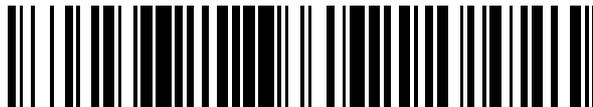


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 397 646**

51 Int. Cl.:

G01S 13/93 (2006.01)

G01S 5/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.03.2006 E 06300275 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **21.11.2012 EP 1837680**

54 Título: **Sistema de control de despliegue de ingenios espaciales que deben volar en formación , por determinación simultánea y de gran precisión de sus posiciones**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
08.03.2013

73 Titular/es:

**THALES (100.0%)
45, rue de Villiers
92200 Neuilly-sur-Seine, FR**

72 Inventor/es:

**FRENKIEL, ROLAND y
DARGENT, THIERRY**

74 Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 397 646 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

Sistema de control del despliegue de ingenios espaciales que deben volar en formación, por determinación simultánea y de gran precisión de sus posiciones

5 La invención se refiere a los ingenios espaciales, como por ejemplo los satélites, que tienen por objeto desplazarse en formación para garantizar colectivamente una misión, y, más específicamente, al control del despliegue de dichos ingenios en el espacio con vistas a constituir una formación que presente una configuración seleccionada.

En algunas misiones de vuelo en formación, la distancia que separa los ingenios espaciales (por ejemplo, satélites (o "flyers" (objetos voladores)), tras el despliegue debe ser poca, incluso muy poca (por ejemplo, una decena de metros).

10 El despliegue inicialmente se prevé de manera a llevar a todos los ingenios espaciales "a su posición" en condiciones dinámicas propicias para un control autónomo relativo. Este despliegue puede iniciarse mediante el lanzamiento de uno o varios sistemas modulares, con uno o varios lanzadores distintos. En el presente documento, se entiende por "sistema modular" un módulo que transporta temporalmente varios ingenios espaciales, que comprende medios de propulsión, y del cual los ingenios espaciales se separan en cuanto los medios de propulsión ya no son útiles. El despliegue también puede hacerse mediante el lanzamiento directo de todos los ingenios espaciales en una órbita de transferencia.

20 Todas estas técnicas de iniciación del despliegue comportan al menos dos inconvenientes comunes: las distancias entre satélites pueden ser tales que la visibilidad entre satélites no está asegurada, y el "encuentro" de los ingenios espaciales puede hacerse con movimientos relativos finales que pueden conllevar riesgos de colisión. En el presente documento, se entiende por "encuentro" el momento en el que todos los ingenios espaciales se vuelven a encontrar en el interior de una esfera, denominada espacio de encuentro, de igual diámetro al alcance máximo del sistema de metrología de posicionamiento relativo, por ejemplo, el enlace de radiofrecuencia (RF) entre satélites (definido por sus medios de metrología relativa de RF integrados), es decir, típicamente 8 km para el presente ejemplo.

25 Hoy en día, no se ha aplicado de forma efectiva ninguna técnica de despliegue de formación. Sólo se conoce bien y se domina la técnica de posicionamiento de un ingenio espacial con respecto a un astro. Ésta consiste en medir, mediante una estación implantada en tierra, las posiciones sucesivas del ingenio espacial, y en determinar, también en tierra, las maniobras que tienen por objeto posicionar el dispositivo con respecto al astro en función de las medidas de la posición. Estas maniobras a continuación se (tele-) transmiten al ingenio espacial con el fin de que las efectúe con la ayuda de los medios de desplazamiento integrados (tobera o toberas y/o accionador o accionadores).

30 En efecto, se han propuesto algunos métodos de despliegue, pero ninguno de ellos tiene en cuenta la posibilidad de perder un enlace de RF entre satélites, entre el lanzamiento y la posición geoestacionaria (posición final dentro de la formación). Ahora bien, durante un lanzamiento mediante un único lanzador, el cumplimiento con la esfera de alcance de RF (o espacio de encuentro) no tiene por qué estar garantizado. Por otro lado, los ingenios espaciales no tienen por qué disponer de suficiente capacidad de maniobra para compensar los diferenciales de fuerza que se ejercen sobre cada uno de ellos.

35 Además, para un lanzamiento mediante varios lanzadores, la puesta en comunicación de los elementos de tipos diferentes (sistemas modulares e ingenios espaciales) nunca se toma en cuenta. Ahora bien, esta puesta en comunicación necesita obligatoriamente recurrir a un medio externo, debido a que en este caso las distancias entre satélites son muy superiores al alcance de RF. Este medio externo tan sólo puede ser la estación en tierra que se encarga de tomar las medidas de la posición, determinar las maniobras de los ingenios espaciales y transmitir estas maniobras a través de ondas en forma de correcciones de trayectoria de manera que las posiciona en sus trayectorias nominales respectivas, a la vez que garantiza sus encuentros con una precisión compatible con el alcance de RF.

40 La patente americana US4375697 describe una formación de satélites que incluye un dispositivo de control que permite mantener la posición de cada satélite en la formación ya constituida. Una diferencia con el objeto de la presente solicitud es que dicho dispositivo de control se implanta en un satélite de control que pertenece a la formación de satélites y que constituye una referencia.

