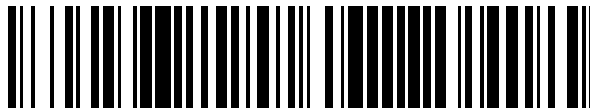


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 726 647**

51 Int. Cl.:

B64G 1/24 (2006.01)

G05D 1/08 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **20.05.2014 PCT/US2014/038733**

87 Fecha y número de publicación internacional: **27.11.2014 WO14189893**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **20.05.2014 E 14748001 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **20.02.2019 EP 2999630**

54 Título: **Control de excentricidad para satélites geosíncronos**

30 Prioridad:

20.05.2013 US 201361825436 P

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

08.10.2019

73 Titular/es:

**KRATOS INTEGRAL HOLDINGS, LLC. (100.0%)
10680 Treena Street, 6th Floor
San Diego, California 92131, US**

72 Inventor/es:

MAJER, VACLAV

74 Agente/Representante:

PONS ARIÑO, Ángel

ES 2 726 647 T3

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

DESCRIPCIÓN

Control de excentricidad para satélites geosíncronos

5 ANTECEDENTES

Campo de la invención

La presente invención se refiere a satélites geosíncronos, y más específicamente, a un control de excentricidad de un satélite geosíncrono.

Antecedentes

- La gestión de la degradación orbital de los satélites geosíncronos a lo largo del tiempo es un problema continuo. Debido a varias fuerzas externas, tales como las fuerzas ejercidas por el sol y la luna, es necesario corregir esta degradación para extender la vida útil de los satélites a un alcance máximo. Debido a que la vida útil de un satélite depende de la duración de su suministro de combustible, cualquier combustible ahorrado puede usarse para prolongar la vida útil del satélite.
- El documento WO2008118140 se refiere a un método para realizar el mantenimiento de la estación este-oeste para un satélite en una órbita sincrónica inclinada. El método incluye promediar un valor de una ascensión recta del nodo ascendente para un vector de inclinación asociado con el satélite durante un período del ciclo de control, y administrar correcciones para el satélite de manera que un vector de excentricidad, dirigido al perigeo, sea sustancialmente colineal con el vector de inclinación.

RESUMEN

La presente invención proporciona el control de excentricidad de un satélite geosíncrono.

- En una implementación, se describe un método de control de excentricidad para un satélite geosíncrono de acuerdo con la reivindicación 1. En las reivindicaciones dependientes se definen características ventajosas.
- En otra implementación, se describe un aparato para el control de excentricidad de un satélite geosíncrono de acuerdo con la reivindicación 7. En las reivindicaciones dependientes se definen características ventajosas.
- En una implementación adicional, se describe un medio de almacenamiento legible por ordenador no transitorio que almacena un programa de ordenador para el control de excentricidad de un satélite geosíncrono de acuerdo con la reivindicación 11.
- Otras características y ventajas de la presente invención resultarán más fácilmente evidentes para los expertos en la técnica después de consultar la siguiente descripción detallada y los dibujos adjuntos.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

- La FIG. 1 ilustra un satélite geosíncrono en comunicación con una estación base a través de una antena de estación base.
- La FIG. 2 es un diagrama de bloques funcional de un sistema informático configurado para proporcionar un control de excentricidad síncrona de excentricidad-inclinación-sol (HK) para un satélite geosíncrono en órbitas tanto ecuatoriales como inclinadas de acuerdo con una realización de la presente invención.
- La FIG. 3A ilustra un gráfico HK para el locus de control BOL eNSSK.
La FIG. 3B ilustra un gráfico HK para el locus de control BOL EISK.
La FIG. 4A ilustra un gráfico de autoridad de control para BOL eNSSK.
La FIG. 4B ilustra un gráfico de autoridad de control para BOL EISK.
La FIG. 5A ilustra un gráfico de límite de longitud para BOL eNSSK.
La FIG. 5B ilustra un gráfico de límite de longitud para BOL EISK.
La FIG. 6A ilustra una gráfica HK para el locus de control eNSSK de MOL, que es idéntica en tamaño y estructura al locus de BOL.
La FIG. 6B ilustra un gráfico HK para el locus de control MOL EISK.
La FIG. 7A ilustra un gráfico de autoridad de control para MOL eNSSK.
La FIG. 7B ilustra un gráfico de autoridad de control para MOL EISK.

La FIG. 8A ilustra un gráfico de límite de longitud para MOL eNSSK.

La FIG. 8B ilustra un gráfico de límite de longitud para MOL EISK.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

5

Como se describió anteriormente, la gestión de la degradación orbital de los satélites geosíncronos a lo largo del tiempo es un problema en curso, y es necesario corregir esta degradación para extender la vida útil de los satélites a un intervalo máximo. En consecuencia, lo que se necesita es una forma de proporcionar diseño e implementación de estrategias de control de excentricidad.

10

Ciertas implementaciones, como se describen en el presente documento, proporcionan el control de excentricidad síncrona de excentricidad-inclinación-sol (HK) para satélites geosíncronos en órbitas tanto ecuatoriales como inclinadas. Después de leer esta descripción, se hará evidente cómo implementar la invención en varias implementaciones y aplicaciones. Aunque se describirán varias implementaciones de la presente invención en el presente documento, se entiende que estas implementaciones se presentan solo a modo de ejemplo, y no de limitación. Como tal, esta descripción detallada de varias implementaciones no debe interpretarse como que limita el alcance o la amplitud de la presente invención.

15

Como se ilustra en la FIG. 1, un satélite geosíncrono 110 puede estar en comunicación con una o más estaciones de base 120 a través de las antenas de estación de base 130 y puede transmitir y recibir datos y recibir comandos operativos.

20

La FIG. 2 es un diagrama de bloques funcional de un sistema informático 200 configurado para proporcionar un control de excentricidad síncrona de excentricidad-inclinación-sol (HK) para un satélite geosíncrono en órbitas tanto ecuatoriales como inclinadas de acuerdo con una realización de la presente invención. En la realización ilustrada de la FIG. 2, una estación base 120 y/o el satélite geosíncrono 110 puede incluir un ordenador y/o unidad de procesador 200 que incluya un módulo 210 configurado para implementar el control síncrono de excentricidad-inclinación-sol de excentricidad de inclinación síncrona (EISK) y un módulo de transmisión/recepción 220 para la comunicación. De manera alternativa o adicional, el satélite geosíncrono 110 puede incluir un ordenador o unidad de procesador o módulo configurado para implementar el control síncrono de excentricidad-inclinación-sol de EISK.

