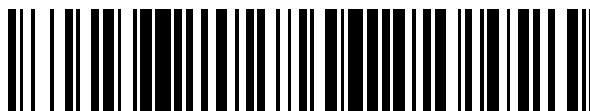


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 611 495**

51 Int. Cl.:

B64G 1/24 (2006.01)

G05D 1/08 (2006.01)

B64G 1/26 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **21.12.2010 E 10196228 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **19.10.2016 EP 2354007**

54 Título: **Procedimiento y dispositivo de optimización de la masa de un satélite**

30 Prioridad:

19.01.2010 FR 1000201

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

09.05.2017

73 Titular/es:

**THALES (100.0%)
Tour Carpe Diem, Place des Corolles, Esplanade
Nord
92400 Courbevoie, FR**

72 Inventor/es:

**MARTINOT, VINCENT;
FRATACCI, OLIVIER y
SAINCT, HERVÉ**

74 Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 611 495 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 dispositivo de optimización de la masa de un satélite

La invención se refiere al campo de las misiones espaciales y, de manera más particular, a la optimización de la masa de satélites destinados a misiones que constan de unas fases de órbita alrededor de cuerpos macizos.

5 Los futuros programas espaciales prevén enviar satélites en unas órbitas muy elípticas como órbita de captura eventualmente para liberar un módulo de aterrizaje inmediatamente después de la captura o tras un cierto tiempo pasado en esta órbita de captura. En dichas órbitas, puesto que se dan ciertas condiciones geométricas, pueden producirse eclipses de larga duración. Durante estos eclipses, el satélite se ve privado de la energía solar. Los subsistemas que garantizan la alimentación y la regulación térmica del satélite deben estar por lo tanto
10 suficientemente dimensionados para poder funcionar mientras duren estos eclipses.

Por lo general, las trayectorias de inserción que conducen a largos eclipses no se utilizan porque llevan a un aumento del peso de los subsistemas que garantizan la alimentación y la regulación térmica. Sin embargo, en el caso de que se inicie un aterrizaje desde la órbita de captura, esto puede impedir un aterrizaje en buenas condiciones (por ejemplo, iluminado por el Sol) para una latitud dada. Este problema es aun más probable cuando el aterrizaje no se realiza inmediatamente sino después de un cierto tiempo pasado en la órbita de captura para evitar
15 unas condiciones de aterrizaje desfavorables (por ejemplo los periodos de tormentas de arena en Marte o las conjunciones entre el planeta y la Tierra).

En un contexto de limitación de no modificación de la forma de la órbita (con el fin, por ejemplo, de mantener unas reducidas maniobras de desorbitación), la solución de moverse en una órbita circular a baja altura no es una opción.
20 Sin embargo, una solución posible consiste en aumentar la capacidad y, por lo tanto, el tamaño y el peso de las baterías instaladas a bordo del vehículo espacial. Esta solución no es plenamente satisfactoria ya que las baterías representan por tanto una masa importante que compite con la masa de la carga útil y/o ocupan por tanto un espacio excesivo a bordo del vehículo. Además, para los eclipses especialmente largos, esta solución puede no ser suficiente.

25 Se conoce ya por el documento JP 04349097 un satélite artificial que permite evitar unas zonas de eclipse solar sin tener que recurrir a un mecanismo de rotación complejo.

También se conoce por el documento US 6 464 174 un método para controlar un vehículo espacial que permite transferir este vehículo desde una primera órbita hacia una segunda órbita, estando la segunda órbita a una altitud diferente de la primera órbita.

30 La invención pretende en particular resolver el problema citado con anterioridad ofreciendo un procedimiento y un dispositivo para la optimización de la masa de un satélite destinado a una misión que consta de una fase de órbita alrededor de un cuerpo macizo que tiene en cuenta el problema de los eclipses de larga duración.

