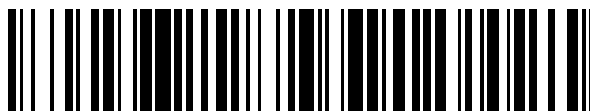


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 768 971**

51 Int. Cl.:

B64G 1/24 (2006.01)

B64G 1/36 (2006.01)

G08G 5/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **24.06.2016 E 16176230 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **23.10.2019 EP 3109722**

54 Título: **Procedimiento de evitación de una zona prohibida por un satélite**

30 Prioridad:

24.06.2015 FR 1555802

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

24.06.2020

73 Titular/es:

**CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES
(100.0%)
2, Place Maurice Quentin
75001 Paris, FR**

72 Inventor/es:

**THERET, NICOLAS y
LASSALLE-BALIER, GÉRARD**

74 Agente/Representante:

CURELL SUÑOL, S.L.P.

ES 2 768 971 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 de evitación de una zona prohibida por un satélite.

5 **Campo técnico general**

La invención se refiere a un procedimiento de cálculo de maniobras de actitud, desde un estado de partida hasta un estado de llegada, bajo condiciones limitativas de direcciones de puntería a evitar, para un satélite que puede orientarse según tres ejes.

10 **Estado de la técnica**

Durante su vida útil, los satélites necesitan constantemente modificar su orientación en el espacio durante las maniobras.

15 En el caso de un satélite, en el curso de su órbita alrededor de la Tierra este último puede hacer que sus instrumentos apunten hacia unas zonas peligrosas para estos últimos. Estas zonas son por ejemplo el Sol que puede deslumbrar a la cámara, los sensores estelares y dañarlos o también la Tierra o la Luna, que son demasiado luminosas con respecto a las estrellas y que pueden perturbar por lo tanto la medición realizada por estos sensores. En efecto, los sensores estelares permiten determinar la actitud del satélite en comparación con una biblioteca de imágenes del cielo. Por consiguiente, un sensor estelar debe apuntar hacia las estrellas en cualquier momento. Si pasara a orientarse hacia la Tierra, su información no estaría disponible y la actitud del satélite resultaría imposible de determinar.

25 Además, si un sensor pasara a orientarse hacia el Sol o la Luna, el deslumbramiento sería demasiado fuerte para permitir un buen reconocimiento de los alrededores. La actitud se define como la dirección de los ejes de un ingenio espacial con respecto a un triedro de referencia. Este vocabulario se utiliza habitualmente para los satélites, pero también para los robots que se desplazan en el espacio, espacio geométrico que nos rodea, tanto en el suelo como en el aire (dron).

30 En el caso de los satélites, una solución que se está utilizando actualmente es hacer que la misión no esté disponible cuando este último apunte hacia estas zonas: esta estrategia consiste por lo tanto en activar unas vigilancias a bordo para interrumpir la misión, lo cual es muy penalizante para esta última. Se busca entonces, por lo tanto, por construcción, evitar estas situaciones, a riesgo de no optimizar la misión y de descartar unas soluciones de guiado autónomo. También se pueden descartar de antemano algunas punterías que corren el riesgo de plantear un problema, lo cual conduce a reducir las posibilidades de la misión.

35 El documento FR2826470 divulga unos procedimientos y dispositivos que permiten controlar la actitud de un satélite.

40 **Presentación de la invención**

La invención propone paliar los inconvenientes mencionados anteriormente permitiendo que el satélite evite unas zonas prohibidas susceptibles de dañar o de perturbar unos instrumentos de los satélites tales como las cámaras y los sensores estelares.

Con este fin, la invención propone un procedimiento según la reivindicación 1.

50 La invención se completa ventajosamente con las características siguientes, consideradas solas o según cualquiera de sus combinaciones técnicamente posibles.

Un eje de puntería sigue durante una maniobra una trayectoria esférica en una esfera de actitudes que tiene como centro el satélite, siendo circular la zona prohibida, consistiendo la determinación del punto de evitación en determinar dos tangentes a la zona prohibida a partir del punto de partida y a partir del punto de llegada, siendo la intersección de las dos tangentes así determinadas el punto de evitación.

55 El procedimiento incluye una etapa E2) de verificación de que el punto de evitación situado en la intersección de las tangentes no está demasiado alejado de la zona prohibida, es decir, preferentemente, que la distancia entre el punto de evitación y el centro de la zona prohibida no es superior a dos veces del radio de la zona prohibida, típicamente 1,5 veces el radio de la zona prohibida.

60 Si el punto de evitación está demasiado alejado de la zona prohibida, el procedimiento comprende una etapa E3) de determinación de dos puntos de evitación suplementarios estando cada uno situado en las tangentes determinadas, comprendiendo el procedimiento una etapa E4) de determinación de otro punto de evitación en la intersección entre unas tangentes a partir respectivamente de cada punto de evitación suplementario, siendo la

65

intersección de estas dos tangentes el otro punto de evitación, y esto de manera recursiva hasta determinar un número de puntos intermedios suficiente.

5 Los puntos de evitación suplementarios están situados a igual distancia del centro de la zona prohibida multiplicado por un coeficiente intermedio, siendo el coeficiente intermedio tal que la trayectoria de evitación del eje de puntería del instrumento que pasa por estos puntos suplementarios permanece siempre convexa.

10 El procedimiento comprende una etapa de detección de una zona prohibida que consiste en calcular en la esfera de actitudes, una diferencia angular entre el eje de puntería al punto de partida y el centro de una zona prohibida, siendo una zona prohibida detectada en cuanto la diferencia angular es inferior o igual al radio de la zona prohibida.

