

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 979 012**

51 Int. Cl.:

B64G 1/24 (2006.01)

B64G 1/56 (2006.01)

B64G 1/68 (2006.01)

B64G 1/66 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **25.05.2021** **PCT/EP2021/063905**

87 Fecha y número de publicación internacional: **02.12.2021** **WO21239732**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **25.05.2021** **E 21728541 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **20.03.2024** **EP 4157722**

54 Título: **Procedimiento de estimación de colisión entre al menos un desecho espacial y un satélite**

30 Prioridad:

25.05.2020 FR 2005477

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
23.09.2024

73 Titular/es:

AIRBUS DEFENCE AND SPACE SAS (100.0%)
31 Rue des Cosmonautes, ZI du PALAYS
31402 Toulouse Cedex 4, FR

72 Inventor/es:

GEGOUT, DORIAN y
HUE, LARA

74 Agente/Representante:

SÁEZ MAESO, Ana

ES 2 979 012 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 estimación de colisión entre al menos un desecho espacial y un satélite

Campo técnico de la invención

- 5 La presente invención se refiere a un procedimiento de estimación de colisión entre al menos un desecho espacial y un satélite en órbita alrededor de la Tierra. Más particularmente, la presente invención se refiere a un procedimiento que permite a un satélite en órbita terrestre poder calcular de manera autónoma a bordo del satélite, su probabilidad de colisión con al menos un desecho espacial, así como maniobras de evitación del al menos un desecho espacial.

Técnica anterior

- 10 El contexto actual está marcado por un aumento de los proyectos de mega constelaciones, en las que se pueden operar hasta 1000 satélites. Además, el número de desechos seguidos es susceptible de aumentar significativamente: la población de desechos de seguimiento pasa de 20 000 a 100 000 objetos cuando la superficie de radar de los desechos detectados pasa de 10 a 5 cm. Estos dos fenómenos conducirán a un número más elevado de cálculos de probabilidad de colisión con los desechos y, por lo tanto, también de cálculos de maniobras de evitación de los desechos, aumentando así la carga de trabajo de los operadores en tierra.
- 15 Es conocido evaluar una probabilidad P_1 de colisión entre un satélite y un desecho espacial de varias maneras según la tesis presentada y defendida el diez de diciembre de dos mil quince por Romain Serra, titulada «*Opérations de proximité en orbite: évaluation du risque de collision et calcul de manoeuvres optimales pour l'évitement et le rendez-vous*», siendo la dicha tesis públicamente accesible, especialmente a través del sitio web «*archivesouvertes.fr*» bajo la referencia tel-01261497. Se conoce el documento US2008/0033648 el cual describe un método de determinación de una maniobra de evitación. Sin embargo, este método requiere una potencia de cálculo significativa, lo cual limita su eficacia.
- 20

Presentación de la invención

La presente invención tiene por objetivo remediar estos inconvenientes con un enfoque completamente innovador.

- 25 La presente invención tiene por objeto un procedimiento de estimación de colisión entre un satélite en órbita alrededor de la Tierra y al menos un desecho espacial, comprendiendo el procedimiento las etapas reivindicadas en la reivindicación 1.

Según una particularidad, el procedimiento según la invención incluye además una etapa implementada por los medios de cálculo incorporados en el satélite que precede la etapa de cálculo de la primera probabilidad de colisión, de:

- 30 determinación de la fecha más cercana de paso correspondiente a una fecha más cercana de paso real, mediante incremento sucesivo, desde una fecha más cercana de paso de referencia predeterminada por los medios de procesamiento de información en tierra y transmitida previamente al satélite, verificando un desplazamiento temporal, en la fecha de más cercana paso real, un resultado casi nulo del producto escalar de una diferencia entre una posición orbital real del satélite y una posición orbital del desecho espacial con una diferencia entre una velocidad orbital real del satélite y una velocidad orbital del desecho espacial, siendo la posición orbital y la velocidad orbital del satélite y respectivamente del desecho espacial obtenidas a partir de la órbita del satélite y respectivamente del desecho espacial.
- 35

Según otra particularidad de la invención, la etapa de cálculo de la primera probabilidad de colisión, implementada por los medios de cálculo incorporados en el satélite, comprende la maximización de la primera probabilidad de colisión por dilución de las covarianzas de las posiciones orbitales del satélite y del dicho desecho espacial.

- 40 Según otra particularidad, el procedimiento según la invención comprende además las etapas implementadas por los medios de cálculo incorporados en el satélite, cuando la primera probabilidad de colisión es superior a un umbral predefinido de probabilidad de colisión, de:

- 45 - determinación de una primera maniobra de evitación del dicho desecho espacial en una fecha de primera maniobra de evitación predeterminada según un primer empuje del satélite que optimiza la separación radial de la órbita real del satélite;
- corrección de la posición orbital real del satélite en la fecha de la primera maniobra de evitación según una primera corrección orbital dependiente del vector de empuje del satélite en relación con la primera maniobra de evitación;
- propagación de una segunda órbita real corregida del satélite desde la posición orbital real corregida y su covarianza hasta la fecha más cercana de paso con base en la dicha matriz de transición de estado y la órbita de referencia del satélite;
- 50

- cálculo de una segunda probabilidad de colisión entre el satélite y el dicho desecho espacial en la fecha más cercana de paso según la segunda órbita real del satélite.

