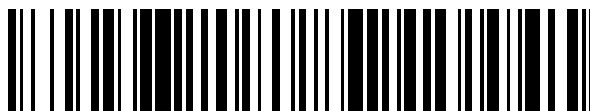


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 538 093**

51 Int. Cl.:

B64G 1/24

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **17.10.2012** **E 12188770 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **04.03.2015** **EP 2586711**

54 Título: **Procedimiento y sistema de control de un conjunto de al menos dos satélites adaptados para prestar un servicio**

30 Prioridad:

28.10.2011 FR 1103290

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
17.06.2015

73 Titular/es:

THALES (100.0%)
45, rue de Villiers
92200 Neuilly Sur Seine, FR

72 Inventor/es:

SAINCT, HERVÉ;
AMALRIC, JOËL;
BASSALER, PIERRE y
ROSER, XAVIER

74 Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 538 093 T3

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

DESCRIPCIÓN

Procedimiento y sistema de control de un conjunto de al menos dos satélites adaptados para prestar un servicio

La presente invención se refiere a un procedimiento de control de un conjunto de al menos dos satélites adaptados para prestar un servicio implementado por al menos una parte del conjunto de dichos satélites en un instante dado.

- 5 El servicio prestado por el conjunto de satélites puede, por ejemplo, ser un servicio de comunicación o de observación.

Se conocen unos sistemas de control de un conjunto de satélites, a menudo llamado flota de satélites cuando se lanzan en una misma órbita o en órbitas que comparten algunos parámetros orbitales. Dicho sistema de control se conoce por el documento US 7 720 604 B1.

- 10 Un satélite artificial es un objeto fabricado por el hombre, enviado al espacio por medio de una lanzadera y que gravita alrededor de un planeta o de un satélite natural como la Luna. La velocidad que imprime el cohete al satélite le permite mantenerse prácticamente de forma indefinida en el espacio describiendo una órbita alrededor del cuerpo celeste. Esta, definida en función de la misión del satélite, puede adoptar diferentes formas: heliosíncrona, geoestacionaria, elíptica, circular,... y situarse a altitudes más o menos elevadas clasificadas como órbita baja, media, alta o elíptica...

- 15 Un satélite artificial se compone de una carga útil, definida específicamente para la misión que debe cumplir, y de una plataforma a menudo estandarizada que garantiza las funciones de soporte como el suministro de energía, la propulsión, el control térmico, el mantenimiento de la orientación y las comunicaciones. El satélite es seguido por un centro de control en tierra, que envía las instrucciones y recoge los datos recogidos por medio de una red de estaciones terrestres. Para cumplir su misión el satélite debe mantenerse en una órbita de referencia orientando sus instrumentos de manera precisa: son necesarias intervenciones a intervalos regulares para corregir las alteraciones naturales de la órbita generadas, en el caso de un satélite terrestre, por las irregularidades del campo de gravedad, la influencia del Sol y de la Luna, así como la resistencia que crea la atmósfera que permanece en la órbita baja.

- 20 La duración de funcionamiento de un servicio prestado por un conjunto de satélites está vinculada a la masa de carburante cargada a bordo y a su consumo.

Una gran parte de la energía que proporciona este carburante cargado a bordo de un satélite sirve para mantener su órbita en una trayectoria nominal y orientar sus instrumentos.

- 25 Uno de los factores que limitan la duración de una misión espacial es la utilización de recursos no renovables cargados a bordo, como el carburante. Esto tiene un impacto tal que algunas soluciones orbitales son prácticamente inaccesibles a causa del excesivo coste que estas representarían en términos de carburante.

Un objetivo de la invención es, en particular, limitar el consumo de carburante, para cada satélite del conjunto de satélites que permiten prestar un servicio, de tal modo que, para una misma cantidad de carburante cargado a bordo de un satélite, permita que dichos satélites presten este servicio durante más tiempo.