Para ello, la invención tiene por objeto un procedimiento para la optimización de la masa de un satélite destinado a una misión que consta de una fase de órbita alrededor de un cuerpo macizo a lo largo de una primera órbita elíptica
35 cuya forma y cuya orientación están limitadas por otra fase de la misión, constando la primera órbita de un primer punto llamado periápside y de un segundo punto llamado apoápside, y estando asociada a una primera duración de eclipse máximo, que necesita una primera masa de batería que permite mantener al satélite en funcionamiento durante la primera duración de eclipse máximo, caracterizándose dicho procedimiento porque consta de:

- 40 – una etapa de cálculo de una segunda órbita elíptica obtenida mediante la rotación de la primera órbita alrededor de un eje que une la periápside con la apoápside, estando la segunda órbita elíptica asociada a una segunda duración de eclipse máximo inferior a la primera duración de eclipse máximo;
- una etapa de determinación de una maniobra que permite al satélite unirse a la segunda órbita; y
- una etapa de cálculo de una segunda masa de batería que permite mantener al satélite en funcionamiento durante la segunda duración de eclipse máximo, y de cálculo de una masa de carburante necesaria para llevar a
45 cabo la maniobra;
- la adición de la masa de carburante al satélite y la retirada de una masa de batería equivalente a la diferencia entre la primera masa y la segunda masa de batería, siendo la suma de la masa de carburante y de la segunda masa de batería inferior a la primera masa de batería.

50 La invención tiene como ventaja evitar sobredimensionar los subsistemas que garantizan la alimentación y la regulación térmica del satélite para un largo eclipse que solo tiene lugar durante una fase relativamente corta de la misión, durando la misión varios meses y durando el eclipse algunas horas.

Esto permite optimizar el diseño del satélite intercambiando la masa necesaria para la supervivencia del satélite durante un largo eclipse por la masa de carburante necesaria para llevar a cabo una maniobra de cambio de órbita. De este modo, la masa así economizada se puede utilizar por ejemplo para otras aplicaciones científicas.

55 De manera ventajosa, la etapa de implementación de la maniobra se realiza en los bordes de la apoápside. Al estar

la velocidad del satélite limitada en esta parte de la órbita, la masa de carburante necesaria para llevar a cabo esta maniobra se ve de este modo sustancialmente reducida.

La invención se refiere también a un dispositivo para la optimización de la masa de un satélite destinado a una misión que consta de una fase de órbita alrededor de un cuerpo macizo a lo largo de una primera órbita elíptica cuya forma y cuya orientación están limitadas por otra fase de la misión, constando la primera órbita de un primer punto llamado periápside y de un segundo punto llamado apoápside, y estando asociada a una primera duración de eclipse máximo, que necesita una primera masa de batería que permite mantener al satélite en funcionamiento durante dicha primera duración de eclipse máximo, caracterizándose dicho dispositivo porque consta de:

- unos medios para el cálculo de una segunda órbita elíptica obtenida mediante la rotación de la primera órbita alrededor de un eje que une la periápside con la apoápside, estando la segunda órbita elíptica asociada a una segunda duración de eclipse máximo inferior a la primera duración de eclipse máximo;
- unos medios para la determinación de una maniobra que permite al satélite unirse a la segunda órbita; y
- unos medios para el cálculo de una segunda masa de batería que permite mantener al satélite en funcionamiento durante la segunda duración de eclipse máximo, y de cálculo de una masa de carburante necesaria para llevar a cabo la maniobra, añadiéndose la masa de carburante al satélite y retirándose del satélite una masa de batería equivalente a la diferencia entre la primera masa y la segunda masa de batería, siendo la suma de la masa de carburante y de la segunda masa de batería inferior a la primera masa de batería.

Se entenderá mejor la invención y se mostrarán otras ventajas en la lectura de la descripción detallada, dada a modo de ejemplo no limitativo, y por medio de las figuras, en las que:

- La figura 1 representa un vehículo espacial en órbita alrededor de un cuerpo macizo.
- La figura 2 representa un diagrama del procedimiento según la invención.
- La figura 3 representa un ejemplo de implementación del dispositivo según la invención.
- La figura 4 representa un ejemplo de un eclipse de larga duración.