15 La determinación de las maniobras de actitud del satélite para que el eje de puntería de un instrumento del satélite siga la trayectoria de evitación consiste en determinar las coordenadas del punto de evitación, las actitudes del satélite en los puntos de partida y de llegada, así como en dicho por lo menos un punto de evitación, estando dichas actitudes definidas por cuaterniones de actitud en los puntos de partida y de evitación y por una velocidad y una aceleración en estos puntos.

20 La velocidad en el punto de evitación es no nula.

25 La selección del encadenamiento de maniobra de entre las maniobras determinadas consiste en seleccionar, según un primer criterio, el encadenamiento más rápido o en seleccionar, según un segundo criterio, el encadenamiento que implica unas condiciones limitativas de materiales más bajas o bien un compromiso de los primer y segundo criterios.

30 Si la trayectoria de evitación obtenida es tal que un eje de puntería apunta hacia otra zona prohibida, el procedimiento comprende una repetición de las etapas E1) a E6), y eventualmente recursiva, con una trayectoria inicial considerando así dos nuevas maniobras sucesivas independientes, haciendo que pase por el punto de evitación obtenido previamente.

La invención se refiere asimismo a un sistema de evitación de una zona prohibida que comprende un procesador configurado para realizar un procedimiento según la invención.

35 **Presentación de las figuras**

Otras características, objetivos y ventajas de la invención se desprenderán de la descripción siguiente, que es puramente ilustrativa y no limitativa, y que debe ser leída haciendo referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

40 La figura 1 ilustra un satélite que comprende varios instrumentos;

La figura 2a ilustra una zona prohibida así como una trayectoria de evitación, proyectadas en un plano;

La figura 2b ilustra una zona prohibida con unos márgenes de error;

45 La figura 3 ilustra una esfera de actitudes que tienen como centro un satélite;

La figura 4 ilustra un sistema de evitación de una zona prohibida;

50 La figura 5 ilustra unas etapas de un procedimiento de evitación de una zona prohibida;

La figura 6 ilustra una zona prohibida con, además de un punto de evitación, unos puntos de evitación suplementarios;

55 La figura 7 ilustra varias zonas prohibidas, así como la trayectoria de evitación correspondiente.

La figura 8 ilustra la determinación de las coordenadas de un punto de evitación;

60 Las figuras 9a y 9b ilustran respectivamente una trayectoria de evitación con una velocidad nula y no nula en los puntos de evitación.

En todas las figuras, los elementos similares tienen unas referencias idénticas.

Descripción detallada de la invención

65 Se ha representado en la figura 1, un satélite 1 que comprende varios instrumentos 2, 3, 4, teniendo cada uno un eje de puntería x, y, z, apuntando el instrumento según este eje de puntería.

5 En relación con la figura 2a, durante una maniobra inicial tal que un eje de puntería de un instrumento del satélite sigue una trayectoria inicial T_r para ir desde un punto de partida A a un punto de llegada B, un eje de puntería puede apuntar hacia una zona prohibida Zi. La zona prohibida Zi está compuesta por la zona prohibida como tal (zona central en la figura 23, el Sol o la Luna, por ejemplo) rodeada por un margen de error. En lo sucesivo, se utilizará la noción de zona prohibida Zi para englobar al mismo tiempo la zona como tal y el margen de error.

10 En lo sucesivo, se considera que las direcciones de apuntado de los instrumentos del satélite son proyectados en una esfera de actitud. Cada punto de esta esfera corresponde a una dirección normalizada en la referencia inercial. Se obtiene así una trayectoria de actitud en la esfera para cada eje de puntería de un instrumento.

Se define así una esfera de actitud de centro del satélite en la que se han representado unas zonas prohibidas. Esta esfera se desplaza a medida que el satélite se desplaza en su órbita.

15 Por lo tanto, se entiende en este caso por zona prohibida, el conjunto de direcciones que el satélite debe evitar para el buen funcionamiento de sus instrumentos. Estas actitudes prohibidas son, a título de ejemplos no limitativos, las direcciones de astros o bien lo suficientemente grandes (la Tierra) para obstaculizar los sensores estelares que permiten que el satélite conozca su orientación en cualquier momento referenciándose con respecto a las estrellas, o bien demasiado luminosas (el Sol, la Luna) y que por consiguiente amenazan con dañar instrumentos sensibles o deslumbrar a los sensores estelares.

20 Se considera que las zonas prohibidas son esféricas de manera que las formas irregulares de la Tierra o de la Luna son ignoradas. Las áreas prohibidas están representadas así mediante unos círculos. La figura 2b ilustra una zona prohibida Zi que engloba la zona prohibida como tal aumentada en medio campo de visión del instrumento o1, y después también en un margen o2 de funcionamiento predeterminado (típicamente 15%). En esta figura 2b, el satélite presenta una abertura o.

30 Se ha representado en la figura 3, una esfera de actitud en la que están representadas cuatro zonas prohibidas Zi. Se observa de nuevo que las zonas prohibidas comprenden dos círculos concéntricos. El círculo más grande corresponde a un margen de seguridad en la definición de las áreas prohibidas. Las zonas concéntricas corresponden a un mismo perturbador, pero para unos instrumentos diferentes (se visualiza así la diferencia de medio campo de visión entre los instrumentos).

35 Con el fin de que durante una maniobra, un instrumento no apunte hacia una zona prohibida, se realiza un procedimiento de determinación de por lo menos una maniobra de un satélite en un sistema de determinación de por lo menos una maniobra de un satélite tal como se describe en la figura 4.

40 Este sistema S está configurado para realizar un procedimiento de determinación de por lo menos una maniobra de un satélite descrito a continuación. Este sistema comprende un procesador 5 y una memoria 12. La memoria 12 almacena las maniobras iniciales y un programa que controla el procesador para que realice el procedimiento de determinación de un conjunto de mallas. El sistema S comprende, llegado el caso, una herramienta 14 de interacción con un usuario, que permite que un operador introduzca datos en la misma o parametrize el programa. Se trata por ejemplo de un teclado asociado a una pantalla.