- 35 Se propone, de acuerdo con un aspecto de la invención, un procedimiento de control de un conjunto de al menos dos satélites adaptados para prestar un servicio implementado por al menos una parte del conjunto de dichos satélites en un instante dado, en el que, de forma continua o pseudo-continua, se calcula un valor medio de las longitudes de los nodos ascendentes respectivos de cada satélite, y, para cada satélite, se ordena una corrección de trayectoria del satélite mediante el ajuste de la longitud del nodo ascendente a un valor de consigna igual a dicho valor medio actual.

- 40 Además, no se mantienen los satélites en sus órbitas respectivas, sino que se les deja derivar manteniendo la longitud del nodo ascendente de cada uno, en un valor de consigna igual al valor medio actual de las longitudes de los nodos ascendentes respectivos de cada satélite.

De este modo, el consumo de carburante de cada satélite se reduce mucho con respecto a un mantenimiento del conjunto de los satélites en sus órbitas iniciales respectivas mientras se mantiene la prestación del servicio.

- 45 El procedimiento propuesto consiste en superar la limitación "carburante" en el caso de una flota o de una constelación de satélites, dejando que se desvíen algunos de los parámetros orbitales individuales de cada satélite, ya que la presencia simultánea de varios satélites permite relevar el servicio que hay que aportar, incluso en caso de evolución de los parámetros orbitales, con la única condición de controlar cada satélite en torno a la variación secular media del conjunto de la flota de satélites.

- 50 En la descripción de la figura 1 se define la longitud de los nodos ascendentes.

De acuerdo con una forma de implementación, se mide la longitud del nodo ascendente de dichos satélites, respectivamente cuando un satélite es visible desde su estación de control en tierra.

De este modo, esta medición necesaria para el cálculo del valor de consigna está disponible en el lugar mismo desde el que van a salir las órdenes remotas que fijan el valor de consigna para el satélite.

En una forma de implementación, se conectan las estaciones de control en tierra mediante una red de comunicación.

- 5 De este modo, los satélites pueden estar controlados por estaciones geográficamente distintas, ya que el hecho de que estas estén conectadas mediante una red de comunicación permite que cada una disponga de todas las mediciones de longitud de los nodos ascendentes necesarios para el cálculo de su valor medio.

De acuerdo con una forma de implementación, se utiliza una única estación de control en tierra para el conjunto de dichos satélites.

- 10 De este modo, ya no es necesario transferir unos valores de longitud de nodo ascendente y esta única estación puede efectuar directamente el cálculo del valor medio.

En una forma de implementación, se puede aplazar una orden de corrección de trayectoria de un satélite, cuando dicho satélite participa en la prestación de dicho servicio, a un momento en el que el satélite ya no participe en la prestación de dicho servicio.

- 15 De este modo, la disponibilidad operacional del satélite se incrementa, ya que las correcciones de trayectoria que provocan por lo general una falta de disponibilidad del servicio (por ejemplo a causa de una desalineación debida a la orientación de una tobera para corregir la velocidad...) tienen lugar en un momento en el que el servicio queda inutilizado en este satélite.

- 20 De acuerdo con una forma de implementación, los cálculos y órdenes las ejecuta de manera autónoma el conjunto de satélites, pudiendo estos eventualmente comunicarse entre sí para difundir los valores de sus longitudes de nodo ascendente necesarios para el cálculo de dicho valor medio.

- 25 También se propone, de acuerdo con otro aspecto de la invención, un sistema de control de un conjunto de al menos dos satélites adaptados para prestar un servicio implementado por al menos una parte del conjunto de dichos satélites en un instante dado, que comprende unos medios de cálculo, de forma continua o pseudo-continua, de un valor medio de las ascensiones rectas del nodo ascendente respectivas de cada satélite, y unos medios de control, para cada satélite, de la corrección de trayectoria del satélite mediante el ajuste de la ascensión recta del nodo ascendente a un valor de consigna igual a dicho valor medio actual.