La patente americana US5979830 describe un procedimiento que permite conservar una formación de satélites geoestacionarios en una posición dada, utilizando un enlace óptico entre satélites.

50 La publicación "Navigation data definitions and conventions, CCSDS 500.0-G-2, Noviembre 2005" describe un conjunto de técnicas para medir la velocidad, distancia y dirección angular para la navegación aeroespacial.

Por lo tanto, la invención tiene como objetivo mejorar la situación.

55 Propone a tal efecto un sistema específico para el control del despliegue de al menos dos ingenios espaciales, provistos de medios de maniobra y que tienen por objeto desplazarse de acuerdo con una formación seleccionada, e incluyendo un dispositivo de control implantado en tierra que comprende, por un lado, unos primeros medios de

medición encargados de determinar sustancialmente de forma simultánea y con una elevada precisión las posiciones orbitales de los ingenios espaciales y, por otro lado, unos primeros medios de cálculo encargados de determinar para cada uno de estos ingenios espaciales, en función de sus posiciones orbitales, unas maniobras que tienen por objeto posicionar cada uno de ellos sustancialmente en un instante seleccionado, en una posición seleccionada con respecto a una trayectoria de referencia, teniendo en cuenta una ley horaria de un dispositivo de referencia en esta trayectoria de referencia, con el fin de situar la formación en una configuración seleccionada. Los primeros medios de medición comprenden al menos dos estaciones de medición implantadas en tierra en lugares seleccionados y encargadas cada una de medir sustancialmente de forma simultánea al menos las distancias que las separan de los diferentes ingenios espaciales, así como unos medios de tratamiento encargados de determinar las posiciones orbitales de los ingenios espaciales al menos a partir de las medidas de distancia sustancialmente simultáneas.

El sistema de control, de acuerdo con la invención, puede incluir otras características que pueden considerarse por separado o de forma combinada, y en particular:

- el dispositivo de referencia es o bien uno de los ingenios espaciales de la formación (en este caso los otros ingenios espaciales se denominan ingenios seguidores), o bien un dispositivo ficticio representativo del conjunto de la formación (por ejemplo, situado en el baricentro de ésta);
- sus primeros medios de cálculo pueden encargarse de determinar maniobras que tienen por objeto posicionar sustancialmente cada dispositivo en un instante seleccionado en una posición seleccionada con respecto a la trayectoria de referencia y con una velocidad relativa seleccionada (por ejemplo, sustancialmente nula) con respecto al dispositivo de referencia, teniendo en cuenta la ley horaria de este último en su trayectoria de referencia;
- puede comprender, por un lado, unos segundos medios de metrología relativa, por ejemplo, de tipo de radiofrecuencia (RF), implantados en cada uno de los dispositivos y encargados de tomar al menos medidas de la posición de su propio dispositivo con respecto a al menos algunos de los otros ingenios espaciales, cuando estos últimos están situados en un espacio denominado de encuentro y, por otro lado, unos segundos medios de cálculo implantados en cada uno de los dispositivos y encargados de estimar los riesgos de colisión con al menos algunos de los otros ingenios espaciales al menos a partir de las medidas de la posición relativa y, en caso de riesgo de colisión, que sobrepasen un valor seleccionado, determinar las maniobras de evasión locales y transitorias a realizar;
 - los segundos medios de metrología relativa pueden encargarse de tomar al menos medidas así como eventualmente estimaciones, de la velocidad relativa de su ingenio espacial al menos con respecto a algunos de los otros ingenios espaciales. En este caso, los segundos medios de cálculo se encargan de estimar los riesgos de colisión con al menos algunos de los otros ingenios espaciales al menos a partir de las medidas de la posición relativa y/o medidas o estimaciones de la velocidad relativa;
 - los segundos medios de metrología relativa y los segundos medios de cálculo pueden ponerse en funcionamiento a más tardar durante la separación de sus respectivos dispositivos con respecto a un lanzador;
- sus primeros medios de medición pueden encargarse de determinar las posiciones orbitales de los ingenios espaciales mediante la técnica denominada "Delta DOR" (por sus siglas en inglés, "Delta Differential One way Range" (Variación Diferencial de distancias unidireccionales).

La invención propone también un dispositivo de control que tiene por objeto formar parte de un sistema de control de despliegue del tipo como el presentado anteriormente.

La invención también propone un ingenio espacial (como por ejemplo un satélite) que tiene por objeto desplazarse en formación dentro de un grupo de ingenios espaciales del mismo tipo, y que comprende unos medios de maniobra, y unos segundos medios de metrología relativa y unos segundos medios de cálculo de un sistema de control de despliegue del tipo como el presentado anteriormente.

Otras características y ventajas de la invención se pondrán de manifiesto a través del examen de la siguiente descripción detallada, y del dibujo adjunto, en el que la única figura ilustra de forma muy esquemática un ejemplo de despliegue de dos ingenios espaciales mediante un sistema de control de acuerdo con la invención. El dibujo adjunto no sólo podrá servir para completar la invención, sino también para contribuir a su definición, si procede.

La invención tiene por objeto permitir el control del despliegue de ingenios espaciales en el espacio con vistas a constituir una formación que presente una configuración seleccionada.