La figura 1 presenta un vehículo 101 espacial en órbita alrededor de un cuerpo 102 macizo. El cuerpo macizo es, por ejemplo, un planeta o una luna. El vehículo espacial es, por ejemplo, un satélite o un vehículo destinado a soltar un módulo de aterrizaje. El vehículo espacial sigue una órbita 103 inicial que es elíptica. Se recuerda que una órbita elíptica consta de dos puntos destacables llamados ápsides: el primero, la periápside 104, es el punto de la órbita 103 en el que la distancia es mínima con respecto al cuerpo 102 macizo; el segundo, la apoápside 105, es el punto de la órbita 103 en el que la distancia es máxima con respecto al cuerpo 102 macizo. El eje 106 que une la periápside 104 con la apoápside 105 se llama eje de las ápsides.

El vehículo espacial al seguir la órbita inicial va a encontrar un eclipse de larga duración debido a unas condiciones geométricas desfavorables que son el resultado de la rotación aparente del Sol alrededor del cuerpo macizo y eventualmente de perturbaciones orbitales (perturbaciones gravitacionales del cuerpo macizo o de otros cuerpos).

La solución de la invención consiste en llevar a cabo una maniobra antes de que estas condiciones geométricas se cumplan. Esta maniobra tiene como objetivo realizar una rotación del plano orbital (el plano de la elipse) alrededor del eje de las ápsides 106. La velocidad del vehículo en la órbita inicial viene definida por un primer vector v_1 velocidad. La maniobra no modifica el valor del primer vector v_1 . Por el contrario, modifica su dirección en un plano perpendicular al eje de las ápsides 106 de forma que se obtenga un segundo vector v_2 velocidad. La primera órbita 103 elíptica está asociada a una primera duración D1 de eclipse máximo.

La figura 2 representa un diagrama del procedimiento según la invención. El procedimiento consta de:

- una etapa 201 de cálculo de una segunda órbita 107 elíptica obtenida mediante la rotación de la primera órbita 103 alrededor de un eje 106 que une la periápside 104 con la apoápside 105, estando la segunda órbita 107 elíptica asociada a una segunda duración D2 de eclipse máximo inferior a la primera duración D1 de eclipse máximo;
- una etapa 202 de determinación de una maniobra que permite al satélite unirse a la segunda órbita 107; y
- una etapa 203 de cálculo de una segunda masa Mb2 de batería que permite mantener al satélite en funcionamiento durante la segunda duración D2 de eclipse máximo, y de cálculo de una masa Mc de carburante necesaria para llevar a cabo la maniobra;
- la adición de la masa Mc de carburante al satélite y la retirada de una masa de batería equivalente a la diferencia entre la primera masa Mb1 y la segunda masa Mb2 de batería, siendo la suma de la masa Mc de carburante y de la segunda masa Mb2 de batería inferior a la primera masa Mb1 de batería.

La segunda órbita 107 elíptica se determina de forma que cumpla las siguientes condiciones: (i) la segunda órbita 103 elíptica tiene la misma apoápside 105 y la misma periápside 104 que la primera órbita, (ii) la duración D2 de eclipse máximo de la segunda órbita (es decir la duración máxima durante la cual el satélite que recorre esta órbita no recibe la luz del Sol) es inferior a la duración D1 de eclipse máximo de la primera órbita. La diferencia D entre la primera duración D1 de eclipse máximo y la segunda duración D2 de eclipse máximo permite calcular una masa Mb de batería. Esta masa Mb de batería representa la cantidad de batería necesaria para mantener al satélite en

funcionamiento durante la diferencia D de duración.

Por otra parte, se puede determinar una masa M_c de carburante necesaria para la realización de la maniobra que permite al satélite unirse a la segunda órbita 107.

La masa M_c de carburante es inferior a la masa M_b de batería.

- 5 Esta solución resuelve el problema de los eclipses de larga duración y tiene como ventaja reducir la masa del satélite.

10 De manera ventajosa, la maniobra se realiza en el borde la apoápside 105. En una órbita elíptica, la apoápside es el punto en el que el satélite tiene la velocidad más baja. Es en este lugar en el que la maniobra consume menos carburante. Es, por lo tanto, preferible iniciar el cambio de órbita cuando el satélite está cerca de este punto, por ejemplo, algunos grados antes o después de este punto.