Según otra particularidad, el procedimiento según la invención comprende además las etapas implementadas por los medios de cálculo incorporados en el satélite, cuando la segunda probabilidad de colisión es superior al umbral predeterminado de probabilidad de colisión, de:

5 - determinación de una segunda maniobra de evitación del dicho desecho espacial en una fecha de segunda maniobra de evitación predeterminada según un segundo empuje del satélite que optimiza la separación radial de la segunda órbita real del satélite;

10 - corrección de la posición orbital del satélite en la segunda órbita real, en la fecha de la segunda maniobra de evitación según una segunda corrección orbital dependiente del vector de empuje del satélite en relación con la segunda maniobra de evitación;

- propagación de una tercera órbita real corregida del satélite desde la posición orbital corregida del satélite en la etapa anterior y su covarianza hasta la fecha más cercana de paso con base en la dicha matriz de transición de estado y la órbita de referencia del satélite;

15 - cálculo de una tercera probabilidad de colisión entre el satélite y el dicho desecho espacial en la fecha más cercana de paso según la tercera órbita real del satélite.

Según otra particularidad de la invención, la fecha de las maniobras de evitación tiene lugar según un argumento de latitud de maniobra opuesto al argumento de la latitud de colisión con el desecho espacial.

Según otra particularidad de la invención, la fecha de las maniobras de evitación se determina según las etapas de:

20 - determinación de una pluralidad de intervalos de tiempo libres de maniobra que permiten cada uno la ejecución de una maniobra de evitación del dicho desecho espacial;

- asignación a cada maniobra de evitación de una fecha de maniobra durante un intervalo de tiempo libre de maniobra determinado distinto de otro intervalo de tiempo libre de otra maniobra de evitación.

Según otra particularidad de la invención, la etapa de asignación comprende las etapas de:

25 - determinación de la separación radial máxima posible entre el satélite y el desecho espacial en la fecha más cercana de paso en cada uno de los intervalos libres de maniobra determinados;

30 - clasificación de los intervalos de tiempo libres según una notación representativa de la separación radial determinada para cada intervalo libre de maniobra; incluyendo la etapa de asignación la asignación a cada maniobra de evitación, el intervalo de tiempo libre de maniobra de la mejor notación determinada, distinto del intervalo de tiempo libre de otra maniobra de evitación.

Según otra particularidad de la invención, cada maniobra de evitación incluye la dirección relativa a la separación radial máxima asociada al intervalo de tiempo de maniobra libre asignado a cada maniobra de evitación.

Según otra particularidad de la invención, cada maniobra de evitación incluye una diferencia de velocidad máxima autorizada durante el intervalo de tiempo libre de maniobra asignado a cada maniobra de evitación.

35 Según otra particularidad de la invención, la corrección orbital relativa a cada maniobra de evitación se determina según las etapas de:

- propagación de la órbita real del satélite hasta la fecha de la maniobra de evitación de modo que obtenga una posición orbital antes de la maniobra;

40 - evaluación del efecto de la maniobra aplicada a la órbita antes de la maniobra en la fecha de la maniobra de evitación de modo que determine la órbita real después de la maniobra de evitación en la fecha de la maniobra de evitación;

- propagación de la órbita antes de la maniobra hasta la fecha más cercana de paso de modo que obtenga una posición orbital de la órbita real sin maniobra de evitación en la fecha más cercana de paso;

- propagación de la posición orbital después de la maniobra hasta la fecha más cercana de paso de modo que obtenga una posición orbital de la órbita real con maniobra de evitación en la fecha más cercana de paso;

- determinación de la diferencia de posición orbital en la fecha más cercana de paso según el efecto de la maniobra, según la posición orbital de la órbita real sin maniobra de evitación en la fecha más cercana de paso y según la posición orbital de la órbita real con maniobra de evitación en la fecha más cercana de paso.

5 Otro objeto de la invención se refiere a un sistema de estimación de colisión entre un satélite en órbita alrededor de la Tierra y al menos un desecho espacial, como se reivindica en la reivindicación 12.

Una primera ventaja de la invención es permitir tener en cuenta la órbita medida en tiempo real por un dispositivo de navegación del satélite para la estimación del riesgo de colisión.

Otra ventaja es simplificar todos los cálculos que, por tanto, puedan ser ejecutados por los medios de cálculo incorporados en el satélite.

10 Aún una ventaja es que los medios de cálculo, a bordo del satélite, pueden de manera autónoma anticipar una corrección de su trayectoria. Se pueden anticipar varias correcciones mediante los medios de cálculo incorporados en el satélite. También se pueden realizar correcciones mediante los medios de cálculo incorporados en el satélite para uno o más desechos.

15 Una ventaja también es que los medios de cálculo incorporados en el satélite para la implementación de la invención son limitados con respecto a los medios de procesamiento en tierra, pero permiten una mayor precisión en la estimación del riesgo de colisión y en la anticipación de las maniobras de evitación.

20 Aún otra ventaja es que las estimaciones de riesgo de colisión, así como los cálculos de posibles maniobras de evitación, pueden ser controladas lo más cerca de la fecha más cercana de paso. En efecto, no es necesario, a través de un bucle de tierra, transmitir el plan de maniobra a bordo del satélite en el momento en que este último es visible para la estación de tierra. Esto permite, por un lado, mejorar aún más la precisión y, por otro lado, evitar la implementación de maniobras de evitación innecesarias. En efecto, el paso a través del bucle de tierra exige realizar cálculos con mayor antelación, lo cual aumenta las incertidumbres y, en general, se evidencia mediante maniobras de evitación las cuales no eran obligatoriamente necesarias.