45 En relación con la figura 5, un procedimiento de determinación de por lo menos una maniobra de un satélite comprende en primer lugar una etapa E0 de detección de una zona prohibida Zi que consiste en calcular en la esfera de actitudes, una diferencia angular entre el eje de puntería de un instrumento del satélite en el punto de partida A y el centro de una zona prohibida Zi.

50 Ventajosamente, se detecta una zona prohibida Zi en cuanto la diferencia angular es inferior o igual al radio de la zona prohibida Zi.

55 A continuación, el procedimiento comprende una etapa E1 de determinación de por lo menos un punto denominado de evitación C, tal que una trayectoria de evitación A-C-B del eje de puntería de un instrumento del satélite se desvíe de la trayectoria inicial A-B pasando por el punto de evitación C para evitar el área prohibida.

60 Ventajosamente, aproximándose la trayectoria del eje de puntería durante una maniobra al primer orden por una trayectoria esférica en la esfera de actitudes que tiene al satélite como centro, y siendo circular la zona prohibida, la determinación E1 del punto de evitación consiste en determinar dos tangentes (curva AC) a la zona prohibida Zi a partir del punto de partida A y a partir del punto de llegada B (curva BC), siendo la intersección de las dos tangentes así determinadas el punto de evitación C. De manera más precisa, existen dos soluciones posibles, a uno y otro lado de la zona prohibida Zi. Las dos soluciones serán probadas para realizar la maniobra con evitación.

65 En algunos casos, los puntos de partida y/o de llegada están muy cerca de la zona prohibida (véase la figura 6).

El procedimiento comprende así ventajosamente una etapa E2 de verificación de que el punto de evitación C situado en la intersección de las tangentes AC, BC y no está demasiado alejado de la zona prohibida Z.

5 En particular, durante esta etapa se verifica que la distancia entre el punto de evitación C determinado previamente y el centro de la zona prohibida Zi no es superior a dos veces el radio de la zona prohibida Zi, típicamente 1,5 veces el radio de la zona prohibida Zi.

10 Y si resulta que el punto de evitación C está demasiado alejado de la zona prohibida, el procedimiento comprende una etapa E3 de determinación de dos puntos de evitación suplementarios A2, B2 estando cada uno situado en las tangentes determinadas (tangentes AC y BC en la figura 7), seguida de una etapa E4 de determinación de otro punto de evitación C' en la intersección entre unas tangentes a partir respectivamente de cada punto de evitación suplementario (curvas AA2 y BB2), siendo la intersección de estas dos tangentes el otro punto de evitación.

15 De esta manera, la trayectoria del eje de apuntado de un instrumento del satélite rodea la zona prohibida Zi desde más cerca. Se observa que las etapas E3 y E4 se pueden repetir hasta obtener una trayectoria de evitación cerca de la zona prohibida Zi y esto de manera recursiva hasta determinar un número de puntos intermedios suficiente para coincidir al máximo con la zona prohibida Zi.

20 Una vez obtenida la trayectoria de evitación, ésta puede conducir a que un eje de apuntado de un instrumento del satélite apunte hacia otra zona prohibida Zi' (véase la figura 7) yendo desde el punto de partida A (o desde un punto intermedio) al punto de llegada B (o a un punto intermedio). En este caso, se repiten de forma recursiva las etapas descritas anteriormente, siendo considerada cada maniobra de un punto al siguiente como cualquier nueva maniobra completa, para obtener otro punto de evitación C'. En este caso, el nuevo punto de partida es el punto C y el nuevo punto de llegada es el punto B.

25 Una vez determinada la trayectoria de evitación y de hecho, el o los puntos de evitación, el procedimiento comprende una etapa E5 de determinación de las maniobras del satélite que permiten que el eje de puntería siga la trayectoria de evitación y finalmente el procedimiento comprende una etapa de selección E6, de entre las maniobras determinadas, en función del sentido de rodear la o las zonas prohibidas, del mejor encadenamiento de maniobras a realizar.

30 Ventajosamente, la selección E6 del encadenamiento de maniobras de entre las maniobras determinadas consiste en seleccionar, según un primer criterio, el encadenamiento más rápido o en seleccionar, según un segundo criterio, el encadenamiento que implica unas condiciones limitativas de materiales más bajas o bien un compromiso de los primer y segundo criterios.

35 Con el fin de determinar la maniobra del satélite entre dos actitudes definidas por unas condiciones estáticas (es decir, por unos cuaterniones de actitud) y cinemáticas (condiciones sobre las velocidades, aceleraciones y 'jerks' angulares) en los extremos de la maniobra (entre el punto partida A y el punto de llegada), el procedimiento utiliza un medio externo de cálculo de trayectoria. A título de ilustración, es posible utilizar el algoritmo denominado MANiac (MANoeuvre Imposée en Attitude sous Contraintes) desarrollado por el Centre National d'Etudes Spatiales (CNES). A este respecto, se puede hacer referencia al documento: Parraud, A. Flipo, J. Jaubert, y G. Lassalle-Balier : « Computing smooth attitude guidance laws for homing maneuvers ». En
40 International Symposium on Space Technology and Science, Kanazawa, Japón, 2006.

45 En particular, la etapa de determinación de las maniobras consiste en determinar las coordenadas del punto de evitación, las actitudes del satélite en los puntos de partida y de llegada así como en dicho por lo menos un punto de evitación, estando dichas actitudes definidas por unos cuaterniones de actitud en los puntos de partida y de evitación y por una velocidad y una aceleración en estos puntos.