A continuación, se considera, a modo de ejemplo ilustrativo y no limitativo, que los ingenios espaciales son satélites de observación (eventualmente de tipo "flyer") que vuelan (o que tienen por objeto volar) en formación con el fin de cumplir una misión de observación espacial o terrestre.

Pero la invención no se limita a este tipo de ingenios espaciales. En efecto se refiere a todos los ingenios espaciales

que tienen por objeto volar en formación de acuerdo con una configuración seleccionada (eventualmente modificable).

5 La invención interviene una vez que los ingenios (espaciales) se han separado de su lanzador o lanzadores, así como eventualmente de uno o varios sistemas modulares (o módulo o módulos de transporte con medios de propulsión autónomos).

10 La invención propone un sistema que tiene por objeto controlar el despliegue de al menos dos ingenios espaciales ESi provistos de medios de maniobra MDi y que tienen por objeto desplazarse de acuerdo con una formación seleccionada. En el presente documento, se entiende por “despliegue” la fase que permite posicionar ingenios espaciales ESi los unos con respecto a los otros de manera que constituyan una formación que presente una configuración (o geometría) seleccionada, de forma duradera (aunque modificable).

En el ejemplo ilustrado en la única figura, sólo se han representado dos ingenios espaciales ES1 y ES2 ($i = 1$ y 2), que tienen por objeto volar en formación. Pero la invención no está limitada a este número. En efecto, se refiere a cualquier número de ingenios espaciales siempre y cuando este número sea superior o igual a dos (2).

15 Un sistema de control de despliegue de acuerdo con la invención comprende al menos un dispositivo de control implantado en tierra y que comprende unos primeros medios de medición MM1j y MT y un primer módulo de cálculo MC1.

20 A continuación, se considera, a modo de ejemplo ilustrativo y no limitativo, que el dispositivo de control está implantado en tierra. Pero esto no es obligatorio. En efecto, se puede contemplar la posibilidad de que la localización se haga con respecto a una constelación de satélites en vuelo (por ejemplo). El dispositivo de control se implanta entonces en satélites de la constelación, los cuales poseen relojes sincronizados.

25 Los primeros medios de medición MM1j y MT se encargan de determinar sustancialmente de forma simultánea y con una elevada precisión las posiciones orbitales de los ingenios espaciales ESi que están en fase de despliegue (en particular durante la sub-fase denominada de crucero (o “cruising”) que debe llevarlos al interior de un espacio de encuentro). En el presente documento, se entiende por “espacio de encuentro” una esfera de diámetro sustancialmente igual al alcance de radiofrecuencia (RF) entre dos ingenios espaciales. Este alcance actualmente es de aproximadamente 8 km.

En el presente documento, se entiende por precisión elevada una precisión que típicamente es de aproximadamente (o inferior a) unas decenas, incluso unas centenas, de metros para una distancia de aproximadamente un millón de kilómetros.

30 Para alcanzar este tipo de precisión, por ejemplo, puede utilizarse la técnica denominada Delta DOR (por sus siglas en inglés “Delta Differential One way Range”), desarrollada por ESOC y JFL y, por ejemplo, descrita en un artículo accesible en la dirección Internet <http://www.issfd.dir.de/papers/P0118.pdf>.

35 Una técnica de este tipo permite obtener una precisión de aproximadamente 25 m para una distancia de aproximadamente 1,5 millones de kilómetros (lo que corresponde al punto de Lagrange 2 (o L2) con respecto a la Tierra). La aplicación de esta técnica precisa al menos dos estaciones de medición implantadas en tierra STj (en este caso $j = 1$ y 2), por ejemplo en la Tierra, y un módulo de tratamiento MT acoplado a las estaciones Stj.

Puede utilizarse cualquier otra técnica, conocida por el experto en la técnica, para determinar la posición orbital, que se base en la observación de dispositivos mediante medios de medición remotos, orientados de manera diferente y sincronizada.

40 Cada estación (de medición) STj comprende un primer módulo de medición MM1j capaz de emitir señales (por ejemplo, radiofrecuencias (RF) – la RF sirve tanto para la metrología como para los enlaces de comunicaciones) con destino a los ingenios espaciales ESi, de recoger las señales reflejadas y de deducir sustancialmente de forma simultánea las distancias (medidas denominadas “range”, en inglés) que lo separan de los diferentes ingenios espaciales ESi, así como preferentemente las velocidades radiales (por ejemplo, mediante medidas Doppler) de los ingenios espaciales ESi. La simultaneidad de las medidas tomadas por las estaciones STj en los ingenios espaciales ESi permite evitar los errores en la medida absoluta común a todos los dispositivos.

50 El módulo de tratamiento MT se encarga de determinar las posiciones orbitales de los diferentes ingenios espaciales ESi a partir de las medidas de distancia, y de las eventuales medidas de la velocidad radial, simultáneas (con la precisión de los relojes sincronizados de las estaciones de tierra STj) tomadas por los primeros módulos de medición MM1j de las estaciones STj. Las posiciones orbitales vienen determinadas, por ejemplo, mediante un filtrado recurrente, en el tiempo, del conjunto de las medidas de las posiciones/velocidades, del tipo filtrado de Kalman, basado en un modelo de predicción de las trayectorias de los ingenios espaciales ESi proporcionado por la mecánica orbital y el modelo de las medidas tomadas por las estaciones en tierra STj.