Breve descripción de las figuras

25 Otras ventajas, objetivos y características de la presente invención se desprenden de la descripción que sigue, realizada con un objetivo explicativo y de ningún modo limitativo, con respecto a los dibujos adjuntos, en los cuales:

- La Figura 1: es una representación esquemática de un satélite en órbita alrededor de la Tierra según su órbita de referencia y según su órbita real, y de un desecho espacial en riesgo de colisión con el satélite;

30 - La Figura 2: es una representación esquemática en forma de gráfico temporal de una propagación de la órbita real del satélite por medio de una matriz de transición de estado y de su órbita de referencia;

- La Figura 3: es una representación esquemática del efecto de una maniobra sobre la órbita real del satélite de la Figura 2;

- La Figura 4: es una representación esquemática de una fecha más cercana de paso determinada según la órbita de referencia y de la fecha más cercana de paso en relación con la órbita real del satélite;

35 - La Figura 5: es una representación esquemática del desecho espacial y del satélite, en situación de riesgo inminente de colisión, proyectado en el plano de colisión;

- La Figura 6: es una representación esquemática temporal de la etapa de cálculo de la probabilidad de colisión según varias maniobras de evitación según un primer modo de realización;

40 - La Figura 7: es una representación esquemática temporal similar a la Figura 6 según dos desechos espaciales en riesgo de una colisión con el satélite.

- La Figura 8: es una representación esquemática de un ejemplo de intervalos libres de maniobra del satélite;

- La Figura 9: es una representación esquemática temporal de una etapa de cálculo de la probabilidad de colisión según varias maniobras de evitación según un segundo modo de realización teniendo en cuenta los intervalos libres de maniobra;

45 - La Figura 10: es una representación esquemática temporal similar a la Figura 9 según dos desechos espaciales en riesgo de una colisión con el satélite;

- La Figura 11: es un ejemplo de un diagrama de flujo del procedimiento de estimación de colisión entre el satélite en órbita alrededor de la Tierra y al menos un desecho d_1 espacial;

- La Figura 12: es un ejemplo de diagrama de flujo en relación con la determinación de fecha de las maniobras de evitación;

- 5 - La Figura 13: es una representación esquemática de un dispositivo de implementación del procedimiento de estimación de colisión entre el satélite en órbita alrededor de la Tierra y al menos un desecho d_1 espacial.

Descripción de los modos de realización

Según la Figura 1, se representan un satélite 10 en órbita alrededor de la Tierra 12 y un desecho d_1 espacial en órbita también alrededor de la Tierra 12. Un satélite es capaz de gestionar de manera autónoma sus maniobras de mantenimiento en posición. La información con relación a las maniobras de mantenimiento de satélites sólo estará disponible en tierra durante las fechas precisas durante las cuales el satélite esté en el campo de comunicación con las antenas de comunicación en tierra que permitan el enlace de radio entre el satélite y los operadores en tierra. Para este efecto, la toma en consideración de la maniobra de mantenimiento en posición del satélite en la estimación de la órbita del satélite por los operadores, no se puede realizar en general en tiempo real, lo cual no permite estimar correctamente el riesgo de colisión, en la medida en que la tierra no está en capacidad de predecir correctamente la trayectoria del satélite. El satélite 10 sólo puede estar en comunicación con un centro 18 de control de satélites cuando está en el campo de comunicación o los campos 14 de visión de los medios 16 de comunicaciones en tierra conectados al centro 18 de control de satélites. Según la Figura 1, el satélite 10 está representado en un primer instante T_0 en su órbita teórica, conocida por el centro 18 de control de satélites, es decir en su órbita vinculada a su misión o también llamada órbita X_{ref} de referencia del satélite. De manera no limitativa, el centro 18 de control de satélites comprende medios de procesamiento de informaciones y de comunicación con los satélites. Los medios de procesamiento de información pueden comprender, por ejemplo, un microcontrolador o procesadores que ejecutan programas configurados para calcular un conjunto de datos necesarios para los satélites. Los medios de comunicación pueden comprender antenas de emisión y de recepción para transmitir el conjunto de datos necesarios a los satélites.

Según la Figura 1, el satélite 10 también está representado en otra órbita, denominada órbita X_{real} real del satélite 10 en un instante T_1 después del instante T_0 . En efecto, la órbita X_{ref} de referencia del satélite puede diferir de la órbita X_{real} real del satélite 10. Por tanto, la órbita de referencia difiere de la órbita real seguida por el satélite tal como medida por los medios de navegación incorporados de mayor precisión. El satélite 10 comprende, por ejemplo, un dispositivo de navegación que le permite conocer en tiempo real su posición orbital. La diferencia de trayectoria entre la trayectoria de la órbita X_{real} real y la trayectoria de la órbita X_{ref} de referencia se debe especialmente a las maniobras efectuadas por el satélite 10 de manera autónoma y posteriores al primer instante T_0 , como por ejemplo y de manera no limitativa, maniobras de mantenimiento en posición del satélite 10. La diferencia entre la trayectoria de la órbita X_{real} real y la trayectoria de la órbita X_{ref} de referencia, es en relación especialmente al hecho de que el satélite 10 controla sus maniobras para permanecer cerca de la trayectoria de la órbita X_{ref} de referencia, sin por eso estar perfectamente sometido.

