(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 677 872**

(51) Int. CI.:

B64G 1/36 (2006.01)
B64G 1/26 (2006.01)
B64G 1/24 (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(96) Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **17.07.2013 E 13176781 (6)**

(97) Fecha y número de publicación de la concesión europea: **23.05.2018 EP 2693286**

(54) Título: **Dispositivo y procedimiento para sacar de órbita un satélite**

(30) Prioridad:

03.08.2012 FR 1202180

(45) Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
07.08.2018

(73) Titular/es:

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

(72) Inventor/es:

FORESTIER, DAMIEN;
HOUIS, LAURENT y
HERBINIERE, SÉBASTIEN

(74) Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

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

Dispositivo y procedimiento para sacar de órbita un satélite

Campo técnico

La invención se refiere al campo de los satélites de telecomunicación y en particular el sacado de órbita de satélites en órbita baja.

Estado de la técnica

Al de su vida, cualquier satélite de una constelación de satélites debe sacarse de órbita. El sistema de control de actitud y de órbita de los satélites de la constelación contiene nominalmente un modo que sirve para el sacado de órbita y que se llama "Orbit Control Mode" en inglés (OCM).

Si, después de una falla importante, el satélite se envía en modo de supervivencia "Safe Hold Mode" en inglés (SHM) y ya no puede alcanzar el modo de sacado de órbita OCM, por lo tanto, el satélite ya no puede sacarse de órbita. De hecho, el modo de supervivencia SHM consiste en un modo de control de actitud donde el satélite se mantiene alineado hacia el sol con una velocidad de rotación angular lenta alrededor de la dirección del sol del satélite usando:

- magnetoacopladores "MTB (Magneto Torquer Bar en inglés)" como accionador principal;
- ruedas de reacción para proporcionar una rigidez giroscópica con el fin de mantener el rendimiento de alineación con el sol en eclipse de sol por la Tierra, a pesar de la detención del control de los MTB (puesto que la ubicación del sol es imposible en eclipse);
- sensores solares "CSS (Cosine Sun Sensor en inglés)" que permiten conocer la dirección del vector del sol y, por lo tanto, la guía del satélite; y
- sensores magnetómetros "MAG (MAGnetometer)" que permiten medir el campo magnético para la estimación de la velocidad angular del satélite y el control de los MTB.

El modo de sacado de órbita OCM requiere una actitud del satélite alineada en el centro de la Tierra que no es coherente con la guía del modo de supervivencia SHM. De hecho, la dirección de empuje de las toberas "THR (THRuster)", los accionadores que sirven para generar una fuerza para acelerar o frenar el satélite, está en constante rotación, lo que impide mantener este eje en el plano de la órbita y, a fortiori, mantenerla colineal con el vector de velocidad del satélite.

El problema a resolver es el de controlar el satélite con el fin de colocarlo en las condiciones adecuadas para alinear el eje de las toberas RHR con el vector de velocidad del satélite. Tal control presupone medir la actitud del satélite.

Los procedimientos conocidos para proponer una medición de actitud del satélite usan equipos tales como sensores estelares "STR (Star Tracker en inglés)", sensores girómetros "GYR (GYRometer en inglés)" o sensores de terrestres (IRES (Infra Red Earth Sensor en inglés)".

Por ejemplo, la solicitud de patente estadounidense US 2007/023579 A1 de Wang presenta una solución de control de actitud en modo de transferencia que usa sensores estelares, girómetros.

No obstante, estos equipos no están disponibles en una constelación de satélites en modo supervivencia.

De hecho, la constelación de satélites en vuelo no posee tales equipos en modo supervivencia. Solo están disponibles sensores básicos pero robustos, tales como sensores solares CSS y los magnetómetros MAG. En modo de supervivencia, solo está disponible un control de actitud alineado.

Las soluciones existentes, por lo tanto, no son compatibles con las configuraciones materiales existentes de estos satélites. Por otra parte, no presentan un nivel de robustez suficiente para permitir un uso de un juego muy reducido de sensores y de accionadores.

De este modo, existe la necesidad de una solución de sacado de órbita de un satélite compatible con los equipos disponibles en modo de supervivencia.

Resumen de la invención

La solución propuesta permite realizar un sacado de órbita de satélites en órbita baja desde el modo de supervivencia manteniendo una actitud del satélite alineada con el sol con una velocidad de rotación alrededor de la dirección del sol.

Un objeto de la presente invención es ofrecer una solución compatible con la configuración material de los satélites que ya están en vuelo.