- 30 En lo anteriormente expuesto, el término "pseudo-continuo" significa que la evolución del parámetro monitorizado (ascensión recta del nodo ascendente) es lenta en comparación con el periodo orbital de los satélites: dicho de otro modo, para calcular la media de estos parámetros para varios satélites no es necesaria una medición absolutamente simultánea, realizada a la misma hora, sino que se pueden utilizar perfectamente solo unas mediciones dispersas por ejemplo durante una órbita. Por lo tanto, puede ser suficiente para obtener el valor medio realizar la media de las mediciones tomadas en instantes diferentes para cada satélite a lo largo del mismo día, simplemente realizando estas mediciones cuando dichos satélites pasan siendo visibles desde su(s) estación (estaciones) respectiva(s). Es este proceso de cálculo del valor medio a partir de mediciones no exactamente simultáneas a lo que se califica de "pseudo-continuo".

- 35 Se entenderá mejor la invención al analizar algunas formas de realización descritas a título de ejemplos, en modo alguno limitativas, y que se ilustran en los dibujos adjuntos, en los que:

- 40
 - la figura 1 ilustra de forma esquemática las magnitudes físicas utilizadas;
 - la figura 2 ilustra de forma esquemática las etapas del procedimiento, de acuerdo con un aspecto de la invención;
 - la figura 3 ilustra un ejemplo de sistema de control, de acuerdo con un aspecto de la invención.

En las diferentes figuras, los elementos que llevan las mismas referencias son similares.

En la figura 1, se representan las variables clásicas utilizadas para definir las órbitas de satélites.

- 45 Una órbita elíptica EL de un satélite se puede definir en el espacio de acuerdo con seis parámetros que permiten calcular de forma muy precisa la trayectoria completa. Dos de estos parámetros, p. ej. la excentricidad y el semieje mayor definen la trayectoria en un plano, otros tres parámetros p. ej. la inclinación i , la longitud Ω_{NA} del nodo ascendente NA y el argumento ω del perihelio definen la orientación del plano en el espacio, y el último, p. ej. el instante de paso por el perihelio define la posición del satélite.

- 50 El semieje mayor a es la mitad de la distancia que separa el perigeo del apogeo. Este parámetro define el tamaño absoluto de la órbita elíptica o circular.

La excentricidad e de una elipse mide el desplazamiento de los focos con respecto al centro de la elipse, es la relación de la distancia entre el centro y un foco y el semieje mayor. Al ser la trayectoria elíptica, tenemos que $0 < e < 1$.

La inclinación i es el ángulo que forma el plano orbital con un plano de referencia, en este caso el plano del ecuador EC.

La longitud Ω_{NA} del nodo ascendente NA es el ángulo entre la dirección del punto vernal PV y la línea de los nodos que une el nodo ascendente NA y el nodo descendente ND, en el plano del ecuador. La dirección del punto vernal PV es la recta que contiene el Sol y el punto vernal PV (punto de referencia astronómica que corresponde a la posición del Sol en el momento del equinoccio de primavera). La línea de los nodos es la recta a la que pertenecen los nodos ascendente (el punto de la órbita en el que el objeto pasa al lado norte del ecuador) y descendente (el punto de la órbita en el que el objeto pasa al lado sur del ecuador).

El argumento del perigeo ω es el ángulo que forman la línea de los nodos y la dirección del perigeo (la recta a la que pertenecen la estrella (o el objeto central) y el perigeo de la trayectoria del objeto), en el plano orbital. La longitud Op del perigeo es la suma de la longitud Ω_{NA} del nodo ascendente NA y del argumento del perigeo.

La figura 2 ilustra de forma esquemática las etapas del procedimiento de control de un conjunto de al menos dos satélites adaptados para prestar un servicio implementado por al menos una parte del conjunto de dichos satélites en un instante dado, de acuerdo con un aspecto de la invención.

De manera continua o pseudo-continua, se calcula (etapa 21) un valor medio $\Omega_M(t)$ de las longitudes de los nodos ascendentes respectivos $\Omega_i(t)$ de cada satélite de índice i , para cada satélite, se ordena (etapa 22) una corrección de trayectoria del satélite mediante el ajuste de la longitud del nodo ascendente $\Omega_i(t)$ a un valor de consigna igual a dicho valor medio actual $\Omega_M(t)$.