El desecho d_1 espacial tiene su propia órbita X_{d1} correspondiente a su propia trayectoria orbital. El centro 18 de control de satélites en tierra colabora especialmente con agencias de vigilancia de los desechos en el espacio tal como, por ejemplo, el organismo americano CSOC (*Combined Space Operations Center*), o incluso el organismo internacional SDA (*The Space Data Association*). A partir de datos representativos de la órbita X_{d1} del desecho espacial y su covarianza COV_{d1} , así como a partir de la órbita X_{ref} de referencia del satélite 10 y de su covarianza COV_{sat} , el centro de control en tierra es capaz de determinar una fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia del desecho d_1 espacial con el satélite 10. La fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia corresponde a la fecha en la cual la distancia entre la posición orbital de referencia media y la posición orbital media del desecho es la más pequeña.

Cabe señalar, según la Figura 1, que la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia del desecho d_1 espacial con el satélite 10 estimado en tierra, puede diferir de una fecha TCA_{real} más cercana de paso real entre el desecho d_1 espacial y el satélite cuando se considera la trayectoria orbital media real del satélite 10 correspondiente a su órbita real tal como medida por los medios de navegación incorporados. Esta fecha TCA_{real} más cercana de paso real no se puede determinar en tierra, ya que el centro 18 de control de los satélites sólo conoce la órbita X_{ref} de referencia del satélite y no la órbita real del X_{real} del satélite.

El satélite 10 está configurado para estimar una probabilidad de colisión P_1 entre el desecho d_1 espacial y el satélite 10 en una fecha TCA más cercana de paso con base en su órbita real. Por tanto, el satélite está en capacidad de calcular la probabilidad de colisión en la fecha TCA_{real} más cercana de paso real como también podría hacerlo en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia. A este respecto, el satélite 10 comprende medios de cálculo que pueden, por ejemplo y de manera no limitativa, comprender un microcontrolador. Con el fin de estimar una probabilidad P_1 de colisión entre el desecho d_1 espacial y el satélite 10 en una fecha TCA más cercana de paso, es conveniente conocer la órbita del satélite 10 y su covarianza COV_{sat} en esta fecha TCA más cercana de paso, así como la posición

orbital del desecho d_1 espacial y su covarianza COV_{d1} en esta fecha TCA más cercana de paso. Para este efecto, conviene determinar, una efeméride de datos que permita propagar una diferencia de estado, también llamada efeméride de datos de transición de estado o matriz de transición de estado, que permita una propagación de la órbita $X_{real}(t)$ real del satélite y su covarianza Cov en esta fecha TCA más cercana de paso de referencia.

- 5 Más particularmente, se puede propagar la órbita real del satélite con ayuda de una matriz ϕ de transición de estado. Al menos una matriz ϕ de transición de estado es determinada por el centro 18 de control de los satélites. La matriz ϕ de transición de estado permite, por ejemplo, una propagación, en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia, de la órbita X_{real} real del satélite y su covarianza COV_{sat} medida en un instante t_0 .

- 10 Para este efecto, con el objetivo de hacer autónomo el satélite 10 en su capacidad de estimar más precisamente una probabilidad de colisión con un desecho d_1 espacial, se puede calcular, mediante los medios de procesamiento de la información en tierra, la matriz ϕ de transición de estado y comunicar al satélite 10 esta matriz ϕ de transición de estado ($t_0 \rightarrow TCA_{ref}$). Por tanto, el satélite 10 podrá determinar su órbita en t_0 luego su órbita en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia. Se determina, mediante los medios de cálculo incorporados en el satélite, la propagación de la diferencia de órbita entre la órbita X_{real} real del satélite 10 y la órbita X_{ref} de referencia del satélite 10. Se señala que la propagación en el tiempo de la órbita X_{real} real del satélite 10 se puede calcular según la siguiente ecuación:

$$X_{real}(t) = X_{ref}(t) + \Delta X(t) \quad (1)$$

o incluso, considerando la matriz ϕ de transición de estado:

$$X_{real}(t) = X_{ref}(t) + \phi(t_0 \rightarrow t) \Delta X(t_0) \quad (2)$$

- 20 La ecuación (2) se utiliza, por ejemplo, para determinar la órbita X_{real} real en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia, con una matriz ϕ de transición de estado ($t_0 \rightarrow TCA_{ref}$) previamente proporcionada por el centro de control en tierra. Se pueden proporcionar al satélite varias matrices de transición de estado entre dos instantes de interés, correspondientes por ejemplo a maniobras de evitación predecibles consideradas. El satélite 10 además puede recibir desde el centro 18 de control de satélites informaciones que incluye especialmente la órbita y la covarianza vinculada al desecho d_1 espacial, la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia y la órbita X_{ref} de referencia del satélite 10 en al menos dos instantes de interés correspondientes al instante de activación del cálculo de probabilidad y a la fecha más cercana de paso de referencia.

La órbita del satélite corresponde a un conjunto de elementos con seis dimensiones. Un ejemplo de órbita será detallado posteriormente.