De manera ventajosa, el procedimiento consta, además, de una etapa de determinación de una maniobra que permite al satélite 101 volver a la primera órbita 103, comprendiendo el satélite una reserva de carburante adicional destinada a llevar a cabo la maniobra que permite la vuelta a la primera órbita 103.

- 15 Según una característica de la invención, al venir la velocidad del satélite en la órbita inicial definida por un primer vector velocidad que consta de una dirección, la maniobra que permite al satélite unirse a la segunda órbita 107 modifica la dirección en un plano perpendicular al eje de las ápsides 106.

20 La figura 3 representa un ejemplo de implementación del dispositivo según la invención. El dispositivo 300 para la optimización de la masa de un satélite 101 destinado a una misión, que consta de una fase de órbita alrededor de un cuerpo 102 macizo a lo largo de una primera órbita 103 elíptica cuya forma y cuya orientación están limitadas por otra fase de la misión, constando la primera órbita 103 de un primer punto llamado periápside 104 y de un segundo punto llamado apoápside 105, y estando asociada a una primera duración D_1 de eclipse máximo, que necesita una primera masa M_{b1} de batería que permite mantener al satélite en funcionamiento durante dicha primera duración D_1 de eclipse máximo, consta de:

- 25 – unos medios 301 para el cálculo de una segunda órbita 107 elíptica obtenida mediante la rotación de la primera órbita 103 alrededor de un eje 106 que une la periápside 104 con la apoápside 105, estando la segunda órbita 107 elíptica asociada a una segunda duración D_2 de eclipse máximo inferior a la primera duración D_1 de eclipse máximo;
- unos medios 302 para la determinación de una maniobra que permite al satélite unirse a la segunda órbita 107; y
- 30 – unos medios 303 para el cálculo de una segunda masa M_{b2} de batería que permiten mantener al satélite en funcionamiento durante la segunda duración D_2 de eclipse máximo, y de cálculo de una masa M_c de carburante necesaria para llevar a cabo la maniobra, añadiéndose la masa M_c de carburante al satélite y retirándose del satélite una masa de batería equivalente a la diferencia entre la primera masa M_{b1} y la segunda masa M_{b2} de batería, siendo la suma de la masa M_c de carburante y de la segunda masa M_{b2} de batería inferior a la primera masa M_{b1} de batería.

- 35 De manera ventajosa, el dispositivo según la invención comprende, además, unos medios para la determinación de una maniobra que permite al satélite 101 volver a la primera órbita 103, comprendiendo el satélite una reserva de carburante adicional destinada a llevar a cabo la maniobra que permite la vuelta a la primera órbita 103.

Según una variante de la invención, los medios 301 para el cálculo de una segunda órbita 107 están situados en el suelo.

- 40 Según otra variante de la invención, los medios 301 para el cálculo de una segunda órbita 107 están instalados a bordo del satélite.

45 La figura 4 representa un ejemplo de un eclipse de larga duración. Los niveles de gris representan la duración de los eclipses en horas en una órbita elíptica alrededor de un planeta en función de la geometría de inserción alrededor del planeta en grados (B-plano ángulo, en el eje de abscisas) y la duración pasada en la órbita en días (en el eje de ordenadas).