Ventajosamente, la presente invención no requiere nuevos equipos, ni un nuevo concepto de control de actitud.

Ventajosamente, el procedimiento de la invención permite realizar maniobras cortas (o "impulsos") THR cuando la dirección de la fuerza generada por los THR es colineal con el vector de velocidad del satélite.

Ventajosamente, el procedimiento de la invención permite predecir con un juego reducido de sensores básicos las apariciones de impulsos.

Aun ventajosamente, el procedimiento de la invención permite predecir las apariciones de impulsos en eclipse de sol por la tierra cuando los sensores solares no están disponibles.

Para obtener los resultados deseados, se proporciona un dispositivo tal como se describe en la reivindicación independiente 1 y un procedimiento tal como se describe en la reivindicación independiente 8.

En particular, un dispositivo de sacado de órbita para satélite en modo de supervivencia comprende:

- un módulo de adquisición de los datos adecuado para proporcionar:
  - la dirección del campo magnético terrestre y del satélite - sol en la referencia del satélite; y
  - una predicción de la dirección del campo magnético terrestre y del satélite - sol en la referencia orbital local;
- un módulo de estimación de actitud acoplado al módulo de adquisición de datos para determinar la actitud del satélite con respecto a la referencia orbital local, el ángulo entre la dirección del sol y el eje Z del satélite y la posición en la órbita del satélite; y
- un módulo de generación de impulsos acoplado al módulo de estimación de actitud para generar señales adecuadas para activar las toberas del satélite cuando los valores de actitud, de ángulo y de posición son iguales a unos valores predefinidos.

Se describen diferentes variantes de implementación en las reivindicaciones dependientes.

Descripción de las figuras

La figura 1 es una representación del principio de control de actitud de un satélite en modo de supervivencia SHM en una posición particular;

la figura 2 es un esquema funcional del sistema de sacado de órbita de la presente invención;

la figura 3 es un diagrama que describe las etapas de desencadenamiento de impulsos según los principios de la invención.

Descripción detallada de la invención

Se harán evidentes los diferentes aspectos y ventajas de la invención en apoyo de la descripción de un modo preferente de implementación de la invención.

La figura 1 ilustra el principio del control de actitud de un satélite en modo de supervivencia SHM en una posición particular del satélite.

Un satélite tal como se representa por el triedro (Xsc Ysc Zsc) en la figura está alineado con el sol y en rotación alrededor de la dirección del sol.

El satélite alineado con el sol significa una dirección Zsc normal hacia el panel de la antena dirigida hacia el sol.

Las toberas pueden generar una fuerza colineal con el eje X del satélite que debe mantenerse en el plano de la órbita según la traza orbital del satélite. Más específicamente, la fuerza debe mantenerse colineal con el vector de velocidad del satélite. Esta situación puede producirse dos veces por órbita solamente cuando el satélite está en modo de supervivencia SHM.

La figura 1 ilustra el momento donde el satélite se encuentra al medio día horario local LST (punto subsolar). Sin embargo, los principios descritos se aplican también para el momento donde el satélite está a media noche horario local del satélite.

El procedimiento de sacado de órbita de la presente invención permite aumentar el eje medio mayor de la órbita realizando empujes de toberas para generar incrementos de velocidad lineal del satélite, colineal con el vector de velocidad del satélite.

La figura 2 es un esquema funcional que muestra los principales elementos que constituyen el sistema 200 de sacado de órbita en modo de supervivencia de la presente invención.

El sistema comprende un sensor 202 MAG, un sensor 204 CSS, una base de información de la órbita 206 del satélite, acoplados a un estimador 208 de actitud.

Un administrador 210 de impulsos se acopla a la entrada del estimador 208 de actitud y a la salida a un activador 212 THR.

Ventajosamente, la solución propuesta es compatible con las configuraciones de satélites existentes.

El sensor 202 MAG proporciona tres tensiones de imágenes de la amplitud del campo magnético proyectadas sobre los tres ejes de medición del sensor. Estas informaciones permiten medir la dirección del campo magnético terrestre en la referencia del satélite.

El sensor 204 CSS capta el flujo solar recibido por el captador del sensor y proporciona una corriente de imagen de este flujo. Las mediciones de corriente de los ocho sensores CSS permiten reconstruir la dirección satélite - sol en la referencia del satélite.