- 30 Con el fin de limitar el volumen de datos que los medios de cálculo del satélite 10 deberán procesar, los datos transmitidos por el centro 18 de control de los satélites que permiten a los medios de cálculo incorporados calcular la probabilidad de colisión P_1 con el desecho d_1 espacial se pueden limitar a:

- al menos una fecha t_{cur} de activación para el cálculo de la probabilidad P_1 de colisión;
- al menos una matriz ϕ de transición de estado entre la fecha t_{cur} de activación y la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia;
- la órbita de referencia del satélite al menos en la fecha t_{cur} de activación y en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia;
- la órbita del desecho d_1 espacial y su covarianza al menos en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia.

- 40 Para este efecto, la órbita X_{ref} de referencia se puede determinar especialmente desde el centro 18 de control de los satélites mediante la utilización de un modelo complejo desde los parámetros orbitales que también incluyen los armónicos superiores del potencial gravitacional de la Tierra. La matriz ϕ de transición de estado se puede calcular a partir de un desarrollo limitado alrededor de la órbita de referencia del satélite y se enviará al satélite al mismo tiempo que las informaciones relativas con la órbita de desecho d_1 espacial y su covarianza. Por tanto, la propagación utilizada durante el cálculo con ayuda de la matriz ϕ de transición de estado puede tener en cuenta los modelos complejos necesarios para una alta precisión. Una ventaja de calcular la matriz ϕ de transición de estado a partir del centro 18 de control de los satélites es, especialmente, poder beneficiarse de una potencia de cálculo más significativa que la que se puede incorporar en el satélite 10.

- 50 La propagación de la órbita X_{ref} de referencia del satélite 10 puede determinarse, por los medios de procesamiento de información en tierra, según una propagación de deriva libre de la órbita X_{ref} de referencia del satélite 10, es decir sin maniobra del satélite 10, a partir de la fecha t_{cur} de activación hasta la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia. A este respecto, los medios de procesamiento de información en tierra determinan la órbita X_{ref} de referencia del

satélite 10 y la matriz de transición de estado ($\varphi(t_{cur} \rightarrow TCA_{ref})$) entre la fecha de activación y la fecha más cercana de paso de referencia.

Más particularmente, se trata de reconstruir la órbita X_{ref} de referencia en la fecha t_{cur} de activación y de propagar esta órbita $X_{ref}(t_{cur})$ de referencia a la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia. Esto le permite tener:

- 5 - la órbita $X_{ref}(t_{cur})$ de referencia en la fecha t_{cur} de activación;
- la órbita $X_{ref}(TCA_{ref})$ de referencia propagada a la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia;
- la matriz de transición de estado ($\varphi(t_{cur} \rightarrow TCA_{ref})$) entre la fecha t_{cur} de activación y la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia.

10 Según la Figura 2, se señala que la propagación hasta la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia de la órbita X_{real} real del satélite 10 se puede calcular por los medios de cálculo incorporados por el satélite 10 según la siguiente ecuación:

$$X_{real}(TCA_{ref}) = X_{ref}(TCA_{ref}) + \Delta X(TCA_{ref}) \quad (3)$$

A este respecto, el satélite 10, conociendo su órbita $X_{real}(t_{cur})$ real en la fecha t_{cur} de activación gracias especialmente a su dispositivo de navegación, es capaz de calcular la diferencia orbital $\Delta X(t_{cur})$ entre su órbita $X_{real}(t_{cur})$ real en la fecha t_{cur} de activación y la órbita $X_{ref}(t_{cur})$ de referencia del satélite en la fecha t_{cur} de activación, según la siguiente ecuación:

$$\Delta X(t_{cur}) = X_{real}(t_{cur}) - X_{ref}(t_{cur}) \quad (4)$$

Conociendo la matriz de transición de estado $\varphi(t_{cur} \rightarrow TCA_{ref})$ entre la fecha de activación y la fecha más cercana de paso de referencia, a partir de la ecuación (4), la ecuación (3) también se puede escribir:

$$20 \quad X_{real}(TCA_{ref}) = X_{ref}(TCA_{ref}) + \varphi(t_{cur} \rightarrow TCA_{ref}) \times \Delta X(t_{cur}) \quad (5)$$

La matriz de transición de estado ($\varphi(t_{cur} \rightarrow TCA_{ref})$) entre la fecha de activación y la fecha más cercana de paso se aplica a la diferencia orbital, determinada en la fecha de activación, para deducir una diferencia orbital en la fecha más cercana de paso.

25 Los medios de cálculo incorporados por el satélite 10 también permiten calcular la covarianza $COV_{sat}(TCA_{ref})$ del satélite 10 en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso conociendo la covarianza $COV_{sat}(t_{cur})$ de la órbita del satélite 10 en la fecha t_{cur} de activación, según la siguiente ecuación:

$$COV_{sat}(TCA_{ref}) = \varphi(t_{cur} \rightarrow TCA_{ref}) \times COV_{sat}(t_{cur}) \times \varphi(t_{cur} \rightarrow TCA_{ref})^t \quad (6)$$