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento para la optimización de la masa de un satélite (101) destinado a una misión que consta de una fase de órbita alrededor de un cuerpo (102) macizo a lo largo de una primera órbita (103) elíptica cuya forma y cuya orientación están limitadas por otra fase de la misión, constando la primera órbita (103) de un primer punto llamado periápside (104) y de un segundo punto llamado apoápside (105), y estando asociada a una primera duración (D1) de eclipse máximo que necesita una primera masa (Mb1) de batería que permita mantener al satélite en funcionamiento durante dicha primera duración (D1) de eclipse máximo, **caracterizándose** dicho procedimiento **porque** consta de:
- una etapa (201) de cálculo de una segunda órbita (107) elíptica obtenida mediante la rotación de la primera órbita (103) alrededor de un eje (106) que une la periápside (104) con la apoápside (105), estando la segunda órbita (107) elíptica asociada a una segunda duración (D2) de eclipse máximo inferior a la primera duración (D1) de eclipse máximo;
 - una etapa (202) de determinación de una maniobra que permita al satélite unirse a la segunda órbita (107); y
 - una etapa (203) de cálculo de una segunda masa (Mb2) de batería que permita mantener al satélite en funcionamiento durante la segunda duración (D2) de eclipse máximo, y de cálculo de una masa (Mc) de carburante necesaria para llevar a cabo la maniobra;
 - la adición de la masa (Mc) de carburante al satélite y la retirada de una masa de batería equivalente a la diferencia entre la primera masa (Mb1) y la segunda masa (Mb2) de batería, siendo la suma de la masa (Mc) de carburante y de la segunda masa (Mb2) de batería inferior a la primera masa (Mb1) de batería.
2. Procedimiento para la optimización de la masa de un satélite (101) según la reivindicación 1, **caracterizado porque** la maniobra se realiza en los bordes de la apoápside (105).
3. Procedimiento para la optimización de la masa de un satélite (101) según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** comprende, además, una etapa de determinación de una maniobra que permita al satélite (101) volver a la primera órbita (103), comprendiendo el satélite una reserva de carburante adicional destinada a llevar a cabo la maniobra que permita la vuelta a la primera órbita (103).
4. Procedimiento para la optimización de la masa de un satélite (101) según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** la velocidad del satélite en la órbita inicial estando definida por un vector velocidad que consta de una dirección, la maniobra que permita al satélite unirse a la segunda órbita (107) modifica la dirección del vector en un plano perpendicular al eje de las ápsides (106).
5. Dispositivo para la optimización de la masa de un satélite (101) destinado a una misión que consta de una fase de órbita alrededor de un cuerpo (102) macizo a lo largo de una primera órbita (103) elíptica cuya forma y cuya orientación están limitadas por otra fase de la misión, constando la primera órbita (103) de un primer punto llamado periápside (104) y de un segundo punto llamado apoápside (105), y estando asociada a una primera duración (D1) de eclipse máximo, que necesita una primera masa (Mb1) de batería que permita mantener al satélite en funcionamiento durante dicha primera duración (D1) de eclipse máximo, **caracterizándose** dicho dispositivo (300) **porque** consta de:
- unos medios (301) adaptados para el cálculo de una segunda órbita (107) elíptica obtenida mediante la rotación de la primera órbita (103) alrededor de un eje (106) que une la periápside (104) con la apoápside (105), estando la segunda órbita (107) elíptica asociada a una segunda duración (D2) de eclipse máximo inferior a la primera duración (D1) de eclipse máximo;
 - unos medios (302) adaptados para la determinación de una maniobra que permita al satélite unirse a la segunda órbita (107); y
 - unos medios (303) adaptados para el cálculo de una segunda masa (Mb2) de batería que permiten mantener al satélite en funcionamiento durante la segunda duración (D2) de eclipse máximo, y de cálculo de una masa (Mc) de carburante necesaria para llevar a cabo la maniobra, añadiéndose la masa (Mc) de carburante al satélite y retirándose del satélite una masa de batería equivalente a la diferencia entre la primera masa (Mb1) y la segunda masa (Mb2) de batería, siendo la suma de la masa (Mc) de carburante y de la segunda masa (Mb2) de batería inferior a la primera masa (Mb1) de batería.
6. Dispositivo para la optimización de la masa de un satélite (101) según la reivindicación 5, **caracterizado porque** comprende, además, unos medios adaptados para la determinación de una maniobra que permite al satélite (101) volver a la primera órbita (103), comprendiendo el satélite una reserva de carburante adicional destinada a llevar a cabo la maniobra que permita la vuelta a la primera órbita (103).
7. Dispositivo para la optimización de la masa de un satélite (101) según una de las reivindicaciones 5 o 6, **caracterizado porque** los medios (301) adaptados para el cálculo de una segunda órbita (107) están situados en el suelo.