El conocimiento a bordo de la órbita del satélite 206 ORBIT permite predecir la dirección del campo magnético y la dirección satélite - sol en la referencia orbital local. Estas informaciones se obtienen a partir de datos procedentes de un sistema de geolocalización "Global Positioning System (GPS)" en inglés, complementado por un propagador de órbita "OOP On-board Orbit Propagator" en inglés. No obstante, el uso de un GPS no es obligatorio, un propagador de órbita OPP actualizado regularmente desde una estación de control en tierra es suficiente para alimentar este módulo de predicción de la dirección del sol y del campo magnético terrestre.

El estimador 208 de actitud recibe a la entrada la información de los sensores y del propagador de órbita del satélite para procesarla y calcular la fase del vector de empuje del satélite con el vector de velocidad del satélite.

La información entregada por el estimador de actitud permite al administrador 210 de impulsos generar una señal que desencadena o no una serie de impulsos de toberas por el activador 212 THR. Este automatismo 210 de impulsos se activa o se desactiva desde el suelo por el operario del satélite.

La figura 3 muestra en un diagrama de procedimiento las etapas que conducen al desencadenamiento de impulsos según los principios de la invención.

El procedimiento comienza por las etapas 302, 304 y 306 de adquisición de datos respectivamente por los sensores MAG, CSS y ORBIT.

Durante las etapas 308, 310 y 312 cada sensor entrega respectivamente una información de dirección:

- dirección del campo magnético terrestre en la referencia del satélite para el sensor (308) MAG;
- dirección satélite-sol en la referencia del satélite para el sensor (310) CSS; y
- predicción de dirección del campo magnético y del satélite en la referencia orbital para la ORBIT (312).

En la etapa 314, la información de dirección se recibe por el estimador de actitud, que la procesa.

En la etapa 316, el estimador de actitud genera la información de actitud del satélite con respecto a la referencia orbital local, con el fin de verificar el criterio de alineación del vector empujado por toberas (satélite X) con el vector de velocidad del satélite. Esta estimación se realiza preferentemente a través de un filtro de Kalman que permite propagar esta información en eclipse de sol por la Tierra o la Luna después de la indisponibilidad de las mediciones solares.

En la etapa 318, el estimador de actitud genera un valor de ángulo entre la dirección del sol y el eje Z del satélite con el fin de verificar el rendimiento de alineación solar.

En la etapa 320, el estimador de actitud genera la información de la posición en órbita del satélite con el fin de verificar la condición de proximidad del satélite con respecto a las dos posiciones favorables, de medio día y media noche en horario local.

La etapa 322 consiste en verificar una triple condición a partir de los tres parámetros calculados en las etapas 316, 318 y 320 anteriores. El procedimiento prueba:

- si el satélite tiene una alineación solar satisfactoria, es decir, si el eje Z del satélite y la dirección del sol tienen una separación angular débil (generalmente algunos grados); y
- si el eje de empuje THR del satélite y el vector de velocidad lineal del satélite tienen una separación angular débil (generalmente algunos grados); y
- si la posición angular del satélite en la órbita tiene una distancia débil con respecto a una de las dos posiciones orbitales de referencia (medio día o media noche LTS), generalmente algunas decenas de grados.

Si una de las tres condiciones no se satisface, el procedimiento regresa a la etapa 314.

Si las tres condiciones se satisfacen simultáneamente (rendimiento de alineación con el sol OK, fase de dirección THR con vector de velocidad OK, posición en la órbita OK), el procedimiento prosigue con la etapa 324 para permitir el desencadenamiento de impulsos de toberas.

El procedimiento termina en la etapa 326 por el envío de secuencias de activación THR parametrizables desde el suelo (generalmente algunas decenas de segundos en cada THR).

De este modo, la presente descripción ilustra una implementación preferente de la invención, pero que no es limitante. Se ha elegido un ejemplo para permitir una buena comprensión de los principios de la invención y, una aplicación concreta, pero de ninguna manera es exhaustivo y debe permitir al experto en la materia aportar modificaciones y variantes de implementación manteniendo los mismos principios.

La presente invención puede implementarse a partir de elementos de hardware y/o software. Puede estar disponible como un producto de programa de ordenador en un soporte legible por ordenador. El soporte puede ser electrónico, magnético, óptico, electromagnético o ser un soporte de difusión de tipo infrarrojo. Tales soportes son, por ejemplo, memorias de semiconductores (Random Access Memory RAM, Read-Only Memory ROM), bandas, disquetes o discos magnéticos u ópticos (Compact Disk - Read Only Memory (CD-ROM), Disco Compacto - Lectura/Escritura (CD-R/W) y DVD).