50 De hecho, un cuaternión describe la actitud del satélite en un momento dado, es decir la rotación de su referencia con respecto a la referencia inercial. Además, los cuaterniones de actitudes permiten determinar la evolución de la actitud del satélite durante una maniobra y por consiguiente la dirección de apuntado de un instrumento.

55 Con el fin de determinar la maniobra del satélite que corresponde a la trayectoria de evitación del eje de puntería, se trata de determinar los cuaterniones de actitudes de los puntos de partida A y de llegada B y al punto de evitación C.

60 Para ello, conviene determinar las coordenadas de los puntos intermedios en la esfera de actitud y unas coordenadas de los puntos de partida A y de llegada B.

65 Se describe a continuación la determinación de las coordenadas de un punto de evitación C, en relación con la figura 8.

El camino más corto entre dos puntos en una esfera es el arco de gran círculo es decir, el geodésico. Se trata en este caso de determinar los geodésicos desde el punto de partida A y el punto de llegada B y tangentes a la zona prohibida Zi (a los puentes At y Bt en la figura 9). El punto de evitación C está en la intersección de las tangentes. De manera más precisa, hay dos puntos de tangencia, a uno y otro lado de la zona prohibida. En la continuación se está explícitamente interesado en uno de ellos llamado C, pero también existe otro punto similar, que dará lugar asimismo a un cálculo de maniobra global.

Con el fin de determinar las coordenadas del punto de evitación C, es necesario determinar unas ecuaciones de los dos geodésicos. Para ello, se determinan las ecuaciones de dos planos πA y πB que contienen las dos tangentes.

Para definir la ecuación de un plano, basta con conocer tres puntos. Se conocen en este caso dos puntos:

El centro de la esfera unidad $O = (XO, YO, ZO) = (0,0,0)$;
El punto de partida $A = (XA, YA, ZA)$ o de llegada $B = (XB, YB, ZB)$.

El tercer punto a determinar es el punto de tangencia $At = (XAt, YAt, ZAt)$ partiendo del punto de partida A o $Bt = (XBt, YBt, ZBt)$ partiendo del punto de llegada B.

A partir de estos tres puntos, se obtienen las ecuaciones del plano πA y del plano πB calculando un determinante: $\pi A \equiv X - X_0 Y - Y_0 Z - Z_0 X A Y A Z A X A t Y A t Z A t = X Y Z X A Y A Z A X A t Y A t Z A t = 0 \Rightarrow Y A Z A t - Z A Y A t X + Z A X A t - X A Z A t Y + X A Y A t - Y A X A t Z = 0 \Rightarrow \alpha A X + \beta A Y + \gamma A Z = 0$

Dibujos disponibles en "Documento original"

$\pi B \equiv X - X_0 Y - Y_0 Z - Z_0 X B Y B Z B X B t Y B t Z B t = X Y Z X B Y B Z B X B t Y B t Z B t = 0 \Rightarrow Y B Z B t - Z B Y B t X + Z B X B t - X B Z B t Y + X B Y B t - Y B X B t Z = 0 \Rightarrow \alpha B X + \beta B Y + \gamma B Z = 0$

Dibujos disponibles en "Documento original"

Además, la intersección de los dos planos da una recta (no siendo paralelos los planos). Esta recta pasa por el centro de la esfera de ecuación $X^2 + Y^2 + Z^2 = 1$ y cuenta así dos intersecciones con ella. Para encontrar estas intersecciones, se resuelve el sistema de tres ecuaciones con tres incógnitas: $\alpha A X + \beta A Y + \gamma A Z = 0$ $\alpha B X + \beta B Y + \gamma B Z = 0$ $X^2 + Y^2 + Z^2 = 1$

Dibujos disponibles en "Documento original"

Este sistema proporciona dos soluciones, ya que los geodésicos tangentes a una zona prohibida se cruzan en dos puntos de la esfera. La solución más cercana al centro de la zona estudiada es el punto $C = (XC, YC, ZC)$. El otro punto C^* es opuesto a la esfera de actitudes con respecto a la zona prohibida Zi que debe evitarse, se considera el punto C.

Los puntos de tangencias At y Bt permiten determinar las coordenadas del punto de evitación C recurriendo a la geometría esférica. En cuanto al eje de "guiñada", conviene distribuir la rotación entre A y B de manera proporcional, en función del ángulo de desalineación por un lado, y después entre C y B por otro lado.

Se considera:

ptA: las coordenadas en la esfera del punto de partida A
ptB: las coordenadas en la esfera del punto de llegada B
ptC: las coordenadas en la esfera del punto intermedio C
QA: el cuaternión de actitud en el punto de partida A
QB: el cuaternión de actitud en el punto de llegada B
QC: el cuaternión de actitud del punto intermedio
 ωC : la velocidad angular del punto intermedio C

Para obtener el cuaternión de actitud del punto intermedio C y la velocidad angular del punto intermedio C se realizan los cálculos siguientes:

1. $\theta_{AC} = a \cos (ptA \cdot ptC)$

2. $\theta_{BC} = a \cos (ptB \cdot ptC)$

3.
$$\alpha = \theta_{AC} + \theta_{BC}$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

5

4.
$$n_{AC} = \text{normalización de } \theta_{AC}$$

5.
$$n_{BC} = \text{normalización de } \theta_{BC}$$

10

6.
$$Q_{AC} = \cos \theta_{AC} + \sin \theta_{AC} \cdot n \rightarrow AC$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

15

7.
$$Q_{BC} = \cos \theta_{BC} + \sin \theta_{BC} \cdot n \rightarrow BC$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

20

8.
$$Q_{CI} = Q_{AC} \cdot Q_A$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

25

9.
$$Q_{CII} = Q_{BC} \cdot Q_B$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

30

10.
$$Q_{rot I - II} = Q_{CII} \cdot Q_{CI}$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

35

11. Cálculo de $Q_{rot total}$

Dibujos disponibles en "Documento original"

40

et $u_{rot C}$, asociados a $Q_{rot I - II}$,

Dibujos disponibles en "Documento original"

de la siguiente manera: sea $Q_{rot I - II} = Q_1 Q_2 Q_3 Q_4$

45

Dibujos disponibles en "Documento original"

11.1.