8. Dispositivo para la optimización de la masa de un satélite (101) según una de las reivindicaciones 5 o 6, **caracterizado porque** los medios (301) adaptados para el cálculo de una segunda órbita (107) están instalados en el satélite.

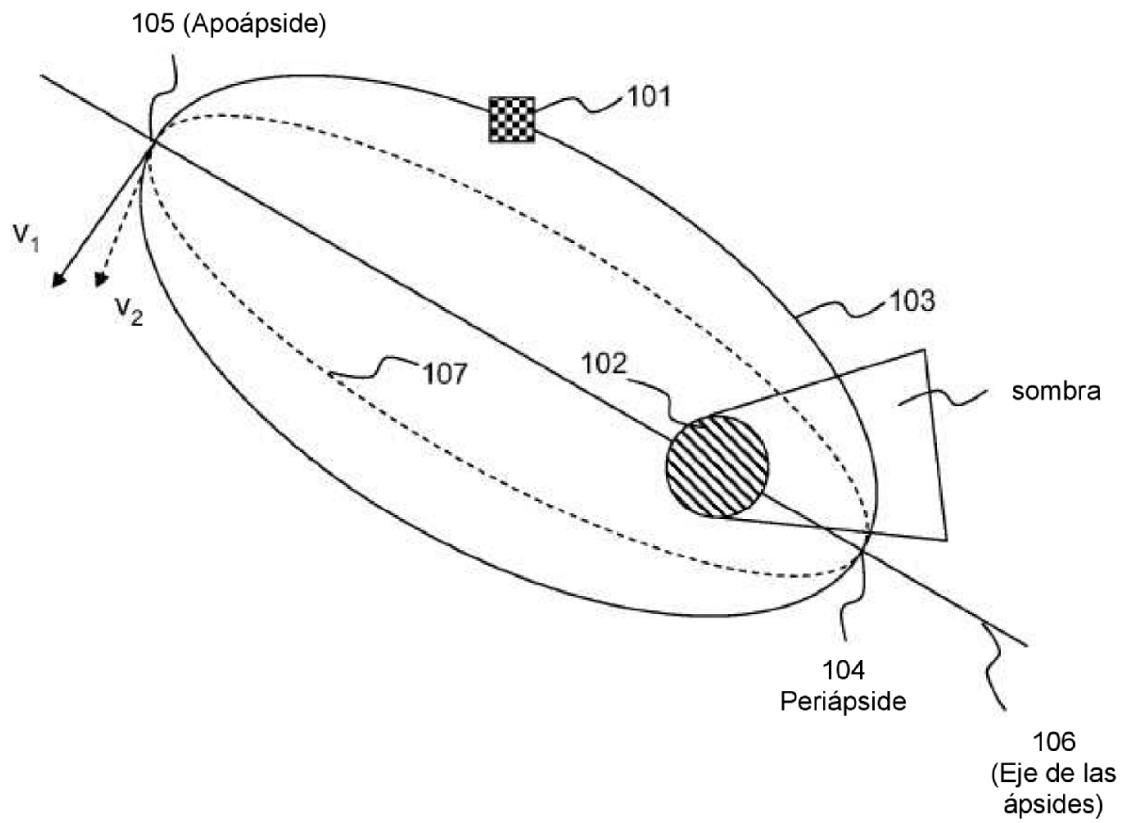


Fig. 1

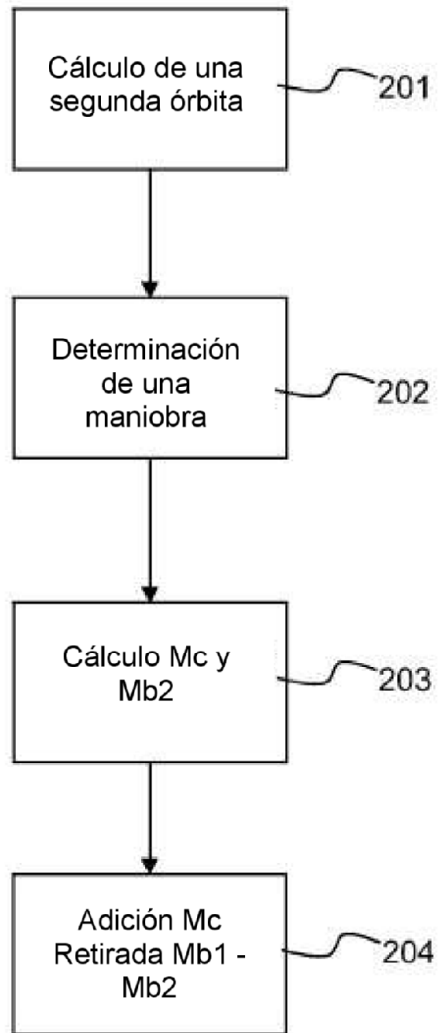


Fig. 2 (Procedimiento)