REIVINDICACIONES

1. Un dispositivo (200) para sacar de órbita un satélite en modo de supervivencia que comprende:

- un módulo (202, 204, 206) de adquisición de datos adecuado para proporcionar:

- la dirección del campo magnético terrestre y del satélite - sol en la referencia del satélite; y
- una predicción de la dirección del campo magnético terrestre y del satélite - sol en la referencia orbital local;

- un módulo (208) de estimación de actitud acoplado al módulo de adquisición de datos para determinar la actitud del satélite con respecto a la referencia orbital local, el ángulo entre la dirección del sol y el eje Z del satélite y la posición en órbita del satélite;
- un módulo (210) de generación de impulsos acoplado al módulo de estimación de actitud para generar señales adecuadas para activar las toberas del satélite cuando los valores de actitud, de ángulo y de posición son iguales a unos valores predefinidos.

2. El dispositivo según la reivindicación 1, en el que el módulo de adquisición de datos comprende:

- un sensor (202) adecuado para proporcionar la dirección del campo magnético terrestre en la referencia de satélite;
- un sensor (204) adecuado para proporcionar la dirección del satélite - sol en la referencia del satélite; y
- un propagador (206) de órbita adecuado para predecir la dirección del campo magnético terrestre y la dirección del satélite - sol en la referencia orbital local.

3. El dispositivo según la reivindicación 1 o 2, en el que el módulo de generación de impulsos comprende un módulo para comparar los valores de actitud, de ángulo y de posición con respecto a unos valores predefinidos.

4. El dispositivo según la reivindicación 4, en el que el módulo de comparación comprende, además, un módulo para determinar si:

- el eje Z del satélite está cercano a la dirección del sol;
- el satélite tiene un eje de empuje THR cercano al vector de velocidad lineal;
- el satélite está cerca de una posición en la órbita de referencia.

5. El dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que el satélite está en órbita baja.

6. El dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en el que el módulo de estimación comprende, además, un filtro de Kalman.

7. Un satélite que comprende un dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6.

8. Un procedimiento para sacar de órbita un satélite en modo de supervivencia que comprende las etapas de:

- adquirir (302 a 312) datos relativos a:

- la dirección del campo magnético terrestre y del satélite - sol en la referencia del satélite; y
- una predicción de la dirección del campo magnético terrestre y del satélite - sol en la referencia orbital local;
- determinar (314) la actitud del satélite con respecto a la referencia orbital local, el ángulo entre la dirección del sol y el eje Z del satélite y la posición en la órbita del satélite;
- comparar (316 a 322) los valores de actitud, de ángulo y de posición determinados con unos valores predefinidos; y
- generar (324) señales adecuadas para activar (326) las toberas del satélite según el resultado de la comparación para generar incrementos de velocidad lineal del satélite, colineal con el vector de velocidad del satélite.

9. Un producto de programa de ordenador, comprendiendo dicho programa de ordenador instrucciones de código que permiten efectuar las etapas del procedimiento según la reivindicación 8, cuando dicho programa se ejecuta en un ordenador.

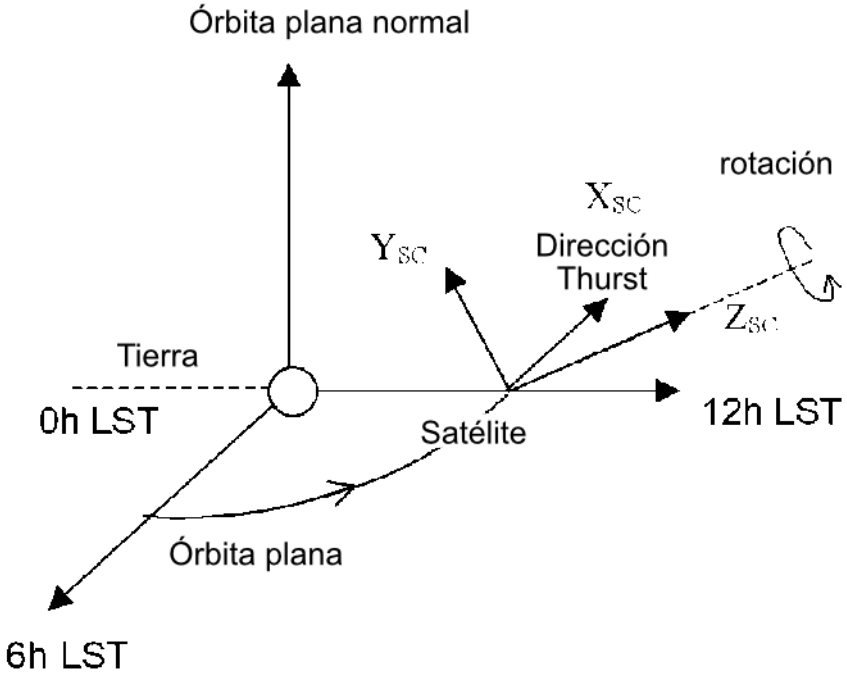
Órbita plana normal
rotación
X_{SC}
Y_{SC}
Dirección
Thurst
Z_{SC}
Tierra
0h LST
12h LST
Satélite
Órbita plana
6h LST