Se mide la longitud del nodo ascendente $\Omega_i(t)$ de dichos satélites, respectivamente cuando un satélite es visible desde su estación de control en tierra.

Se pueden conectar las estaciones de control en tierra mediante una red de comunicación. Se puede utilizar una única estación de control en tierra para el conjunto de dichos satélites.

Se puede aplazar una orden de corrección de trayectoria de un satélite, cuando el satélite participa en la prestación del servicio, a un momento en el que el satélite ya no participe en la prestación de dicho servicio. De este modo, la prestación del servicio no se ve alterada.

En una variante, los cálculos y órdenes los puede realizar de manera autónoma el conjunto de satélites, y no necesitar ninguna estación en tierra.

En la figura 3 está representado un ejemplo para una constelación de tres satélites S1, S2 y S3 en tres planos orbitales separados por unos ángulos de 120° , para una vida útil de la constelación de quince años, con un control relativo de la ascensión recta del nodo ascendente $\Omega_i(t)$, es decir que el mantenimiento en posición únicamente corrige las desviaciones con respecto a la parte común o media $\Omega_M(t)$ de la evolución para el conjunto de la constelación, no corrigiéndose la parte común o media de la evolución.

Esta estrategia de mantenimiento en posición permite reducir sustancialmente el coste medio anual del mantenimiento en posición. En este ejemplo, el coste pasa de entre 150 y 180 m/s por año, a solamente entre 15 y 30 m/s por año.

El ahorro de carburante (consumible) así realizado se traduce directamente en el aumento de la vida útil potencial para el satélite, lo que hace que o bien se pueda diseñar un satélite más ligero (con menos carburante) para la misma vida útil, o bien beneficiarse de una vida útil más larga al aplicar la invención a los satélites ya existentes e incluso ya lanzados.

En el caso de una flota de satélites existentes, la invención se traduce en la modificación de los procedimientos de mantenimiento en posición de los satélites, conduciendo por ejemplo a unos diagramas de tiempo de maniobras diferentes, que prevén maniobras diferentes en momentos diferentes, lo que se traduce por término medio en unos menores consumos de carburante.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de control de un conjunto de al menos dos satélites adaptados para prestar un servicio implementado por al menos una parte del conjunto de dichos satélites en un instante dado, **caracterizado porque**, de forma continua o pseudo-continua, se calcula un valor medio ($\Omega_M(t)$) de las longitudes ($\Omega_i(t)$) de los nodos ascendentes respectivos de cada satélite y, para cada satélite, se ordena una corrección de trayectoria del satélite mediante el ajuste de la longitud del nodo ascendente ($\Omega_i(t)$) a un valor de consigna igual a dicho valor medio actual ($\Omega_M(t)$).
2. Procedimiento según la reivindicación 1, en el que se mide la longitud del nodo ascendente ($\Omega_i(t)$) de dichos satélites, respectivamente cuando un satélite es visible desde su estación de control en tierra.
3. Procedimiento según la reivindicación 2, en el que se conectan las estaciones de control en tierra mediante una red de comunicación.
4. Procedimiento según una de las reivindicaciones anteriores, en el que se utiliza una única estación de control en tierra para el conjunto de dichos satélites.
5. Procedimiento según una de las reivindicaciones anteriores, en el que se puede aplazar una orden de corrección de trayectoria de un satélite, cuando dicho satélite participa en la prestación de dicho servicio, a un momento en el que el satélite ya no participe en la prestación de dicho servicio.
6. Procedimiento según la reivindicación 1, en el que los cálculos y órdenes los realiza de manera autónoma el conjunto de satélites, pudiendo estos comunicarse eventualmente entre sí para difundir los valores de sus longitudes de nodo ascendente necesarios para el cálculo de dicho valor medio.
7. Sistema de control de un conjunto de al menos dos satélites (S1, S2, S3) adaptados para prestar un servicio implementado por al menos una parte del conjunto de dichos satélites en un instante dado, **caracterizado porque** comprende unos medios de cálculo, de forma continua o pseudo-continua, de un valor medio ($\Omega_M(t)$) de las longitudes ($\Omega_i(t)$) de los nodos ascendentes respectivos de cada satélite, y unos medios de control, para cada satélite, de una corrección de trayectoria del satélite mediante el ajuste de la longitud del nodo ascendente ($\Omega_i(t)$) a un valor de consigna igual a dicho valor medio actual ($\Omega_M(t)$).