25

30

Un escenario de órbita inclinada al comienzo de la vida (BOL) y un escenario de órbita ecuatorial en el medio de la vida (MOL) están sujetos a dos casos de control de excentricidad EISK. La primera instancia emula el control de excentricidad síncrona de mantenimiento de estación síncrona de nodos (eNSSK) mediante la implementación de EISK de excentricidad de sincronización síncrona de inclinación (EISK), mientras que la segunda instancia ofrece una alternativa de combustible mínima a la estrategia de compensación máxima. Por lo tanto, la primera instancia proporciona un control de compensación máxima (eNSSK), mientras que la segunda instancia proporciona un control de combustible mínimo (EISK). Los escenarios BOL demuestran que el control HK síncrono de nodo eNSSK puede representarse como un caso especial de EISK, y que el EISK configurado para un consumo mínimo de combustible ofrece ahorros de combustible significativos con respecto a la estrategia de compensación máxima. Los escenarios MOL demuestran que EISK ofrece una transición variable continua sin problemas y con un óptimo de combustible entre BOL y operaciones de órbita inclinada al final de la vida útil (EOL) y operaciones ecuatoriales MOL.

35

40

El término mantenimiento de la estación de nodo síncrono (NSSK) se refiere a un algoritmo de control de bucle abierto para el control de excentricidad en órbita inclinada geosíncrona, que solo aplica deltas de control ortogonales a la línea de órbita inclinada de los nodos. Por el contrario, el término EISK es un control de bucle cerrado que representa una desviación importante de NSSK.

45

En cuanto a cada uno de los espacios de control, longitud y deriva (LD), excentricidad (HK) e inclinación (PQ) de EISK, el paradigma del locus de control de la estación (SK) define un locus de elemento medio deseado controlado continuamente que es luego se traduce en la práctica por impulsos discretos de control. La LD es la fase en órbita del satélite y su tasa de cambio, la HK es la forma y orientación de la elipse de la órbita, y la PQ es la orientación del plano de la órbita en el espacio inercial. Los horarios de control y los loci de control están definidos por el operador.

50

En particular, el locus de control EISK HK es una elipse en el plano vectorial HK y las longitudes y orientaciones del centroide y el semieje de la elipse están definidas por el operador.

55

Por consiguiente, la función de mantenimiento de la estación gestiona seis elementos orbitales en tres pares: longitud y deriva (LD), trayectorias de excentricidad (HK) e inclinación (PQ). La LD es la fase en órbita del satélite y su tasa de cambio, la HK es la forma y orientación de la elipse de la órbita, y la PQ es la orientación del plano de la

60

órbita en el espacio inercial. Así, los elementos orbitales se definen de la siguiente manera:

$$H = E \cos(w+W);$$

$$K = E \sin(w+W);$$

5 w = argumento del perigeo;

E = magnitud de la excentricidad;

$$P = 2 \tan(I/2) \cos(W);$$

$$Q = 2 \tan(I/2) \sin(W);$$

I = magnitud de inclinación; y

10 W = ascensión recta del nodo ascendente de la órbita del satélite.

Un escenario de órbita inclinada BOL, sujeto a los controles de excentricidad eNSSK (control de compensación máxima) y EISK (control de combustible mínimo), se ilustra y describe con respecto a las Figs. 3A, 3B, 4A, 4B, 5A, 5B. El objetivo del escenario de órbita inclinada BOL es controlar el vector de excentricidad en relación con la inclinación de la órbita y la ascensión correcta de la perturbación de la excentricidad de la presión solar de tal manera que la longitud geodésica media de un satélite permanezca dentro de los 50 mdeg de su longitud de estación operativa deseada cuando el satélite se encuentra dentro de una latitud de 50 mdeg del ecuador. Estas simulaciones mantienen la longitud geodésica media (MGL) continuamente en la longitud de la estación para restringir el análisis a la gestión de la longitud geográfica de la oscilación a través del control de la excentricidad.

20 Los ajustes de configuración de BOL comunes a las dos instancias de control son los siguientes:

1) Condiciones iniciales

$$t_0 = 14,25 \cdot 365,25 \text{ (BOL 2nd Q 2014);}$$

25 $h_0 = 0$ (excentricidad inicial h)

$k_0 = 0$ (excentricidad inicial k)

2) DURACIÓN Y CALENDARIO

30 $T = [t_0 : t_0 + 366]$ (simulación de 1 año, paso diario);

$mP = 7$ (período de maniobra D&E, días);

$mS = [T(1) + mP : mP : T(\text{end})]$ (programa de maniobras D&E, días)

3) Definición de locus de control

35

$H = 0$ (centroide del locus de control ecc h , micros);

$K = 0$ (centroide del locus de control ecc k , micros);

$E = 350$ (eje semimayor del locus de control, micros);

$F = \text{control específico}$ (eje semimenor del locus de control, micros), donde $F = 0$ o 200;

40 $G = 350$ (radio de ECC no controlada, micros)

$W = 294$ (BOL raan, grados)

$i = 6$ (inclinación BOL, grados).

Las dos instancias se distinguen solo por el valor de F , el eje semimenor del locus de control. Es decir, cuando $F = 0$, se selecciona el control de compensación máxima (eNSSK), mientras que cuando $F = 200$, se selecciona el control de combustible mínimo EISK. El sol está aproximadamente en el equinoccio vernal ($ra_{Sun} = 10$ grados) en $t_0 = 2014,25$ (la fecha de inicio de simulación de BOL).

45

FIG. 3A ilustra un gráfico HK para el locus de control BOL eNSSK. En el ejemplo ilustrado de la FIG. 3A, la longitud media del locus de control BOL eNSSK es de 350 micros (el radio de excentricidad no controlada del vehículo - línea verde recta), y está centrada en el origen HK y alineada con el vector de inclinación de la órbita. También se muestran los deltas de control semanales (ortogonales al locus de control, en rojo), con un asterisco en el objetivo posterior a la maniobra $[h, k]$. Una maniobra de inicialización para adquirir el control es despreciablemente pequeña. Los segmentos de la costa de excentricidad no controlada entre maniobras se muestran en azul. Hay cuatro secuencias de maniobras ordenadas por tiempo: (1) salida desde el origen hacia el noroeste; (2) entrantes al origen desde el noroeste; (3) desde el origen hacia el sureste; y (4) entrantes al origen del sureste. Las maniobras en dirección norte y sur están ligeramente desfasadas, lo que hace que las maniobras aparezcan en pares aparentes. Las maniobras de cada par aparente están separadas por 26 semanas y una magnitud mínima en el centroide del locus de control y una semana de diferencia y una magnitud máxima en los polos del locus de control.

50

55

60

FIG. 3B ilustra un gráfico HK para el locus de control BOL EISK. En el ejemplo ilustrado de la FIG. 3B, el locus de control EISK es una elipse verde que tiene un eje semimayor de 350 micros alineados con el vector de inclinación de la órbita y un eje semi menor de 200 micros. El centroide de la elipse está en el origen HK. Los deltas de control semanales se intersectan con el locus del objetivo verde en un ángulo continuamente variable, se muestran en rojo y tienen un asterisco rojo en el objetivo posterior a la maniobra $[h, k]$. Las magnitudes de maniobra son mínimas cuando el sol está alineado con el eje menor del lugar de control y máxima cuando el sol está alineado con el eje mayor del lugar de control. Los segmentos de la costa de excentricidad no controlada entre maniobras se muestran en azul. La secuencia de maniobras comienza con una gran maniobra de inicialización a $[h, k] \sim (200, 50)$ y luego sigue al sol a lo largo del locus del objetivo verde.