Fig. 1

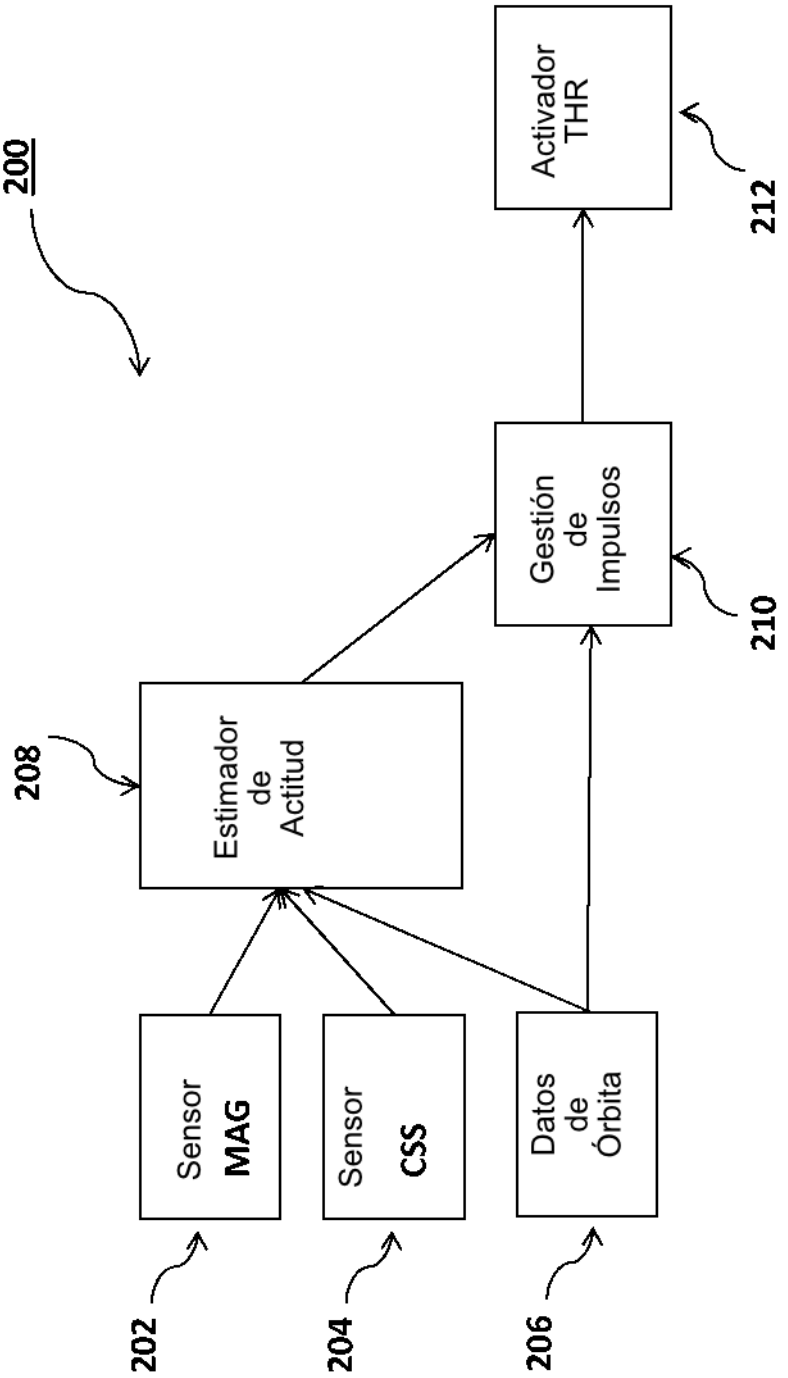
200
Activador THR
212
Gestión de Impulsos
210
Estimador de Actitud
208
Sensor MAG
Sensor CSS
Datos de Órbita
202
204
206