55 Tal y como se ilustra en la única figura, el módulo de tratamiento MT, por ejemplo, puede implantarse en un centro de cálculo CC separado físicamente de las estaciones STj. Pero, como variante, puede implantarse en una de las

estaciones STj.

5 El primer módulo de cálculo MC1, del sistema de control, se encarga de determinar las maniobras (o planes de maniobra) de cada ingenio espacial ESi en función de las posiciones orbitales determinadas de forma simultánea por los primeros medios de medición MM1j y MT. Más concretamente, el primer módulo de cálculo MC1 determina para cada ingenio espacial ESi las maniobras que tienen por objeto posicionarlo en un instante seleccionado sustancialmente en una posición seleccionada (o punto de encuentro) PR con respecto a una trayectoria de referencia TR, teniendo en cuenta la ley horaria de un dispositivo de referencia en esta trayectoria de referencia TR.

10 En el presente documento, se entiende por “ley horaria” la ley que rige el desplazamiento del dispositivo de referencia en su trayectoria de referencia TR y, por lo tanto, que permite conocer en cada instante su posición teórica (así como eventualmente su velocidad vectorial) con respecto a esta trayectoria de referencia TR.

Por otro lado, en el presente documento se entiende por “maniobras” una orden u órdenes (tele) transmitidas desde tierra hacia un ingenio espacial ESi y que tienen por objeto corregir su trayectoria en curso, con el fin de que se dirija hacia el punto de encuentro.

15 Tal y como se ilustra en la figura, el dispositivo de referencia es, por ejemplo, uno de los ingenios espaciales (ES1) de la formación. En este caso, los otros ingenios espaciales ES2 se denominan ingenios seguidores. El primer módulo de cálculo MC1 determina entonces en primer lugar las maniobras que tienen por objeto posicionar el dispositivo de referencia ES1, sustancialmente en una trayectoria de referencia TR seleccionada. A continuación, determina para cada ingenio seguidor ES2, las maniobras que tienen por objeto posicionarlo en un instante seleccionado sustancialmente en una posición seleccionada (o punto de encuentro) PR con respecto a la trayectoria de referencia TR, teniendo en cuenta la ley horaria del dispositivo de referencia ES1 en su trayectoria de referencia TR.

20 Pero, en una variante, el dispositivo de referencia puede ser un dispositivo ficticio que representa el conjunto de la formación. Por ejemplo, este dispositivo ficticio se sitúa en el baricentro de la formación y su trayectoria es la trayectoria de referencia TR. En este caso, todos los ingenios espaciales ESi de la formación son ingenios seguidores. El primer módulo de cálculo MC1 determina entonces en primer lugar la trayectoria de referencia TR del dispositivo ficticio (de referencia). A continuación, determina para cada ingenio espacial ES1, ES2, las maniobras destinadas a posicionarlo en un instante seleccionado sustancialmente en una posición seleccionada (o punto de encuentro) PR con respecto a la trayectoria de referencia TR, teniendo en cuenta la ley horaria del dispositivo ficticio (de referencia) en su trayectoria de referencia TR.

30 A continuación, se considera a modo de ejemplo ilustrativo y no limitativo, que el dispositivo de referencia es el ingenio espacial ES1 de la formación.

35 Es importante destacar que a cada ingenio seguidor ES2 le corresponde una posición seleccionada PR que constituye sustancialmente su posición final con respecto al dispositivo de referencia ES1 y, por lo tanto, dentro de la formación seleccionada (en las eventuales correcciones locales y finales cercanas sobre las que volveremos más adelante). El objetivo es por lo tanto determinar para cada ingenio seguidor ES2 un punto de encuentro PR específico con respecto al ingenio seguidor ES1, teniendo en cuenta su trayectoria de referencia TR, a continuación las maniobras que le permitirán dirigirse a este punto de encuentro PR. Un punto de encuentro PR es un punto de un espacio de cinco dimensiones definidas, por ejemplo, por los cinco primeros parámetros orbitales (quedando libre el sexto, por ejemplo, la posición en la órbita).

40 Gracias a los “planes de maniobra” definidos de este modo por el primer módulo de cálculo MC1 para cada uno de dichos ingenios espaciales ESi, es posible constituir la formación de acuerdo con una configuración seleccionada.

El primer módulo de cálculo MC1, puede por ejemplo, implantarse en el centro de cálculo CC, tal y como se ilustra en la única figura. Pero, como variante, podría implantarse en una de las estaciones STj.

45 El centro de cálculo CC (cuando contiene el primer módulo de cálculo MC1 y dispone de medios de emisión adaptados) o bien una de las estaciones en tierra STj, retransmiten, por ejemplo, los planes de maniobra a los diferentes ingenios espaciales ESi.

50 Cabe destacar que eventualmente, podrían ser necesarios varios planes de maniobra sucesivos para que un ingenio seguidor ES2 pueda alcanzar el nivel de su punto de encuentro específico PR. Por consiguiente, los primeros medios de medición MM1j pueden configurarse para tomar medidas de las distancias, así como preferentemente de las velocidades radiales, bien periódicamente, o bien por orden, por ejemplo, del primer módulo de cálculo MC1.

