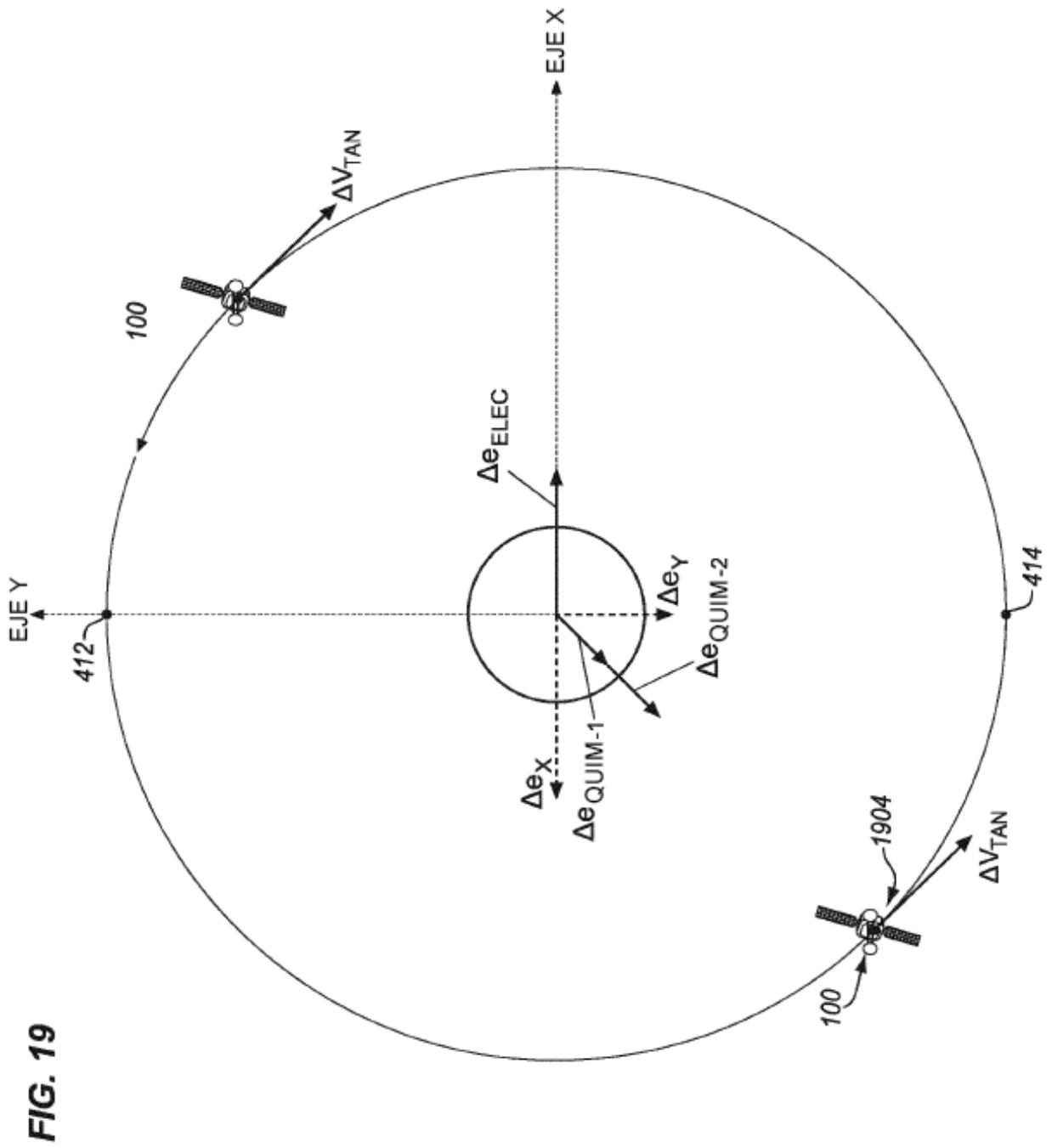


FIG. 19