SI ($Q_1 \neq 1$) ENTONCES

50

11.1.1. $\theta_{rot total}$

Dibujos disponibles en "Documento original"

55

11.1.2.

$$u \rightarrow u_{rot C} = 1 \ 0 \ 0$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

11.2. SI NO

60

11.2.1.

$$\text{sen } \theta \text{ rot total } 2 = Q 2 2 + Q 3 2 + Q 4 2$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

5 11.2.2.

$$\theta \text{ rot total} = 2 \cdot a \text{ sen } \theta \text{ rot total } 2$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

10 11.2.3.

$$u \rightarrow = 1 \text{ sen } \theta \text{ rot total } 2 Q 2 Q 3 Q 4$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

15 11.3. FIN SI

12.

$$\theta \text{ rotC} = \theta \text{ rot total} \cdot \alpha$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

20 13.

$$Q \text{ rotC} = \cos \theta \text{ rotC } 2 \text{ sen } \theta \text{ rotC } 2 \cdot n \rightarrow \text{rotC}$$

Dibujos disponibles en "Documento original"

25 14.

$$Q_C = Q_{\text{rotC}} \cdot Q_{AC} \cdot Q_A$$

30 15.

$$\omega_C = (1-\alpha) \cdot \omega_A + \alpha \cdot \omega_B$$

35 Se observa que se puede fijar una velocidad angular nula en el punto intermedio C. Sin embargo, el tener en cuenta una velocidad no nula en este punto permite obtener una trayectoria de evitación que es mejor. Las figuras 9a y 9b ilustran respectivamente una trayectoria de evitación Tr de evitación con una velocidad nula y no nula en los puntos de evitación y no nula. Se constatan las diferencias de trayectoria a nivel de los puntos de evitación. El tiempo de maniobra global se reduce de manera significativa.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de cálculo de maniobras de actitud de un satélite que comprende por lo menos un instrumento que apunta según un eje de puntería, bajo condiciones limitativas de direcciones de puntería que deben evitarse que corresponden a por lo menos una zona prohibida hacia la cual apunta un instrumento del satélite según un eje de puntería siguiendo una trayectoria inicial denominada no limitante que va desde un punto de partida (A) hasta un punto de llegada (B), comprendiendo el procedimiento las etapas de
- 5
- E1) determinar (E1) por lo menos un punto denominado de evitación (C), tal que una trayectoria de evitación (A-C-B) del eje de puntería se desvía de la trayectoria inicial (A-B) pasando por el punto de evitación (C) para evitar la zona prohibida;
- 10
- E5) determinar (E5) unas maniobras de actitud del satélite que permiten que el eje de puntería siga la trayectoria (A-C-B) de evitación, estando dichas actitudes definidas por unos cuaterniones de actitud en los puntos de partida (A) y de evitación (C) y por una velocidad y una aceleración en estos puntos, describiendo los cuaterniones la actitud del satélite en un momento dado, es decir la rotación de la referencia del satélite con respecto a una referencia inercial.
- 15
- E6) seleccionar (E6), de entre las maniobras determinadas, en función del sentido de circunvalación de la o de las zonas prohibidas, el mejor encadenamiento de maniobras que deben realizarse.
- 20
2. Procedimiento según la reivindicación 1, en el que el eje de puntería sigue durante una maniobra una trayectoria esférica en una esfera de actitudes que presenta como centro el satélite, siendo la zona prohibida circular, consistiendo la determinación (E1) del punto de evitación en determinar dos tangentes a la zona prohibida a partir del punto de partida y a partir del punto de llegada, siendo la intersección de las dos tangentes así determinadas el punto de evitación.
- 25
3. Procedimiento según la reivindicación anterior, que comprende una etapa E2) de verificación (E2) de que el punto de evitación situado en la intersección de las tangentes no está demasiado alejado de la zona prohibida, es decir, preferentemente, que la distancia entre el punto de evitación y el centro de la zona prohibida no es superior a dos veces el radio de la zona prohibida, típicamente 1,5 veces el radio de la zona prohibida.
- 30
4. Procedimiento según la reivindicación anterior, en el que si el punto de evitación está demasiado alejado de la zona prohibida, el procedimiento comprende una etapa E3) de determinación (E3) de dos puntos de evitación suplementarios (A2, B2), estando cada uno situado sobre las tangentes determinadas, comprendiendo el procedimiento una etapa E4) de determinación (E4) de otro punto de evitación en la intersección entre unas tangentes a partir respectivamente de cada punto de evitación suplementario, siendo la intersección de estas dos tangentes el otro punto de evitación, y esto de manera recursiva hasta determinar un número de puntos intermedios suficiente.
- 35
- 40
5. Procedimiento según la reivindicación 4, en el que los puntos de evitación suplementarios (A2, B2) están situados a igual distancia del centro de la zona prohibida multiplicada por un coeficiente intermedio, siendo el coeficiente intermedio tal que la trayectoria de evitación que pasa por estos puntos suplementarios permanece siempre convexa.
- 45
6. Procedimiento según una de las reivindicaciones 2 a 5, que comprende una etapa de detección (E0) de una zona prohibida que consiste en calcular en la esfera de actitudes, una diferencia angular entre el eje de puntería al punto de partida y el centro de una zona prohibida, siendo una zona prohibida detectada en cuanto la diferencia angular es inferior o igual al radio de la zona prohibida.
- 50
7. Procedimiento según una de las reivindicaciones 2 a 6, en el que la determinación (E5) de las maniobras del satélite para que el eje de puntería siga la trayectoria de evitación consiste en determinar las coordenadas del punto de evitación, las actitudes del satélite en los puntos de partida y de llegada, así como en dicho por lo menos un punto de evitación, estando dichas actitudes definidas por unos cuaterniones de actitud en los puntos de partida y de evitación y por una velocidad y una aceleración en estos puntos.
- 55
8. Procedimiento según la reivindicación 6, en el que la velocidad en el punto de evitación (C) es no nula.
9. Procedimiento según una de las reivindicaciones anteriores, en el que la selección (E6) del encadenamiento de maniobra de entre las maniobras determinadas consiste en seleccionar, según un primer criterio, el encadenamiento más rápido o en seleccionar, según un segundo criterio, el encadenamiento que implica unas condiciones limitativas de materiales más bajas o bien un compromiso de los primer y segundo criterios.
- 60
10. Procedimiento según una de las reivindicaciones anteriores, en el que si la trayectoria de evitación (A-C-B) obtenida es tal que un eje de apuntado apunta hacia otra zona prohibida (Z'), el procedimiento comprende una repetición de las etapas E1) a E6), y eventualmente recursiva, con una trayectoria inicial (A-C, C-B) considerando
- 65