30 En el ejemplo de la Figura 3, en comparación con la Figura 2, el satélite 10 ha efectuado además una maniobra posterior a la fecha de activación. Esta maniobra genera en la órbita $X_{real}(TCA_{ref})$ real del satélite en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia, una diferencia ΔX_{man} orbital determinada por los medios de cálculo incorporados por el satélite 10. Teniendo en cuenta una maniobra del satélite 10 se evidencia una corrección $X_{real}(TCA_{ref})$ orbital real del satélite en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia según la siguiente ecuación:

$$X_{real}(TCA_{ref}) = X_{ref}(TCA_{ref}) + \Delta X(TCA_{ref}) + \Delta X_{man}(TCA_{ref}) \quad (7)$$

35 La diferencia orbital $\Delta X_{man}(TCA_{ref})$ debido a la maniobra representa el efecto de la maniobra en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia. En el caso, especialmente, en que no se proporcionen las matrices de transición de estado que tengan en cuenta la fecha de maniobra, la determinación de la diferencia orbital $\Delta X_{man}(TCA_{ref})$, también denominada corrección orbital, en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia, se puede realizar según las siguientes etapas:

- 40 - propagación de la órbita X_{real} real desde la fecha t_{cur} de activación hasta la fecha t_{man} de maniobra para la cual se le añade un efecto secular J2 de modo que obtenga una órbita $X_{real_b}(t_{man})$ antes de la maniobra;
- evaluación del efecto de la maniobra $\Delta X_{man}(t_{man})$ según la ecuación de Gauss aplicada a la órbita $X_{real_b}(t_{man})$ antes de la maniobra, de modo que

$$\Delta X(t_{man}) = G \left(X_{real_b}(t_{man}) \right) \overrightarrow{\Delta V}$$

donde G es una matriz relativa al empuje de la maniobra, determinada a partir de las ecuaciones de Gauss

donde $\Delta \vec{V}$ representa la variación de velocidad de la maniobra en el sistema de referencia orbital local del satélite TNW (T vector según la velocidad actual V, W vector según la normal a la órbita, es decir, al producto vectorial $\vec{P} \times \vec{V}$ o $\vec{W}$ es la posición del satélite,

y donde N completa el sistema de referencia ortogonal;

- 5 - evaluación de la órbita real $X_{\text{real_a}}(t_{\text{man}})$ después de la maniobra según la siguiente ecuación:

$$X_{\text{real_a}}(t_{\text{man}}) = X_{\text{real_b}}(t_{\text{man}}) + \Delta X_{\text{man}}(t_{\text{man}}) \quad (8)$$

- 10 - propagación del efecto de la maniobra $\Delta X_{\text{man}}(t_{\text{man}})$ sobre el argumento de la latitud del satélite 10 y la ascensión recta del nodo ascendente del plano orbital del satélite 10. Para este efecto se determinan dos propagaciones con efecto secular 'J2', es decir una primera propagación de la órbita real después de la maniobra $X_{\text{real_a}}$ desde la fecha t_{man} de maniobra hasta la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia, y una segunda propagación de la órbita real antes de la maniobra $X_{\text{real_b}}$ desde la fecha t_{man} de maniobra hasta la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia. Para este efecto se obtienen dos órbitas. Una primera órbita $X_{\text{real_a}}(TCA_{\text{ref}})$ del satélite 10 teniendo en cuenta el efecto de maniobra y una segunda posición orbital $X_{\text{real_b}}(TCA_{\text{ref}})$ del satélite 10 sin tener en cuenta el efecto de maniobra;

- 15 - determinación de la diferencia $\Delta X_{\text{man}}(TCA_{\text{ref}})$ de posición orbital según la siguiente ecuación:

$$\Delta X_{\text{man}}(TCA_{\text{ref}}) = \Delta X_{\text{man}}(t_{\text{man}}) + X_{\text{real_a}}(TCA_{\text{ref}}) - X_{\text{real_b}}(TCA_{\text{ref}}) \quad (9)$$

La ventaja de la formulación de diferencia $\Delta X_{\text{man}}(TCA_{\text{ref}})$ de posición orbital según la ecuación (9) es que los efectos de la maniobra se separan con los efectos integrados en el tiempo sobre la órbita real en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia con maniobra $X_{\text{real_a}}(TCA_{\text{ref}})$ y sin maniobra $X_{\text{real_b}}(TCA_{\text{ref}})$. El efecto directo de una maniobra se refiere a los parámetros de la órbita del satélite 10, es decir: el semieje mayor 'a', el vector de excentricidad $[e_x, e_y]$, la inclinación 'i' y, en ocasiones, la ascensión recta 'Ω' del nodo ascendente del plano orbital del satélite 10. El efecto integrado en el tiempo se refiere únicamente a la ascensión recta 'Ω' del nodo ascendente del plano orbital del satélite 10 y al argumento de la latitud 'α' del satélite 10. Esto significa que el efecto secular 'J2' sólo puede considerarse para la propagación de estos dos parámetros. La propagación con el efecto secular 'J2' se puede describir según las siguientes formulaciones:

Según una fecha inicial t_0 y una fecha t_1 final de propagación, es decir desde una posición orbital inicial $X(t_0) = [a_0, e_{x0}, e_{y0}, i_0, \Omega_0, \alpha_0]$, la posición orbital final $X(t_1) = [a_1, e_{x1}, e_{y1}, i_1, \Omega_1, \alpha_1]$ se evalúa según las siguientes ecuaciones:

$$a_1 = a_0 \quad (10)$$

$$e_{x1} = e_{x0} \quad (11)$$

$$e_{y1} = e_{y0} \quad (12)$$

$$i_1 = i_0 \quad (13)$$

$$\Omega_1 = \Omega_0 + \frac{d\Omega}{dt}(X(t_0)) \cdot (t_1 - t_0) \quad (14)$$

$$\alpha_1 = \alpha_0 + \frac{d\alpha}{dt}(X(t_0)) \cdot (t_1 - t_0) \quad (15)$$