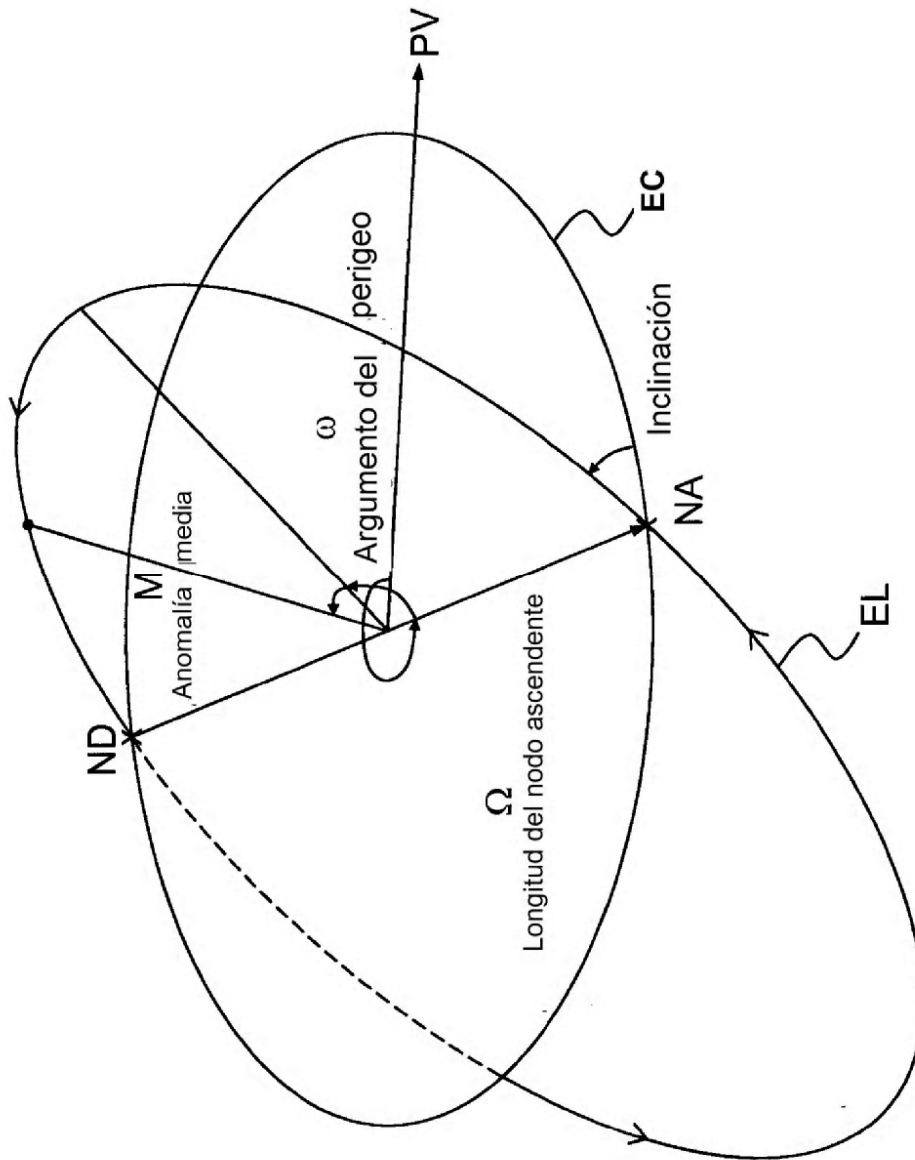


FIG.1

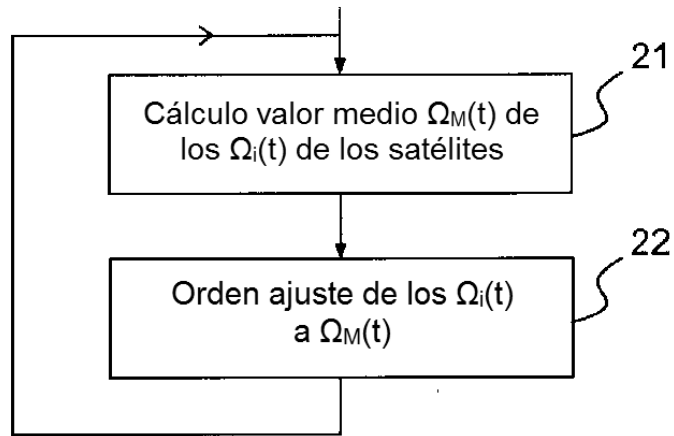