Fig. 2

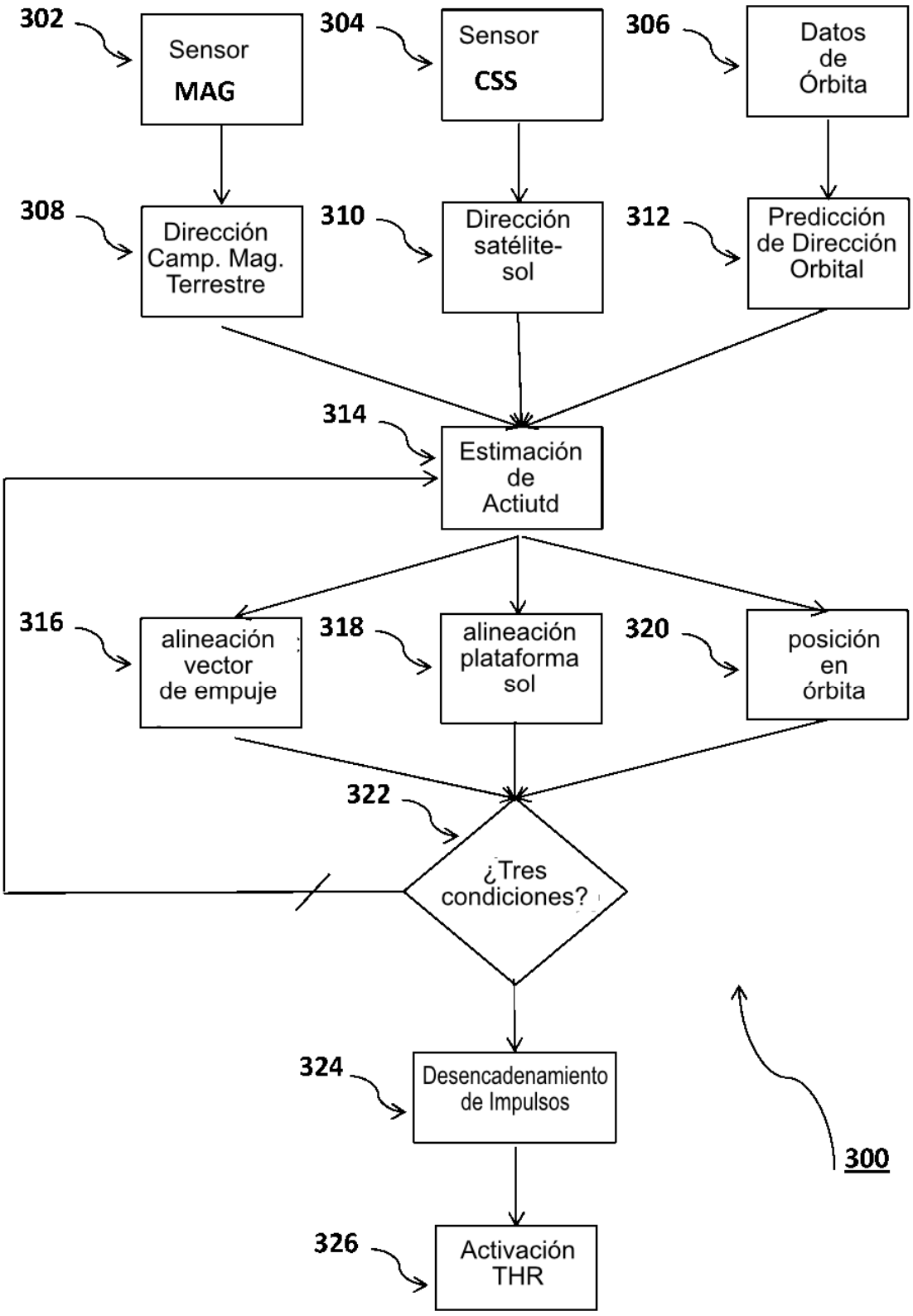
302
Sensor MAG
304
Sensor CSS
306
Datos de Órbita
308
Dirección Camp. Mag. Terrestre
310
Dirección satélite-sol
312
Predicción de Dirección Orbital
314
Estimación de Actiutd
316
alineación vector de empuje
318
alineación plataforma sol
320
posición en órbita
322
¿Tres condiciones?
324
Desencadenamiento de Impulsos
326
Activación THR
300

Fig. 3