FIG. 4A ilustra un gráfico de autoridad de control para BOL eNSSK. En el ejemplo ilustrado de la FIG. 4A, la magnitud de corrección (ΔE) continua y discreta eNSSK anual de las autoridades de control de excentricidad de son -1400 micros, con una autoridad ΔE media semanal de maniobra de -27 micros/maniobra. Las magnitudes de maniobra son mínimas cuando el vector solar es ortogonal al locus objetivo y máxima cuando el vector solar está alineado con el locus objetivo.

FIG. 4B ilustra un gráfico de autoridad de control para BOL EISK. En el ejemplo ilustrado de la FIG. 4B, las autoridades de control de excentricidad ΔE de EISK continuas y discretas anuales acumuladas son -600 micros, con una autoridad ΔE media semanal de maniobra de 11,5 micros/maniobra. Las magnitudes de maniobra son mínimas cuando el vector solar es ortogonal al eje menor del locus objetivo y máxima cuando el vector solar está alineado con el eje mayor del locus objetivo. El índice de demanda de la autoridad de control EISK/eNSSK ΔE es del 43 %.

FIG. 5A ilustra un gráfico de límite de longitud para BOL eNSSK. En el ejemplo ilustrado de la FIG. 5A, la traza azul registra la salida de longitud máxima diaria desde la estación durante el año BOL. Las salidas máximas para el control eNSSK se encuentran entre 158 mdeg y 190 mdeg. La traza roja marca el límite de salida de longitud de 50 mdeg para latitudes de vehículos dentro de los 50 mdeg del ecuador. La traza verde registra la salida de longitud máxima diaria para latitudes dentro de 50 mdeg del ecuador. El control eNSSK mantiene las salidas diarias de longitud máxima desde la estación para las latitudes cercanas al ecuador a ~ 3 mdeg, proporcionando un margen de control MGL de -47 mdeg durante todo el año.

La FIG. 5B ilustra un gráfico de límite de longitud para BOL EISK. En el ejemplo ilustrado de la FIG. 5B, las salidas máximas diarias de EISK en todas las latitudes (en azul) están entre 178 mdeg y 190 mdeg, coincidiendo el límite superior con el del control eNSSK. Las salidas máximas diarias para latitudes por debajo del límite de latitud de 50 mdeg [verde] están entre 3 mdeg y 23 mdeg, lo que proporciona un margen de control MGL de al menos 27 mdeg durante todo el año.

En conclusión, con respecto al control de excentricidad BOL, el control de compensación eNSSK max (según lo configurado para este escenario de órbita inclinada BOL) proporciona un margen de control de MGL de 47 mdeg durante todo el año, que es casi todo el radio de intervalo de longitud. Un margen de control MGL típico para una ranura de 50 mdeg es de 25 mdeg o menos. La demanda anual de la autoridad de control de excentricidad del control eNSSK es de 1400 micros. Además, el control de combustible mínimo EISK (según lo configurado para este escenario de órbita inclinada BOL) proporciona al menos un margen de control MGL de 27 mdeg para la ranura de radio de 50 mdeg. La demanda anual de control de excentricidad del control es de 600 micros, 43 % de la demanda de eNSSK. Disminuir el eje semimenor de EISK de 200 micros a 100 micros incrementa el margen de control MGL mínimo durante todo el año de 27 mdeg a 35 mdeg al costo de aumentar la demanda de la autoridad de control de excentricidad de 600 micros a 1000 micros, 71 % de la demanda de eNSSK.

Un escenario de órbita ecuatorial MOL sujeto a los controles de excentricidad eNSSK (control de compensación máxima) y EISK (control de combustible mínimo) se ilustra y describe con respecto a las FIGS. 6A, 6B, 7A, 7B, 8A, 8B. Aunque eNSSK no está diseñado para operaciones de órbita ecuatorial, es interesante comparar su rendimiento con EISK configurado para operaciones ecuatoriales de control de excentricidad síncrona solar estándar. El objetivo es controlar el vector de excentricidad en relación con la ascensión correcta de la perturbación de la excentricidad de la presión solar de tal manera que la longitud geodésica siempre permanezca dentro de los 50 mdeg de longitud de la estación. Estas simulaciones mantienen la longitud geodésica media (MGL) continuamente en la longitud de la estación para restringir el análisis a la gestión de la longitud geográfica de la oscilación a través del control de la excentricidad.

Los ajustes de configuración de MOL comunes a las dos instancias de control son los siguientes:

1) Condiciones iniciales

t0=21,75*365,25 (MOL 3rd Q 2021);
 h0=0 (excentricidad inicial h)
 k0=0 (excentricidad inicial k)

5

2) DURACIÓN Y CALENDARIO

T=[t0:1:t0+366] (simulación de 1 año, paso diario);
 mP=7 (periodo de maniobra D&E, días);

10 mS=[T(1)+mP:mP:T(end)] (programa de maniobras D&E, días)

3) Definición de locus de control

H=0 (centroide del locus de control ecc h, micros);
 15 K=0 (centroide del locus de control ecc k, micros);
 E = *control específico* (eje semimayor del locus de control);
 F = *control específico* (eje semimenor del locus de control);
 G=350 (radio de ECC no controlada, micros)

20 W=0 (MOL raan, grados);
 i=0,100 (inclinación MOL, grados).

La inclinación MOL representa una falla cercana al origen del vector de inclinación por 100 mdeg en la dirección del equinoccio vernal. Los dos controles se distinguen solo por los valores de E y F, los semiejes del locus de control. En un caso para el control de compensación máxima de eNSSK, E=350 y F=0. En un caso para el radio circular de control sincrónico del sol mínimo de EISK, E=200 y F=200. El sol se encuentra aproximadamente en el equinoccio de otoño (raSun = 190 grados) a t0=2021,75, la fecha de inicio de la simulación MOL.

30 FIG. 6A ilustra una gráfica HK para el locus de control eNSSK de MOL, que es idéntica en tamaño y estructura al locus de BOL. En el ejemplo ilustrado de la FIG. 6A, el locus eNSSK MOL se gira para mantener la alineación con la línea MOL de los nodos de órbita, con una excentricidad máxima de 350 micros en los polos del eje y una mínima excentricidad de 0 micros en el centroide del eje.

35 FIG. 6B ilustra un gráfico HK para el locus de control MOL EISK. En el ejemplo ilustrado de la FIG. 6B, el locus EISK MOL es circular con un radio de 200 micros, que corresponde al eje semimenor de la elipse BOL EISK. El eje semieje mayor de MOL se ha reducido del valor máximo descontrolado de 350 micros a 200 micros de acuerdo con la estrategia síncrona solar circular.

40 FIG. 7A ilustra un gráfico de autoridad de control para MOL eNSSK. En el ejemplo ilustrado de la FIG. 7A, las autoridades de control de la excentricidad de ΔE de MOL eNSSK anuales acumulativas y continuas son idénticas al valor de BOL, -1400 micros, con una autoridad ΔE media semanal de maniobra de -27 micros/maniobra.