FIG.2

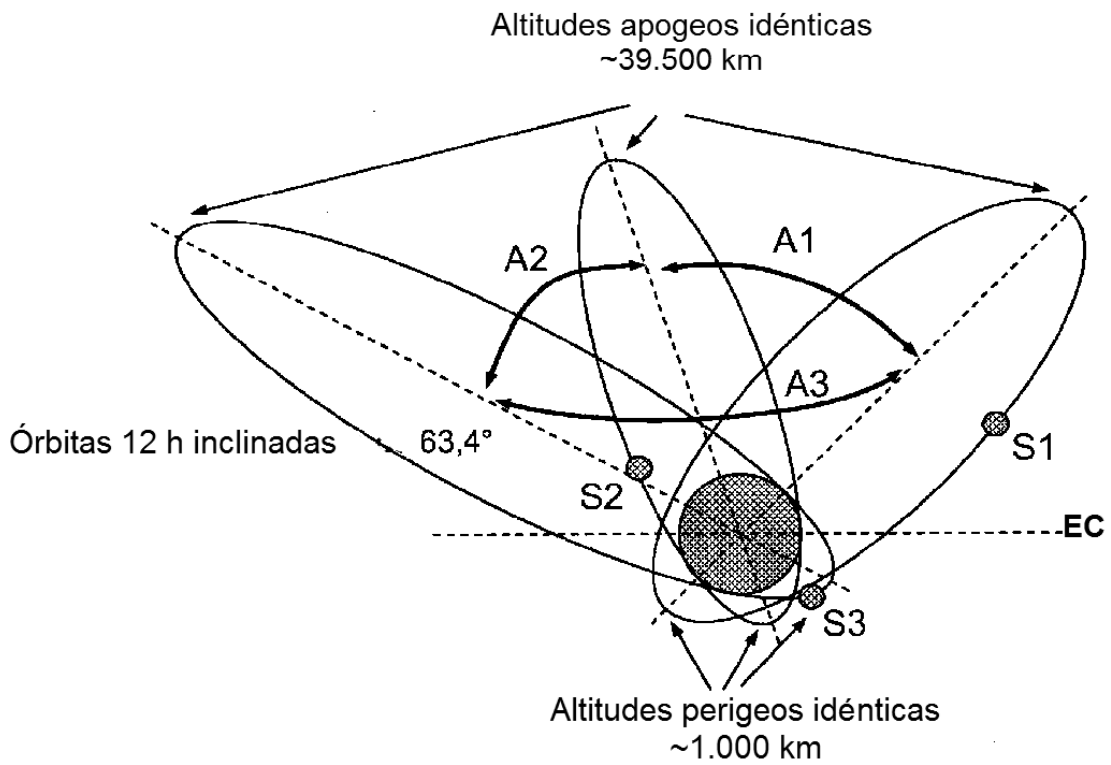


FIG.3