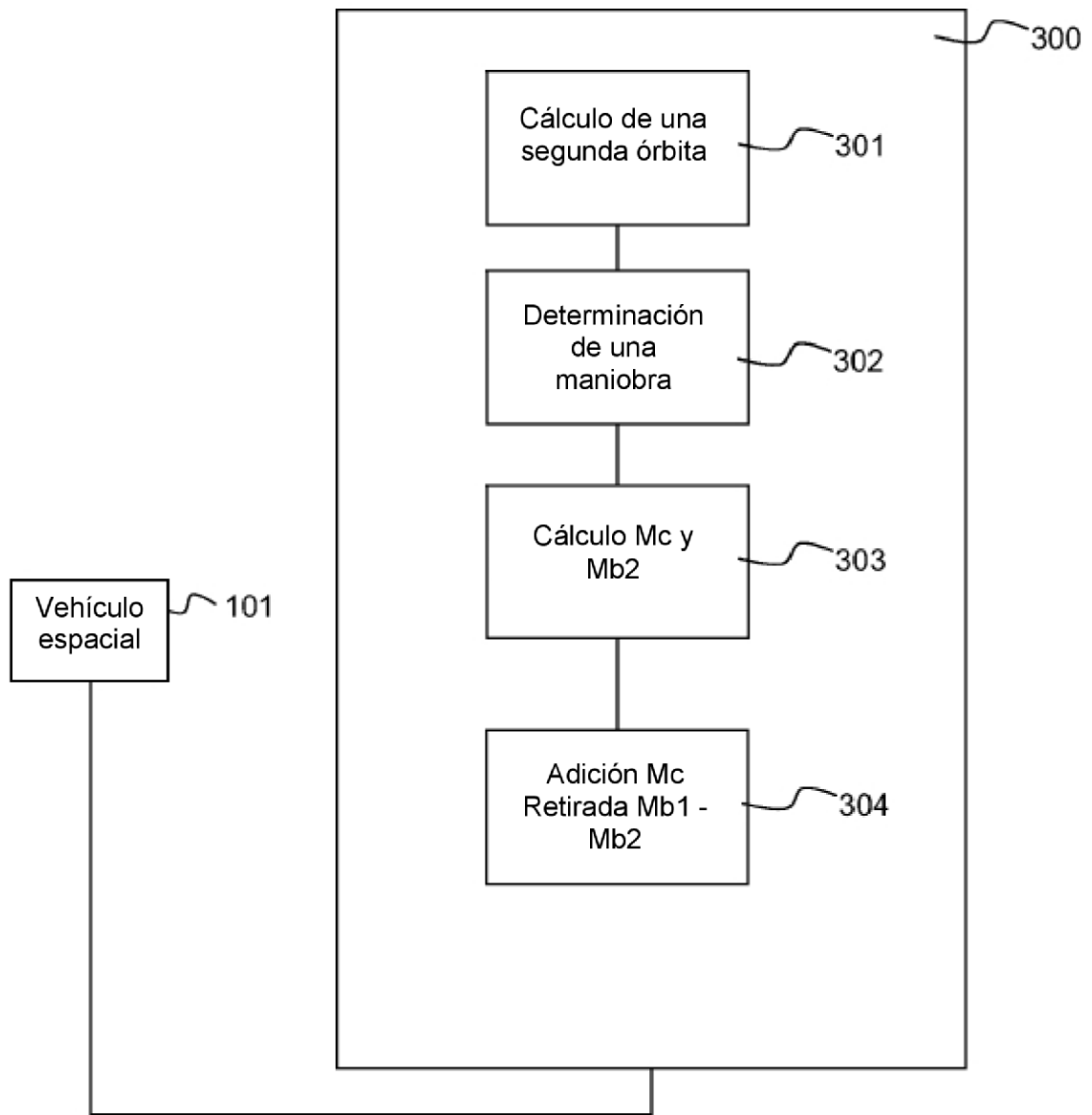


Fig. 3 (Dispositivo)