45 FIG. 7B ilustra un gráfico de autoridad de control para MOL EISK. En el ejemplo ilustrado de la FIG. 7B, las autoridades de control de excentricidad ΔE de EISK continuas y discretas anuales acumuladas se incrementan a ~950 micros desde los valores de BOL, con una autoridad ΔE media semanal de maniobra de -18 micros/maniobra. El índice de demanda de la autoridad de control EISK/eNSSK ΔE es del 68 %. Pero dado que eNSSK no está diseñado para operaciones ecuatoriales, la estadística relevante para la comparación es la relación de demanda de control EISK.MOL/EISK.BOL de 950/600 = 1,58. El control de la órbita ecuatorial MOL circular, sincrónica al sol, cuesta un 58 % más que el control de la órbita inclinada BOL excéntrico del que desciende.

50 FIG. 8A ilustra un gráfico de límite de longitud para MOL eNSSK. Haciendo referencia a la FIG. 8A, aunque no está diseñado para operaciones ecuatoriales, eNSSK proporciona 10 mdeg de margen de control MGL, como lo ilustra la traza azul, dentro del radio de control de longitud de 50 mdeg durante todo el año. Las salidas de longitud máxima para latitudes por debajo de 50 mdeg, como lo ilustra la traza verde, no son relevantes para las operaciones ecuatoriales.

55

FIG. 8B ilustra un gráfico de límite de longitud para MOL EISK. En el ejemplo ilustrado de la FIG. 8B, EISK está configurado como mantenimiento de la estación sincrónica solar circular (SSSK) y proporciona 27 mdeg de margen de control de MGL durante todo el año, idéntico al margen de control de todo el año de EISK BOL.

60 En conclusión, con respecto al control de excentricidad MOL, el control de compensación eNSSK max proporciona

10 mdeg de margen de control MGL durante todo el año. El margen es pequeño, pero de hecho podría ser soportado por el algoritmo de control MGL de estación larga/deriva con un período de maniobra de 7 días en estaciones de longitud para las cuales la triaxialidad es menor que, por ejemplo, 0,75 mdeg/día² en magnitud. El control síncrono del sol de combustible mínimo de EISK, configurado para este escenario de órbita ecuatorial MOL, proporciona un mínimo de 27 mdeg de margen de radio de control MGL durante todo el año para la ranura del radio de 50 mdeg. La autoridad de excentricidad anual exigida por el control es de 950 micros, un 58 % más que la demanda de su control BOL EISK. La reducción de los semiejes del locus de control sincrónico solar circular de EISK de 200 a 100 microscopios aumenta el margen de control de MGL mínimo durante todo el año de 25 mdeg a 32,5 mdeg, lo que incrementa la demanda de la autoridad de control de excentricidad de 950 a 1250 micros, un aumento del 32 % sobre la demanda de la autoridad de control para el radio de control sincrónico de 200 micros del sol.

Como se indicó anteriormente, el control de excentricidad de NSSK para operaciones de órbita inclinada se puede instanciar como un caso especial de valor límite de control síncrono de excentricidad-inclinación-sol de EISK. NSSK se puede emular como EISK configurado con el eje semimayor del locus de control alineado con la línea de órbita de los nodos y que tenga una magnitud igual al radio de excentricidad natural (no controlado) del satélite, y con el eje semimenor del locus de control totalmente controlado a la magnitud cero. Relajando el control de compensación máxima para operaciones inclinadas para admitir una magnitud de eje semimenor proporcional al radio de control síncrono solar que se usaría para operaciones ecuatoriales con el mismo vehículo ofrece un ahorro significativo de demanda de autoridad de control sin comprometer el control MGL para BOL a MOL y para MOL a operaciones de órbita inclinada EOL.

Las operaciones sincrónicas de sol ecuatorial de MOL se pueden lograr sin interrupciones de las operaciones inclinadas de BOL mediante la reducción anual del eje semimayor de EISK de su valor máximo descontrolado de BOL al radio sincrónico de MOL mientras se mantiene el eje semimenor en el sol de MOL síncrono radio a lo largo. La evolución de MOL a EOL de la magnitud del eje semimayor haría que los valores del eje semi mayor de BOL a MOL retrocedieran en orden ascendente. La optimización de la progresión anual de las magnitudes de semieje mayor de EISK puede reducir a la mitad la carga de combustible del control de excentricidad para una vida útil fija del vehículo, o alternativamente, duplicar la vida útil del combustible de excentricidad para una carga de combustible fija en relación con la línea base de NSSK.

La descripción anterior de las implementaciones descritas se proporciona para permitir que cualquier experto en la técnica realice o use la invención. Varias modificaciones a estas implementaciones serán fácilmente evidentes para los expertos en la técnica, y los principios genéricos descritos en este documento pueden aplicarse a otras implementaciones sin apartarse del alcance de la invención. Por consiguiente, implementaciones y variaciones adicionales también están dentro del alcance de la invención. Por ejemplo, aunque las implementaciones discutidas anteriormente se enfocan en cancelar la señal de interferencia, los sistemas y técnicas de reducción de la interferencia con retroalimentación de envolvente se pueden usar para permitir cancelar cada señal individualmente, de modo que ambas señales puedan procesarse permitiendo un proceso de portador dual ciego maximice el rendimiento de los datos en un sistema de RF, o para permitir caracterizar y capturar, pero no cancele la señal de interferencia para el análisis en tiempo real o posterior al proceso. Además, debe entenderse que la descripción y los dibujos presentados en este documento son representativos de la materia que está ampliamente contemplada por la presente invención. Además, se entiende que el alcance de la presente invención abarca completamente otras implementaciones que pueden resultar obvias para los expertos en la técnica y que, por lo tanto, el alcance de la presente invención está limitado por nada más que las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un método de control de excentricidad para un satélite geosíncrono que tiene una órbita geosíncrona con una línea de órbita de nodos, comprendiendo el procedimiento:
- 5 establecer un cronograma para el control de excentricidad de la órbita geosíncrona utilizando una elipse de vector de excentricidad bidimensional que describe los componentes del vector de excentricidad objetivo durante un período anual, cada uno de los componentes del vector de excentricidad indica una magnitud y dirección para los vectores de excentricidad de la órbita geosíncrona;
- 10 definir una pluralidad de parámetros para la elipse del vector de excentricidad bidimensional que incluye un centroide para un locus de control, donde el locus de control define los componentes del vector de excentricidad objetivo para la elipse del vector de excentricidad en el espacio bidimensional, y
- 15 un eje semimayor y un eje semimenor del lugar de control que determinan una forma elíptica de la elipse del vector de excentricidad bidimensional, alineándose el eje semimayor del lugar de control con la línea de órbita de los nodos y teniendo una longitud máxima igual a una excentricidad incontrolada natural máxima de la órbita geosíncrona, teniendo el eje semimenor una longitud distinta de cero menor que la longitud del eje semimayor; y
- 20 transmitir comandos operacionales al satélite geosíncrono para el control de la excentricidad basado en el programa y la elipse del vector de excentricidad bidimensional, donde los comandos operacionales definen las maniobras y la maniobra de la excentricidad incontrolada entre maniobras para mantener una longitud geodésica del satélite geosíncrono dentro de una distancia predefinida desde una longitud de estación.
- 25 2. El método de acuerdo con la reivindicación 1, donde la distancia predefinida es de 50 miligrados.
3. El método de acuerdo con la reivindicación 1, donde el control de excentricidad es un control síncrono de excentricidad-inclinación-sol.
- 30 4. El método de acuerdo con la reivindicación 1, donde la pluralidad de parámetros comprende elementos de configuración [h, k] del centroide a cero micros.
5. El método de acuerdo con la reivindicación 1, donde la definición de la pluralidad de parámetros
- 35 comprende establecer el eje semimayor del locus de control en 350 micros y un eje semimenor del locus de control en 200 micros para un control de combustible mínimo.
6. El método de acuerdo con la reivindicación 1, donde la longitud geodésica del satélite geosíncrono se mantiene dentro de una distancia predefinida de la longitud de la estación para un rango específico de latitudes casi
- 40 ecuatoriales.
7. Un aparato para el control de excentricidad de un satélite geosíncrono que tiene una órbita geosíncrona con una línea de órbita de nodos, comprendiendo el aparato:
- 45 medios configurados para establecer un cronograma para el control de excentricidad de la órbita geosíncrona utilizando una elipse de vector de excentricidad bidimensional que describe los componentes del vector de excentricidad objetivo durante un período anual, cada uno de los componentes del vector de excentricidad indica una magnitud y dirección para los vectores de excentricidad de la órbita geosíncrona;
- 50 medios configurados para definir una pluralidad de parámetros para la excentricidad bidimensional elipse del vector que incluye un centroide para un locus de control, donde el locus de control define los componentes del vector de excentricidad objetivo para la elipse del vector de excentricidad en el espacio bidimensional, y
- 55 un eje semimayor y un eje semimenor del lugar de control que determinan una forma elíptica de la elipse del vector de excentricidad bidimensional, alineándose el eje semimayor del lugar de control con la línea de órbita de los nodos y teniendo una longitud máxima igual a una excentricidad incontrolada natural máxima de la órbita geosíncrona, teniendo el eje semimenor una longitud distinta de cero menor que la longitud del eje semimayor; y
- 60