así dos nuevas maniobras sucesivas independientes, haciendo que pase por el punto de evitación obtenido previamente (C).

- 5 11. Sistema de evitación de una zona prohibida que comprende un procesador (5) configurado para realizar un procedimiento según una de las reivindicaciones anteriores.

FIG. 1

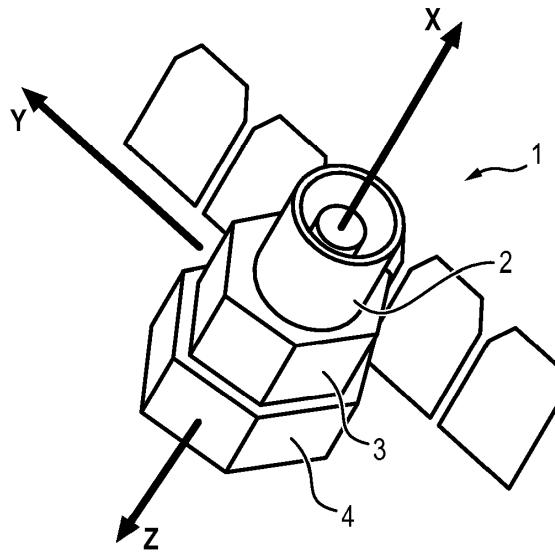


FIG. 2a

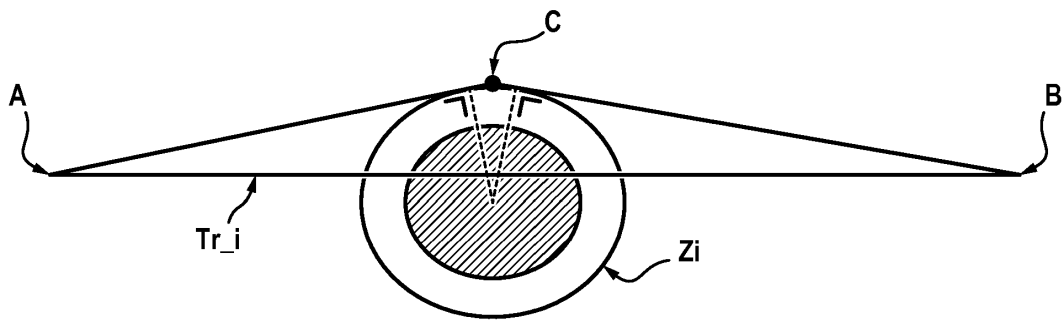


FIG. 2b

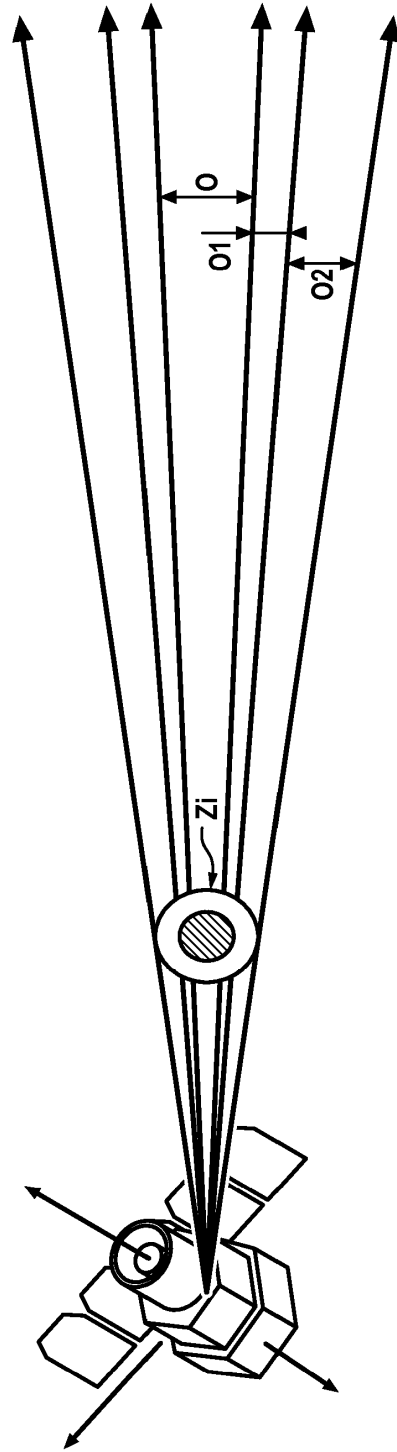


FIG. 3

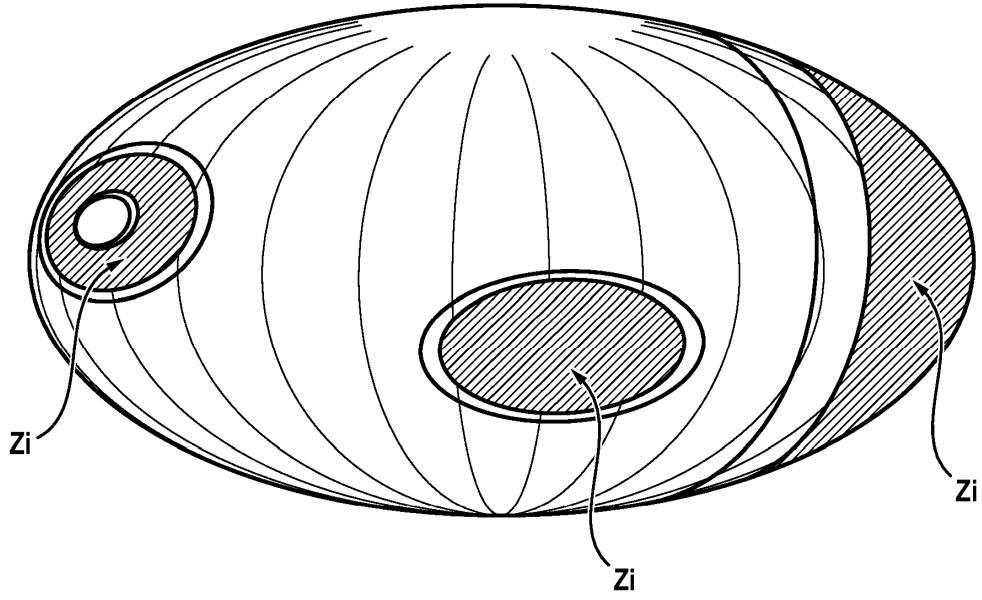


FIG. 4