55 Preferentemente, las maniobras (o plan de maniobra) que el módulo de cálculo MC1 determina para un ingenio seguidor ES2 tienen por objeto posicionarlo en un instante seleccionado no sólo sustancialmente en el nivel de una posición seleccionada (o punto de encuentro) PR con respecto a la trayectoria de referencia TR, sino también con una velocidad relativa, seleccionada con respecto al dispositivo de referencia ES1. Esta velocidad relativa, por ejemplo, se selecciona sustancialmente igual a cero (0), con el fin de fijar la formación en la configuración seleccionada.

5 Esto se hace teniendo en cuenta la ley horaria extrapolada, eventualmente corregida, del dispositivo de referencia ES1, es decir, la estimación total de las posiciones y velocidades. El filtro de Kalman estima todo al mismo tiempo, gracias a una acumulación de medidas de las distancias, así como preferentemente de las velocidades radiales en un espacio de tiempo dado. La predicción también proporciona la ley horaria futura, con una variación que diverge con el tiempo desde la última medida.

10 De forma convencional, cuando un ingenio espacial ESi recibe de tierra instrucciones que definen las maniobras que se han determinado para él, se las comunica a un módulo de corrección de órbita MCOi con el que está provisto. Este último, parte integrante del programa de control de a bordo semi-autónomo, más conocido por el acrónimo inglés GNC (por sus siglas en inglés "Guidance Navigation and Control" (Guía de navegación y control)), se encarga de convertir en cada paso de tiempo del GNC las instrucciones de maniobra recibidas de tierra en fuerza y/o par, y después de convertir esta fuerza y/o par en orden u órdenes que transmite a los medios de maniobra MDi de su ingenio espacial ESi de una forma comprensible.

15 Los medios de maniobra MDi pueden ser de cualquier tipo. En particular, se puede tratar de una tobera o toberas y/o de un accionador o accionadores, por ejemplo, químico, en particular para las maniobras por impulso, o plásmicas, por gas frío, por emisión de campo eléctrico o electromagnético, en particular para las maniobras de impulso continuo.

20 Cabe destacar que como variante las posiciones relativas pueden determinarse a partir de los diferenciales de las medidas de cada una de las estaciones de tierra STj en vez de mediante la estimación de las posiciones absolutas de cada uno de los ingenios espaciales ESi. Al ser la covariancia de esta magnitud diferencial fuerte, puede mejorarse la precisión de la estimación, una vez introducida en los datos constantes del filtro de Kalman. El modelo de predicción utilizado puede ser entonces el de las perturbaciones diferenciales entre dos ingenios espaciales ESi dados, suponiendo que previamente se haya tomado la medida de la posición absoluta de uno de los ingenios espaciales ESi, por ejemplo, el de referencia.

25 El sistema de control contiene preferentemente, como complemento de su dispositivo de control implantado en tierra (MM1j, MT, MC1), unos segundos medios de metrología relativa MM2i y unos segundos módulos de cálculo MC2i implantados al menos en cada uno de los ingenios seguidores ES2 (así como eventualmente en el dispositivo de referencia ES1).

30 Los segundos medios de metrología relativa MM2i se encargan de tomar al menos unos conjuntos de medidas instantáneas de la posición relativa del ingenio espacial ESi en el que se han implantado al menos con respecto a algunos de los otros ingenios espaciales ESi' cuando se encuentran en el interior del espacio de encuentro, es decir, al alcance de la radio cuando las medidas son de tipo de radiofrecuencia (RF).

Los segundos medios de metrología relativa MM2i pueden ser de otro tipo distinto a la radiofrecuencia.

35 También y eventualmente pueden tomar medidas de las velocidades relativas que completan los conjuntos de medidas instantáneas de las posiciones relativas y permitan determinar con más precisión al menos algunas de las posiciones relativas de los otros ingenios espaciales ESi' con respecto a su ingenio espacial ESi.

40 Cada segundo módulo de cálculo MC2i se encarga de estimar los riesgos de colisión de su ingenio espacial ESi con cada uno de los otros ingenios espaciales ESi' ($i \neq i'$), objeto de medidas, al menos a partir de las medidas sobre la posición relativa y de las eventuales medidas sobre la velocidad relativa tomadas por los segundos medios de metrología relativa MM2i asociados. Por ejemplo, el segundo módulo de cálculo MC2i suministra, para cada ingenio espacial ESi' objeto de medida, un valor representativo de la probabilidad de que entre en colisión con su ingenio espacial ESi. El segundo módulo de cálculo MC2i a continuación puede comparar cada valor de probabilidad con un valor umbral, y cuando un valor de probabilidad es superior al valor umbral (es decir, en caso de riesgo de colisión), determina maniobras de evasión locales y pasajeras que tienen por objeto permitir que su ingenio espacial ESi evite al menos otro ingenio espacial ESi'.