medios configurados para transmitir comandos operacionales al satélite geosíncrono para el control de la excentricidad basado en el programa y la elipse del vector de excentricidad bidimensional, definiendo los comandos operacionales las maniobras y la maniobra de la excentricidad incontrolada entre maniobras para mantener una longitud geodésica del satélite geosíncrono dentro de una distancia predefinida desde una longitud de estación.

5

8. El aparato de acuerdo con la reivindicación 7, donde los medios para definir la pluralidad de parámetros comprenden medios para configurar elementos [h,k] del centroide a cero micros.

9. El aparato de acuerdo con la reivindicación 8, donde los medios para definir la pluralidad de parámetros comprenden medios para establecer el eje semimayor a 350 micros y el eje semimenor a 200 micros para un control de combustible mínimo.

10

10. El aparato de acuerdo con la reivindicación 8, donde la longitud geodésica del satélite geosíncrono se mantiene dentro de una distancia predefinida de la longitud de la estación para un rango específico de latitudes casi ecuatoriales.

15

11. Un medio de almacenamiento legible por ordenador no transitorio que almacena un programa de ordenador para el control de excentricidad de un satélite geosíncrono que tiene una órbita geosíncrona con una línea de órbita de nodos, el programa que comprende instrucciones ejecutables que causan que una computadora (200) incluya un módulo de transmisión/recepción (220) a:

20

establecer un cronograma para el control de excentricidad de la órbita geosíncrona utilizando una elipse de vector de excentricidad bidimensional que describe los componentes del vector de excentricidad objetivo durante un período anual, cada uno de los componentes del vector de excentricidad indica una magnitud y dirección para los vectores de excentricidad de la órbita geosíncrona;

25

definir una pluralidad de parámetros para la elipse del vector de excentricidad bidimensional que incluye un centroide para un locus de control, donde el locus de control define los componentes del vector de excentricidad objetivo para la elipse del vector de excentricidad en el espacio bidimensional,

30

un eje semimayor y un eje semimenor del lugar de control que determinan una forma elíptica de la elipse del vector de excentricidad bidimensional, alineándose el eje semimayor del lugar de control con la línea de órbita de los nodos y teniendo una longitud máxima igual a una excentricidad incontrolada natural máxima de la órbita geosíncrona, teniendo el eje semimenor una longitud distinta de cero menor que la longitud del eje semimayor; y

35

transmitir comandos operacionales al satélite geosíncrono para el control de la excentricidad basado en el programa y la elipse del vector de excentricidad bidimensional, donde los comandos operacionales definen las maniobras y la maniobra de la excentricidad incontrolada entre maniobras para mantener una longitud geodésica del satélite geosíncrono dentro de una distancia predefinida desde una longitud de estación.