35 para las cuales, $\frac{d\Omega}{dt}(X(t_0))$ y $\frac{d\alpha}{dt}(X(t_0))$ son las tasas angulares correspondientes respectivamente a la ascensión recta 'Ω' del nodo ascendente del plano orbital del satélite 10 y al argumento de la latitud 'α' del satélite 10, incluido el efecto secular 'J2'.

40 También es ventajoso calcular la probabilidad de colisión P_1 del satélite 10 según su órbita X_{real} real con el desecho d_1 espacial, en una fecha TCA_{real} más cercana de paso real. Para este efecto, con el fin de optimizar el cálculo de la probabilidad P_1 colisión, los medios de cálculo del satélite 10 están configurados para determinar la fecha TCA_{real} más cercana de paso real teniendo en cuenta la órbita X_{real} real del satélite 10.

Para este efecto, según la Figura 4, se representa una aproximación lineal de la trayectoria $X_{d1}(t)$ orbital del desecho d_1 espacial en el plano orbital del satélite. La fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia puede diferir de la fecha TCA_{real} más cercana de paso real. En la fecha TCA_{real} más cercana de paso real, el producto escalar del vector $\Delta \vec{X}_{\text{real}}$

representativo de la diferencia de posición orbital entre la posición orbital real del satélite 10 y la posición orbital del desecho d₁ espacial, con la diferencia de velocidad orbital $\Delta \vec{V}$ entre el satélite 10 y el desecho d₁ espacial debe ser cero o casi cero. En otras palabras, se debe verificar la siguiente ecuación:

$$\Delta \vec{X}_{real} \cdot \Delta \vec{V} \approx 0 \quad (16)$$

5 según la cual $\Delta \vec{X}_{real}$ representa la diferencia de posición orbital entre el satélite 10 y el desecho d₁ espacial en la fecha TCA_{real} más cercana de paso real y $\Delta \vec{V}$ representa la diferencia de velocidad orbital entre el satélite 10 y el desecho d₁ espacial en fecha TCA_{real} más cercana de paso real.

Con el fin de determinar la fecha TCA_{real} más cercana de paso real de verificación de la ecuación (16), los medios de cálculo del satélite 10 están configurados para determinar el desplazamiento temporal ΔTCA entre dos fechas TCA_{real} más cercanos de paso real calculadas sucesivamente. El primer desplazamiento temporal ΔTCA corresponde a la
10 diferencia entre la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia y la primera estimación de TCA_{real}. A continuación, se procede por iteración calculando una nueva fecha más cercana de paso real, hasta obtener, un desplazamiento temporal ΔTCA inferior a un umbral predeterminado, como por ejemplo inferior a un microsegundo. La iteración se efectúa reemplazando cada vez el valor de la fecha TCA_{real_N-1} más cercana de paso por una nueva fecha TCA_{real_N}
15 más cercana de paso tal que: TCA_{refal_N} = TCA_{real_N-1} + ΔTCA_N hasta que el desplazamiento temporal ΔTCA sea inferior a un microsegundo.

El desplazamiento de tiempo ΔTCA se puede calcular según la siguiente ecuación:

$$\Delta TCA_N = - \frac{\Delta \vec{X}_{real}(TCA_{real_N-1}) \cdot \Delta \vec{V}(TCA_{real_N-1})}{(\Delta V(TCA_{real_N-1}))^2} \quad (17)$$

20 según el cual $\Delta \vec{X}_{real}(TCA_{real_N-1})$ representa la diferencia entre la posición orbital real del satélite 10 y la posición orbital del desecho d₁ espacial en la fecha más cercana de paso, según la iteración considerada en la fecha más cercana de paso, y $\Delta \vec{V}(TCA_{real_N-1})$ representa la diferencia de velocidad orbital entre la velocidad del satélite 10 y la velocidad del desecho d₁ espacial en la fecha más cercana de paso, según la iteración considerada en la fecha más cercana de paso. Cuando finaliza la iteración, se tiene la fecha TCA_{real} más cercana de paso real la cual corresponde a la nueva fecha más cercana de paso que ha permitido determinar un desplazamiento temporal ΔTCA inferior a un umbral
25 predeterminado, por ejemplo, de un microsegundo.

El satélite 10 puede determinar ventajosamente su órbita real y la órbita del desecho d₁, así como su covarianza asociada con la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia o la fecha TCA_{real} más cercana de paso real. Para esto, los medios de cálculo del satélite 10 permitieron determinar, como se describió anteriormente, con base especialmente en una matriz ϕ de transición de estado, las órbitas y las covarianzas asociadas del desecho d₁ espacial
30 y del satélite 10 en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia. Los medios de cálculo del satélite 10 también permiten calcular la órbita de X_{real} del satélite 10 y la órbita X_{d1} del desecho d₁ espacial en la fecha TCA_{real} más cercana de paso real, por propagación simplificada, es decir únicamente kepleriana. Los medios de cálculo del satélite 10 permiten propagar la órbita de X_{real} del satélite 10 y la órbita del desecho d₁ espacial desde la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia hasta la fecha TCA_{real} más cercana de paso real. Los medios de cálculo del satélite 10 están
35 configurados para calcular la probabilidad de colisión P₁ entre el satélite 10 en su trayectoria orbital X_{real} real y el desecho d₁ espacial.