45 Con el fin de mejorar la precisión de las estimaciones sobre el riesgo de colisión, los segundos medios de metrología relativa MM2i también pueden encargarse de realizar estimaciones (predicción) de las posiciones relativas y eventualmente de las velocidades vectoriales relativas de su ingenio espacial ESi con respecto a cada uno de los otros ingenios espaciales ESi' objeto de una medida de distancia y de dirección relativa. Para ello, por ejemplo, pueden comprender un filtro de Kalman encargado de dar las posiciones y velocidades relativas desde el principio de la campaña de medidas hasta el último instante de medición, es decir, la ley horaria, permitiendo así extrapolar sus valores en el futuro, con la condición de conocer el efecto de los accionadores y de las perturbaciones diferenciales. Cabe destacar que la desviación de la estimación en el futuro (extrapolación) crece con el tiempo. A priori, no se utiliza el filtro de Kalman en modo de salvaguarda, pero esto podría plantearse.

55 El segundo módulo de cálculo MC2i se encarga de estimar los riesgos de colisión de su ingenio espacial ESi con cada uno de los otros ingenios espaciales ESi' objeto de medida, a partir de medidas y/o estimaciones de posición relativa y eventualmente de las medidas y/o estimaciones de velocidad relativa.

Los segundos medios de metrología relativa MM2i y el segundo módulo de cálculo MC2i, que están implantados al menos en cada ingenio seguidor ES2, constituyen lo que el experto en la técnica denomina generalmente un dispositivo anti-colisión (o de evasión). En un ingenio espacial ESi, puede utilizarse cualquier tipo de dispositivo anti-colisión (o de evasión) conocido por el experto en la materia.

5 Las maniobras de evasión que decide un segundo módulo de cálculo MC2i son preferentemente prioritarias con respecto a las maniobras (o plan de maniobra) determinadas en tierra para su ingenio espacial ESi. Por consiguiente, cada vez que un segundo módulo de cálculo MC2i decide que su ingenio espacial ESi debe realizar unas maniobras de evasión, las comunica al módulo de corrección de órbita MCOi (por ejemplo, de tipo GNC) asociado. Este último, las convierte en una orden u órdenes de corrección de la trayectoria, a continuación las transmite a los medios de maniobra MDi de su ingenio espacial ESi a fin de que las ejecute.

10 Preferentemente, los segundos medios de metrología relativa MM2i y el segundo medio de cálculo MC2i, que están implantados al menos en cada ingenio seguidor ES2, se disponen de manera que pueden ponerse en funcionamiento (o activarse) a más tardar cuando su ingenio espacial se separa del lanzador o del eventual sistema modular que los transporta momentáneamente. De este modo, cada ingenio espacial ESi puede ser objeto de una detección de colisión desde el principio de la fase de despliegue.

15 Cuando un ingenio seguidor ES2 ha alcanzado el nivel de su punto de encuentro específico PR, puede ocurrir que el dispositivo de referencia ES1 haya variado ligeramente su trayectoria de referencia TR y/o que no haya seguido exactamente su ley horaria y/o que su velocidad relativa con respecto al ingenio seguidor ES2 no sea la seleccionada en tierra. En este caso, el punto de encuentro específico PR y/o la velocidad relativa del ingenio seguidor ES2 debe (deben) corregirse. Las medidas tomadas en tierra al no ser lo suficientemente precisas, los segundos medios de metrología relativa MM2i y el segundo módulo de cálculo MC2i, que están implantados en el ingenio espacial ESi, pueden entonces encargarse de posicionar este último con precisión, teniendo en cuenta la posición real del dispositivo de referencia ES1. En efecto, son capaces de determinar la posición relativa (y la velocidad relativa) de su ingenio seguidor ES2 con respecto al dispositivo de referencia ES1, y de compararlas a continuación con la posición relativa prevista (y/o la velocidad relativa prevista), y de determinar las maniobras correctoras que debe realizar su ingenio seguidor ES2 para posicionarlo correctamente y con precisión con respecto al dispositivo de referencia ES1, con la velocidad relativa prevista. Esta corrección final puede hacerse de forma completamente autónoma a bordo, pero se activa bien por una petición desde tierra, o bien automáticamente una vez que el ingenio seguidor ES2 ha alcanzado el nivel del punto de encuentro PR inicialmente determinado por tierra.

20 El primer MC1 y segundo MC2i módulo de cálculo, los módulos de corrección de órbita MCOi y el módulo de tratamiento MT, pueden realizarse con forma de circuitos electrónicos, de módulos de programas de ordenador (o informáticos), o una combinación de circuitos y programas.

25 Cabe destacar que la invención permite reintegrar en una formación un ingenio espacial (seguidor) que se ha alejado del dispositivo de referencia una distancia superior al alcance de la radio (típicamente 8 km).

30 Por otro lado, cabe destacar que cuando se escoge definir cada punto de encuentro con respecto a la órbita final del dispositivo de referencia, se evitan problemas de control durante la sub-fase de crucero (o transferencia), excepto la eventual (y preferente) aplicación de una función anti-colisión. Esto permite simplificar el trabajo del módulo de corrección de órbita (GNC) durante esta sub-fase y, por lo tanto, optimizar el consumo puesto que se ha reducido a las necesidades relacionadas con la navegación y el guiado.

35 La invención no se limita a los modos de realización del sistema de control, del dispositivo de control y del ingenio espacial descritos anteriormente sólo a modo de ejemplo, sino que engloba cualquier variante que pueda considerar el experto en la materia en el ámbito de las siguientes reivindicaciones.