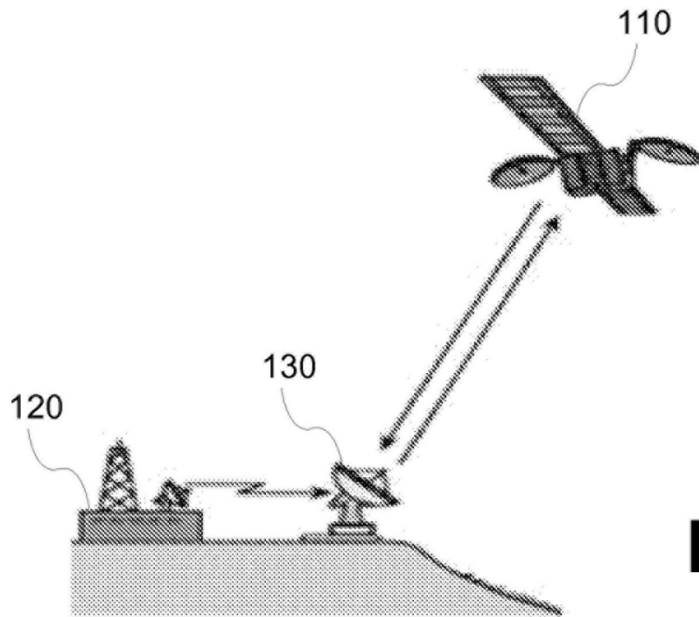


FIG. 1

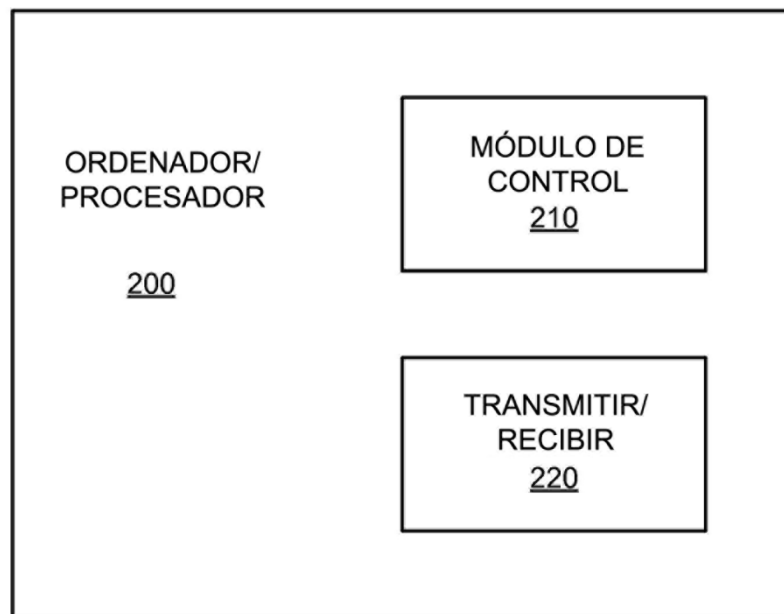


FIG. 2

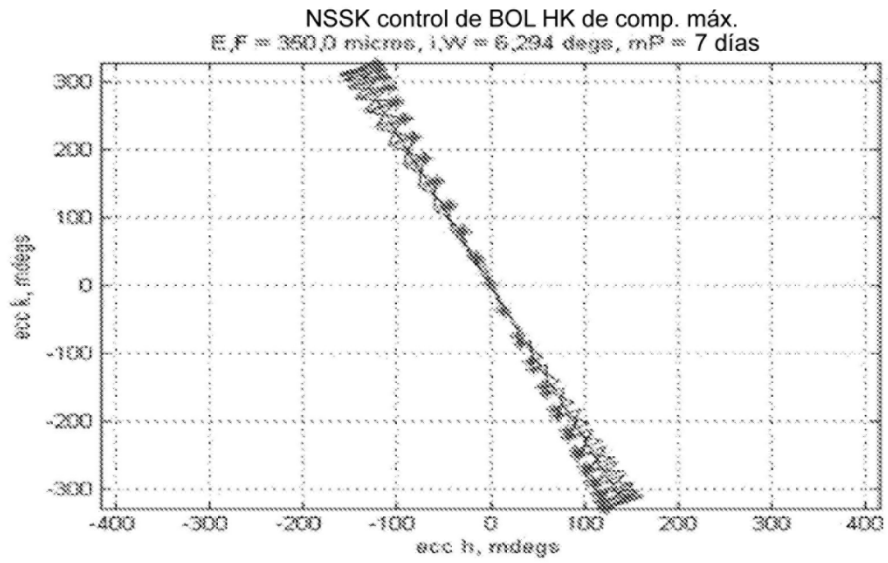


FIG. 3A

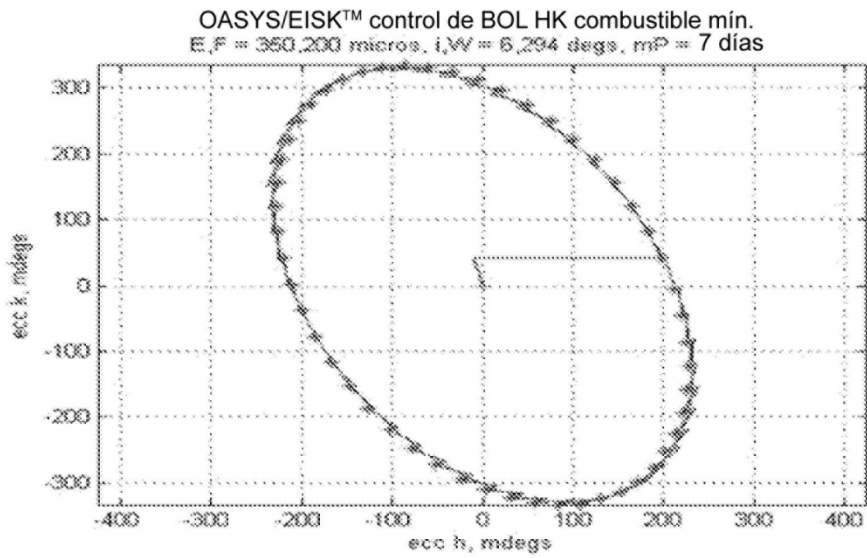


FIG. 3B

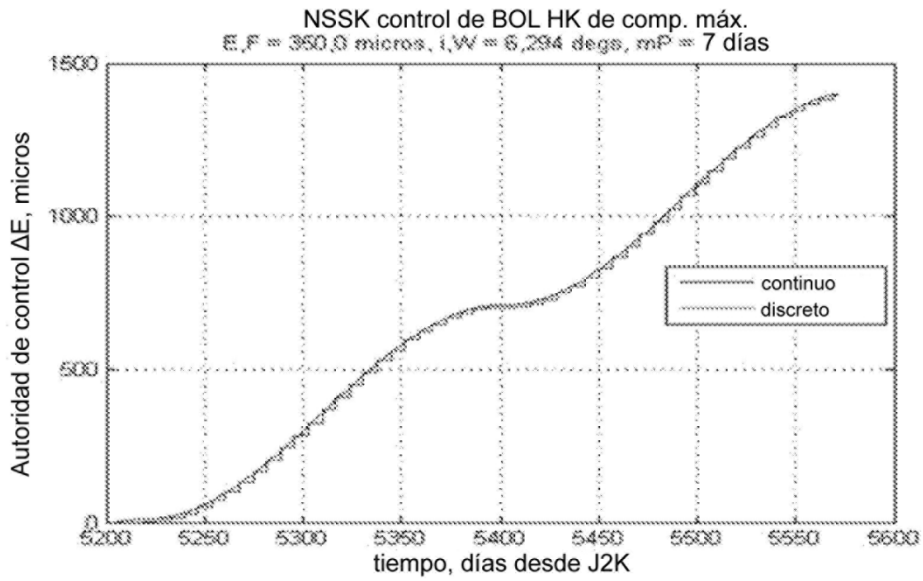