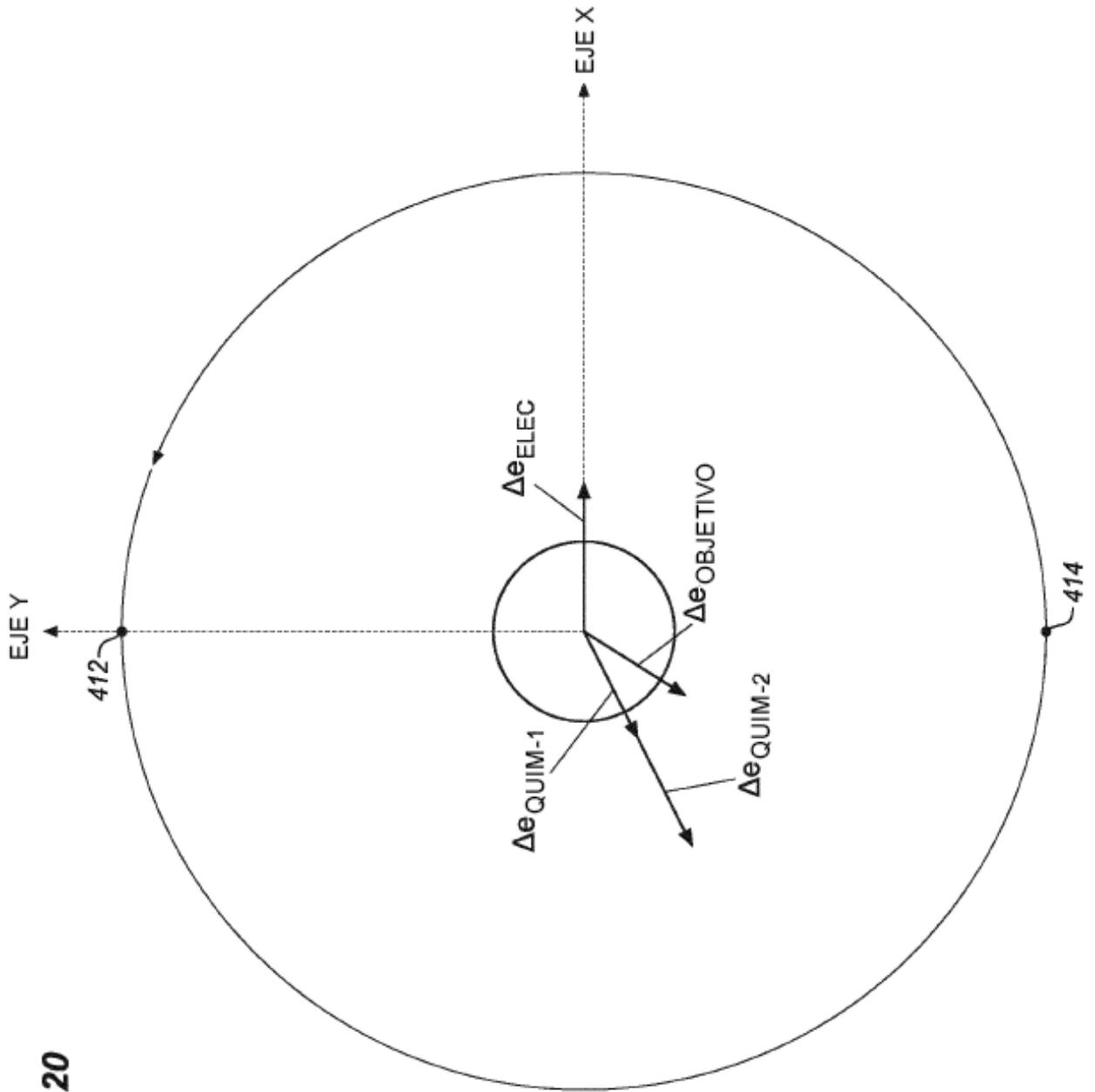


FIG. 20