40 En todo lo anterior, se ha descrito una aplicación de la invención en la que los primeros medios de medición y los primeros medios de cálculo del dispositivo de control se implantan en tierra (en estaciones de tierra). Pero, los primeros medios de medición y/o los primeros medios de cálculo del dispositivo de control pueden implantarse en satélites de una constelación en vuelo que tengan relojes sincronizados. Por ejemplo, los primeros medios de medición del dispositivo de control pueden implantarse en los satélites de una constelación en vuelo, mientras que los primeros medios de cálculo del dispositivo de control se han implantado en una estación en tierra. La localización de los ingenios espaciales, que deben situarse según una configuración seleccionada, se hace entonces con respecto a la constelación de satélites en vuelo.

REIVINDICACIONES

1. Sistema de control del despliegue inicial de al menos dos ingenios espaciales (ESi) provistos de medios de maniobra (MDi) y que tienen por objeto desplazarse según una formación seleccionada, el sistema de control incluye un dispositivo de control, **caracterizado porque** el dispositivo de control está implantado en tierra y comprende i) unos primeros medios de medición (MM1j) que comprenden al menos dos estaciones de medición (SMj) implantadas en tierra en lugares seleccionados y dispuestas cada una para medir sustancialmente de forma simultánea al menos las distancias que las separan de dichos ingenios espaciales, ii) unos medios de tratamiento (MT) acoplados a las dos estaciones de medición (SMj) y dispuestos para determinar las posiciones orbitales de dichos ingenios espaciales (ESi) a partir al menos de dichas medidas de distancia sustancialmente simultáneas, y iii) unos primeros medios de cálculo (MC1) dispuestos para determinar para cada uno de los ingenios espaciales (ESi), en función de dichas posiciones orbitales, unas maniobras que tienen por objeto posicionar cada uno de ellos en un instante seleccionado sustancialmente en una posición seleccionada con respecto a una trayectoria de referencia (TR), teniendo en cuenta una ley horaria de un ingenio de referencia (ES1) en dicha trayectoria de referencia (TR), para colocar dicha formación en una configuración seleccionada.
2. Sistema según la reivindicación 1, **caracterizado porque** dicho ingenio de referencia es uno de dichos ingenios espaciales (ESi) de dicha formación, denominándose los otros dichos ingenios espaciales de la formación ingenios seguidores.
3. Sistema según la reivindicación 1, **caracterizado porque** dicho ingenio de referencia es un dispositivo ficticio representativo del conjunto de dicha formación.
4. Sistema según una de las reivindicaciones 1 a 3, **caracterizado porque** dichos primeros medios de cálculo (MC1) están dispuestos para determinar maniobras que tienen por objeto posicionar sustancialmente cada dispositivo (ES2) en un instante seleccionado en una posición seleccionada con respecto a dicha trayectoria de referencia (TR) y con una velocidad relativa seleccionada con respecto a dicho ingenio de referencia (ES1), teniendo en cuenta dicha ley horaria de dicho ingenio de referencia (ES1) en su trayectoria de referencia (TR).
5. Sistema según la reivindicación 4, **caracterizado porque** dichos primeros medios de cálculo (MC1) están dispuestos para determinar maniobras que tienen por objeto posicionar sustancialmente cada dispositivo (ES2) con una velocidad relativa sustancialmente nula con respecto a dicho ingenio de referencia (ES1).
6. Sistema según una de las reivindicaciones 1 a 5, **caracterizado porque** comprende i) unos segundos medios de metrología relativa (MM2i) implantados en cada uno de dichos ingenios (ES2) y dispuestos para tomar al menos medidas sobre las posiciones relativas entre su dispositivo (ESi) y al menos algunos de dichos otros ingenios espaciales (ESi') cuando estos últimos están situados en un espacio denominado de encuentro, y para deducir al menos de dichas medidas, al menos algunas de las posiciones relativas de su ingenio espacial (ESi) con respecto a dichos otros ingenios espaciales (ESi'), y ii) unos segundos medios de cálculo (MC2i) implantados en cada uno de dichos ingenios (ES2) y dispuestos para estimar riesgos de colisión con al menos algunos de los otros ingenios espaciales a partir de al menos dichas medidas sobre la posición relativa, y, en caso de que el riesgo de colisión supere un valor seleccionado, para determinar maniobras de evasión locales y pasajeras.
7. Sistema según la reivindicación 6, **caracterizado porque** dichos segundos medios de metrología relativa (MM2) están dispuestos para realizar estimaciones de velocidad relativa de su ingenio espacial (ESi) con respecto a al menos algunos de los otros ingenios espaciales (ESi'), y **porque** dichos segundos medios de cálculo (MC2i) están dispuestos para estimar dichos riesgos de colisión con al menos algunos de los otros ingenios espaciales (ESi') al menos a partir de dichas medidas sobre la posición relativa y/o de dichas medidas sobre la velocidad relativa.
8. Sistema según una de las reivindicaciones 6 y 7, **caracterizado porque** dichos segundos medios de metrología relativa (MM2i) y dichos segundos medios de cálculo (MC2i) son aptos para ponerse en funcionamiento a más tardar durante la separación de sus ingenios espaciales respectivos (ESi) con respecto a un lanzador.
9. Sistema según una de las reivindicaciones 1 a 8, **caracterizado porque** dichos primeros medios de medición (MM1i) se disponen para determinar dichas posiciones orbitales de los ingenios espaciales (ESi) mediante una técnica denominada "Delta DOR".
10. Sistema según una de las reivindicaciones 1 a 9, **caracterizado porque** dicho dispositivo de control (MM1j, MT, MC1) está instalado en tierra.
11. Dispositivo de control (MM1j, MT, MC1), **caracterizado porque** es apropiado para formar parte de un sistema de control del despliegue de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores.
12. Ingenio espacial (ESi), que comprende unos medios de maniobra (MDi) y está destinado a desplazarse en formación dentro de un grupo de ingenios espaciales del mismo tipo, **caracterizado porque** comprende unos segundos medios de metrología relativa (MM2i) y unos segundos medios de cálculo (MC2i) de un sistema de control del despliegue según una de las reivindicaciones 1 a 10.