FIG. 4A

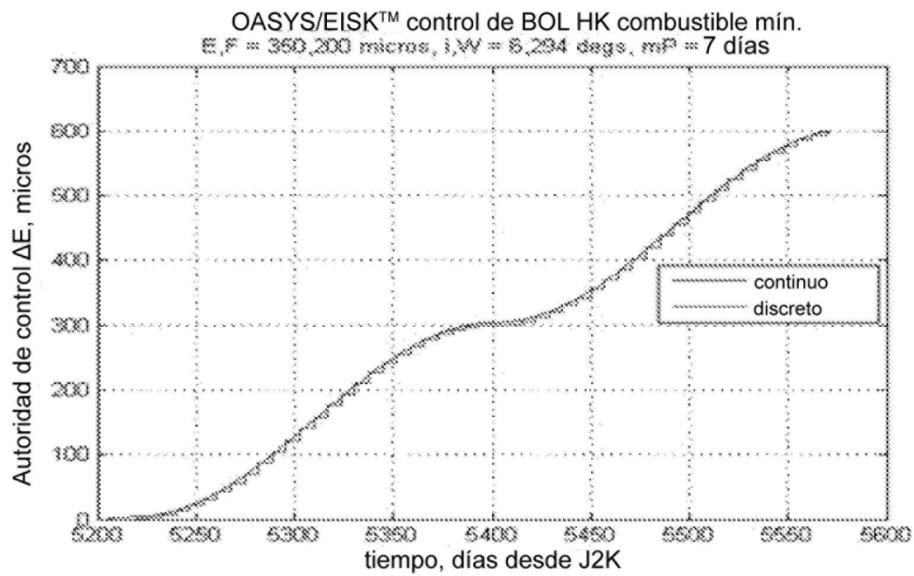


FIG. 4B

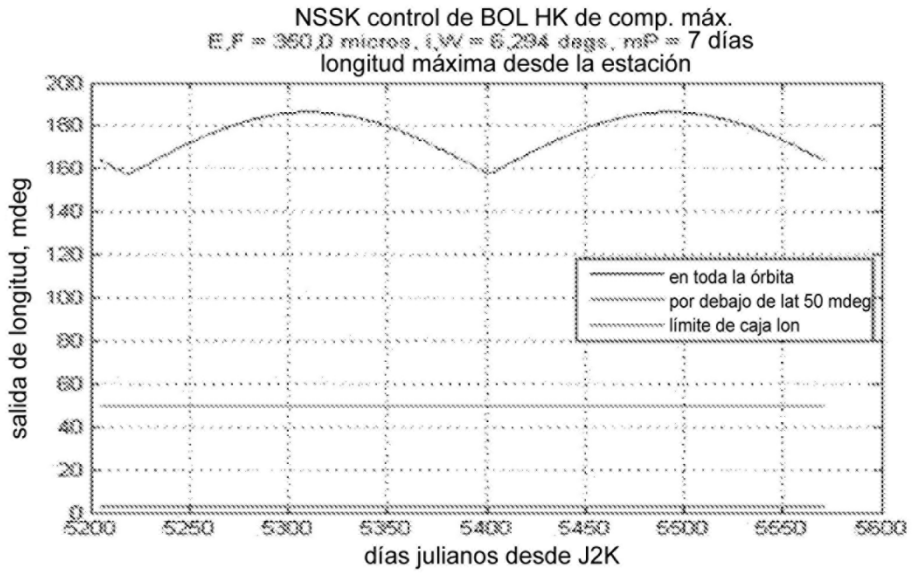


FIG. 5A

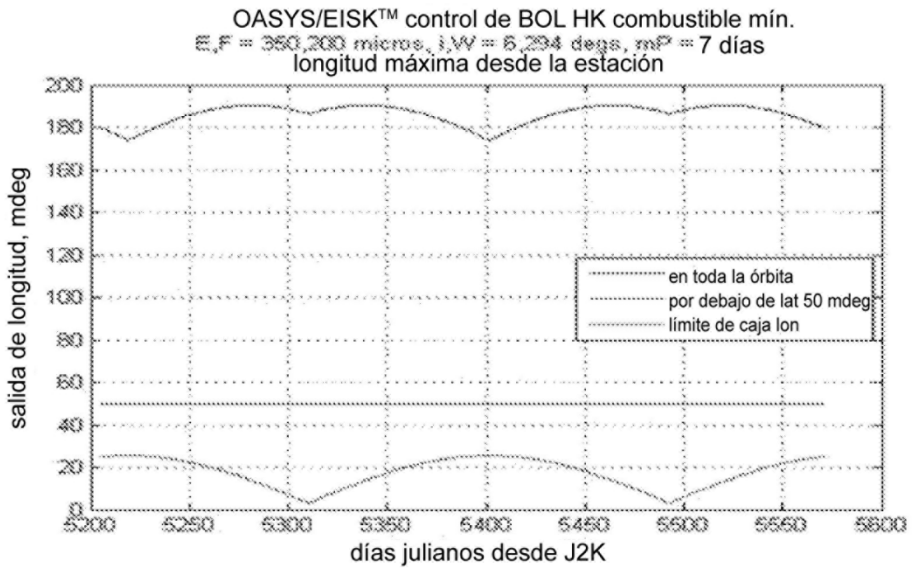


FIG. 5B

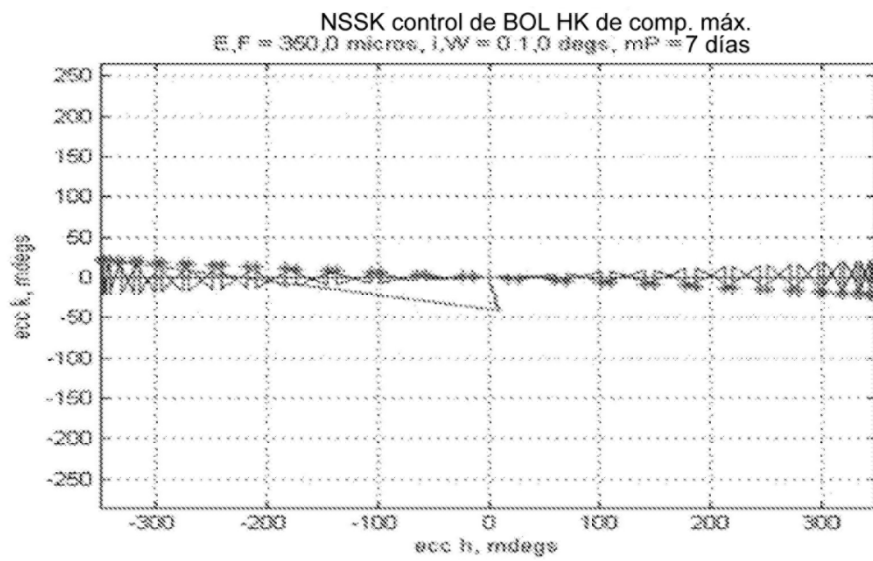


FIG. 6A