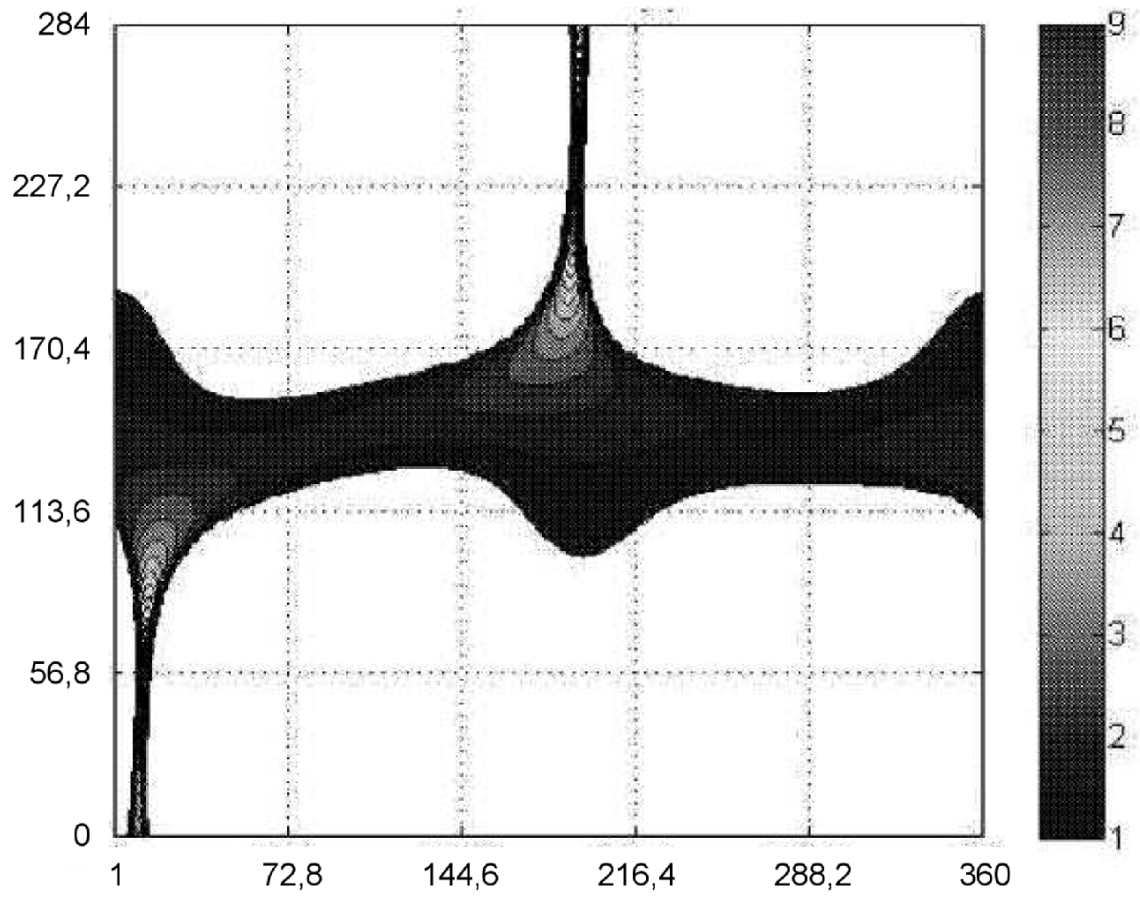


Fig. 4