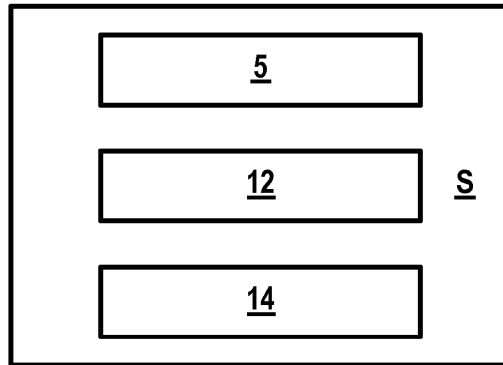


FIG. 5

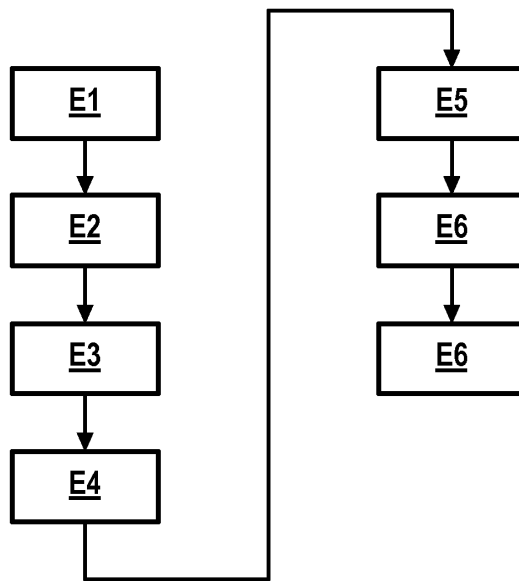


FIG. 6

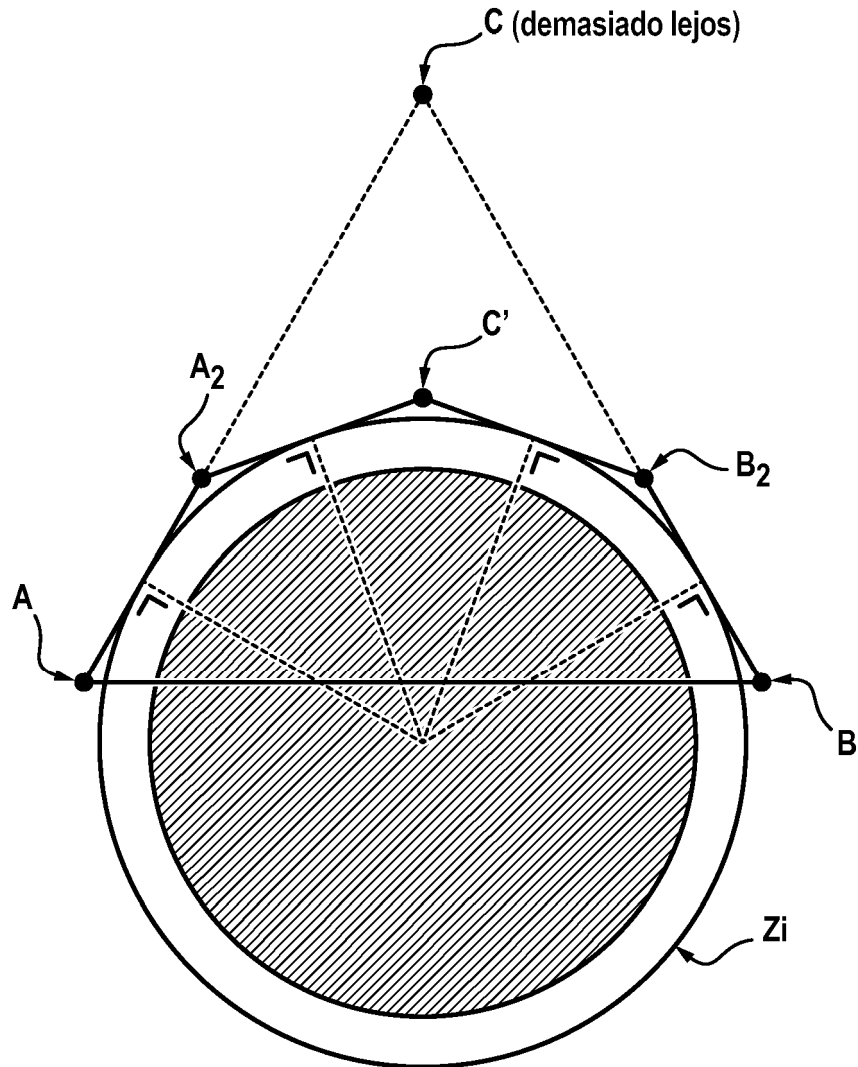


FIG. 8

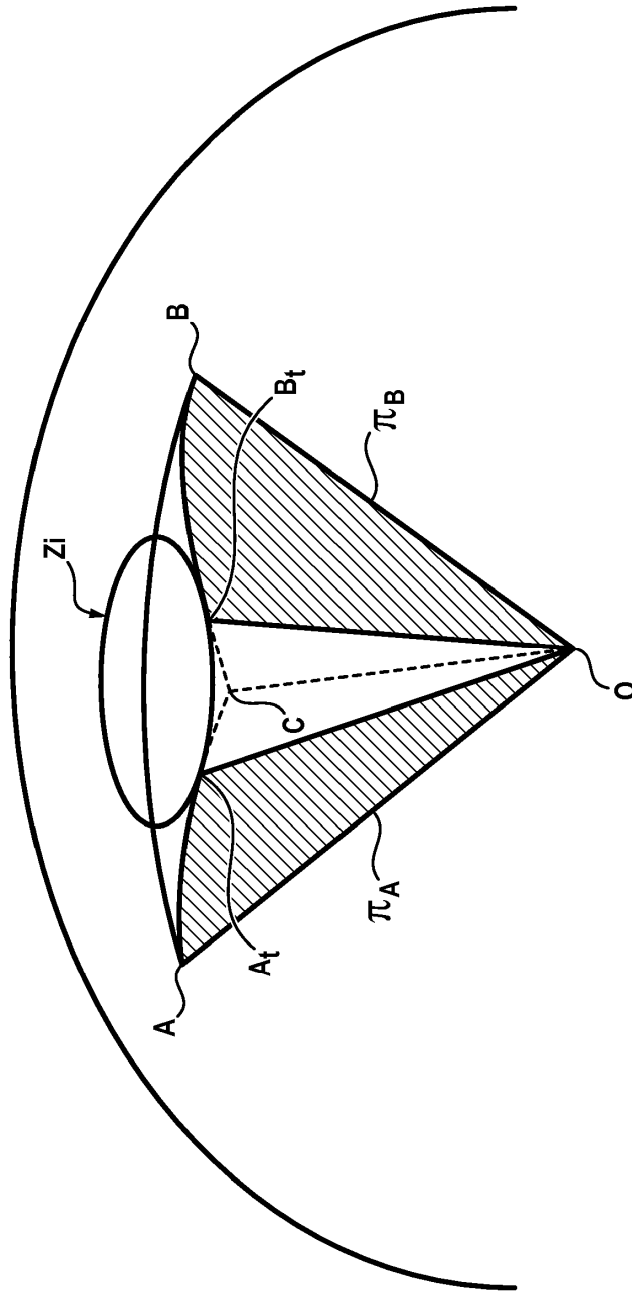


FIG. 9b

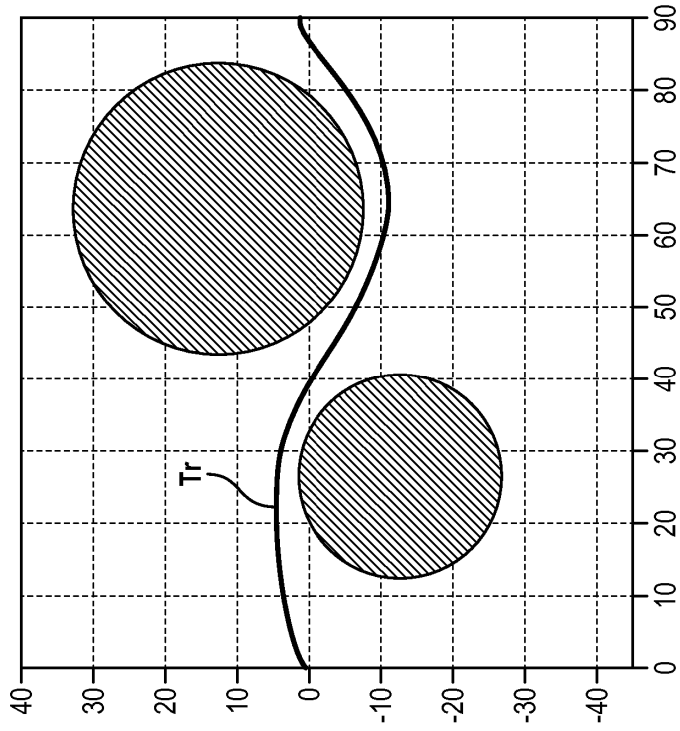


FIG. 9a