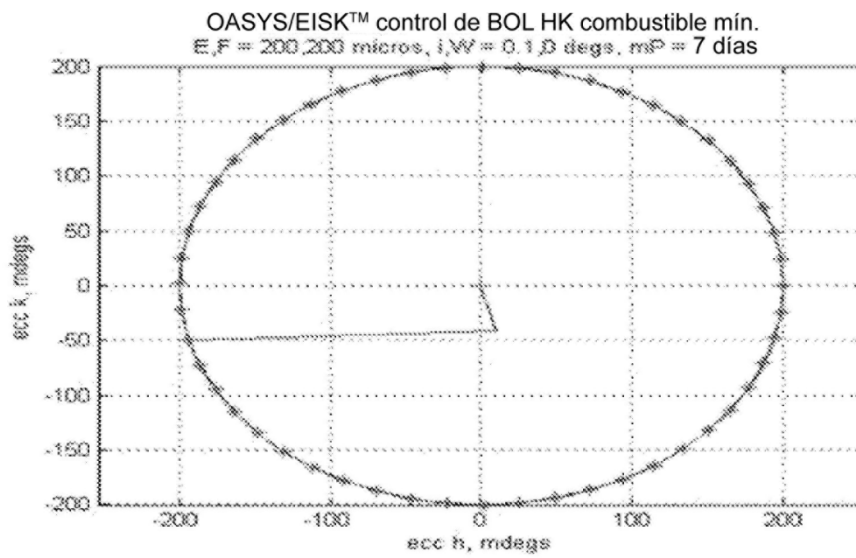


FIG. 6B

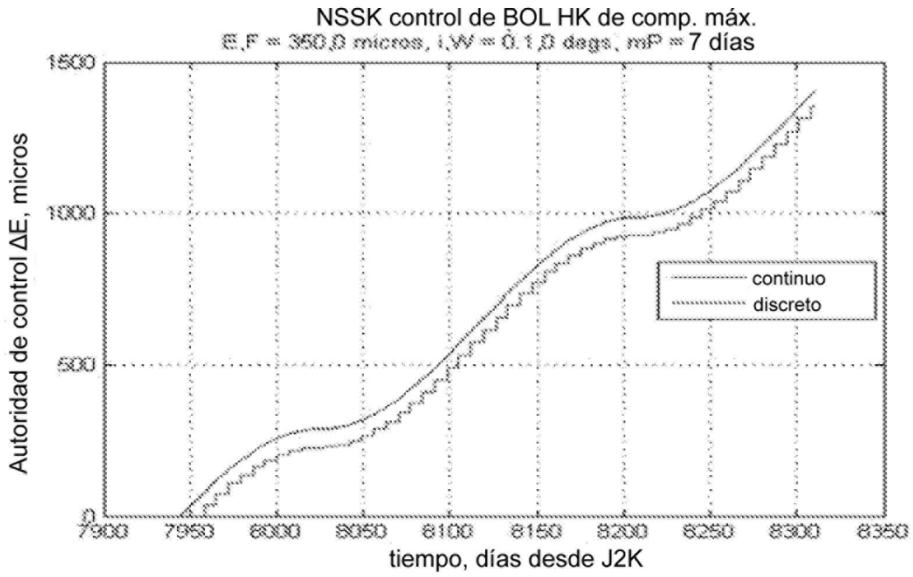


FIG. 7A

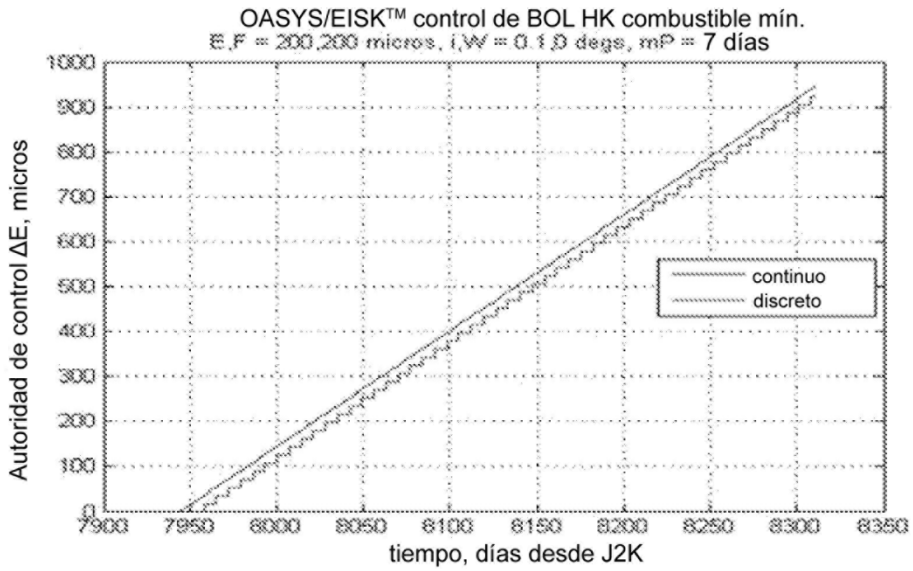


FIG. 7B

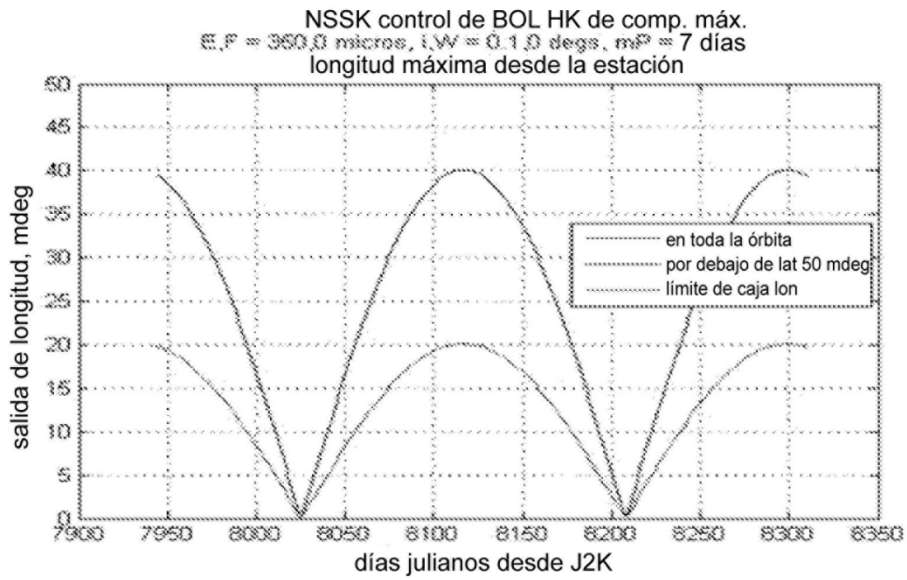


FIG. 8A

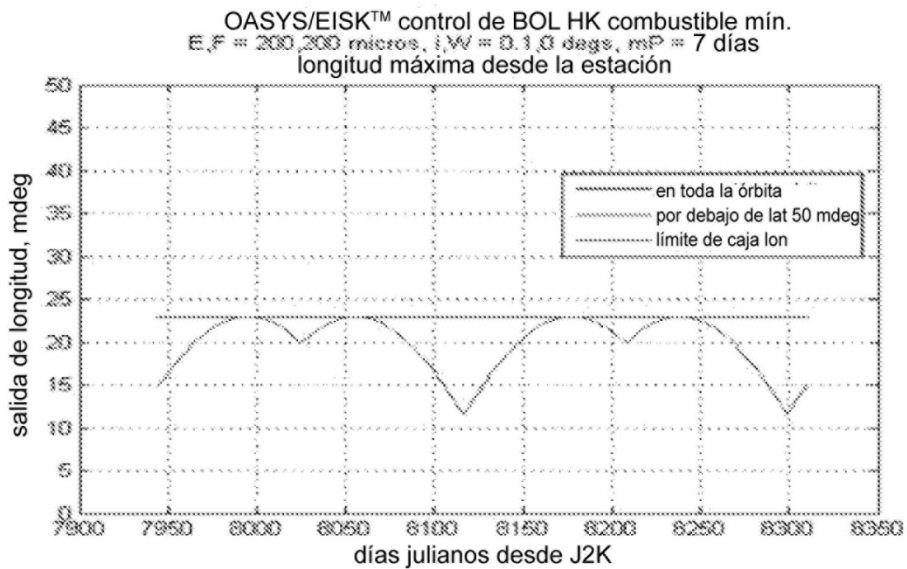


FIG. 8B