13. Ingenio espacial de acuerdo con la reivindicación 12, **caracterizado porque** está dispuesto en forma de satélite.

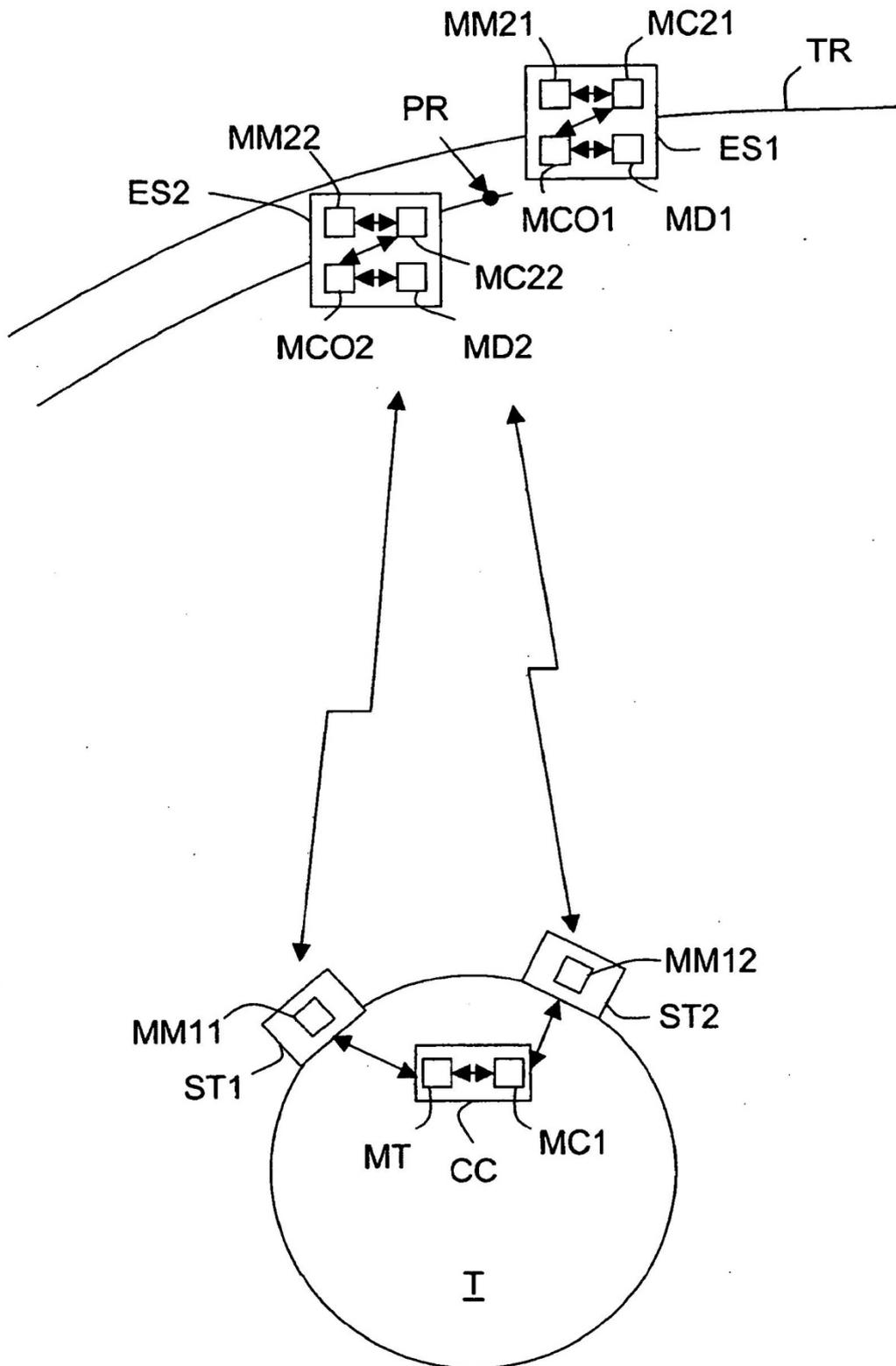


Figura única