Según la Figura 5, el desecho d₁ espacial y el satélite 10 según su posición orbital relativa $\Delta \vec{X}_{real}(TCA_{real})$ en la fecha TCA_{real} más cercana de paso considerada, así como su covarianza COV_{sat}, COV_{d1} se representan y proyectan en un plano P(O,x,y), siendo este plano P(O,x,y) ortogonal a la velocidad relativa $\Delta \vec{V}$ entre el satélite 10 y el desecho d₁
40 espacial. El satélite 10 y el desecho d₁ espacial se modelan respectivamente según un círculo R₁₀ de radio para el satélite y de radio Rd₁ para el desecho d₁ espacial. La distancia relativa entre el satélite 10 y el desecho d₁ espacial se proyecta en el plano de la órbita del satélite 10, así como su covarianza COV_{dr} asociada. La covarianza de COV_{dr} de la distancia relativa se expresa por la suma de la covarianza del satélite 10 y del desecho d₁ espacial.

La covarianza de COV_{pdr} proyectada de la distancia relativa se puede expresar en una base B cualquiera según la
45 matriz diagonal:

$$COV_{pdr} = \begin{pmatrix} \sigma_x & 0 \\ 0 & \sigma_y \end{pmatrix} \quad (18)$$

según la cual σ_x y σ_y representan las dispersiones de positrones. Un conjunto Cr(x,y) se define como un conjunto de puntos x, y en el círculo de radio R_{cu} acumulado representativo de la suma del radio R₁₀ del satélite 10 modelado y del

radio R_{d1} del desecho d_1 espacial modelado. Para este efecto, el conjunto $Cr(x,y)$ de los puntos x,y responde al criterio según el cual:

$$x^2 + y^2 < R_{cu}^2 \quad (19)$$

La probabilidad de colisión P_1 corresponde a la probabilidad para la cual la diferencia de distancia entre el satélite 10 y el desecho d_1 espacial puede ser inferior al radio R_{cu} acumulado. La probabilidad de colisión P_1 puede, por lo tanto, ser calculada integrando la función de densidad de probabilidad de la diferencia de distancia en el círculo de radio R_{cu} acumulado. Con leyes de densidad tomadas con una distribución normal, con valores medios $\bar{x}$ y $\bar{y}$ correspondientes a las coordenadas de la distancia relativa proyectada en el plano de la órbita del satélite 10, y las dispersiones σ_x y σ_y , la probabilidad P_1 de colisión se puede escribir en la siguiente forma numérica:

$$P_1 = \iint_{(x,y) \in Cr} \frac{1}{\sigma_x \sigma_y 2\pi} * e^{-\frac{(x-\bar{x})^2}{2\sigma_x^2}} * e^{-\frac{(y-\bar{y})^2}{2\sigma_y^2}} * dx dy \quad (20)$$

Es ventajoso minimizar al máximo la potencia de cálculo de los medios informáticos incorporados en el satélite. Para este efecto, es preferible para los medios de cálculo incorporados en el satélite evaluar la probabilidad de colisión P_1 según una expresión semianalítica, o incluso de preferencia analítica.

Se señala particularmente que la probabilidad de colisión P_1 entre el satélite 10 y el desecho d_1 espacial se puede evaluar según la siguiente ecuación semianalítica:

$$P_1 = \int \frac{1}{2\sqrt{2\pi}\sigma_x} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x-\bar{x}}{\sigma_x}\right)^2} \left(\operatorname{erf}\left(\frac{\bar{y} + \sqrt{r^2 - x^2}}{\sqrt{2}\sigma_y}\right) - \operatorname{erf}\left(\frac{\bar{y} - \sqrt{r^2 - x^2}}{\sqrt{2}\sigma_y}\right) \right) dx \quad (21)$$

Esta expresión permite una evaluación más rápida que la formulación numérica ya que requiere una sola integración y la evaluación de una función de error erf.

También se señala, de preferencia, que la probabilidad de colisión P_1 entre el satélite 10 y el desecho d_1 espacial también puede evaluarse según la ecuación analítica en forma de una serie convergente con términos positivos, según la siguiente formulación:

$$P_1 = e^{-\left(\frac{R^2}{2\sigma_x^2}\right)} \sum_{k=0}^{\infty} \frac{\alpha_k}{(k+1)!} R^{2(k+1)} \quad (22)$$

La formulación analítica permite la mejor rapidez de cálculo de la probabilidad de colisión P_1 entre el satélite 10 y el desecho d_1 espacial.

Cabe señalar que la determinación de la órbita X_{real} real del satélite 10 y la órbita X_{d1} del desecho d_1 espacial induce una incertidumbre sobre las covarianzas COV_{sat} , COV_{d1} estimadas vinculadas a las órbitas determinadas. De preferencia, con el fin de tener en cuenta una tal incertidumbre en el cálculo de la probabilidad de colisión P_1 entre el satélite 10 y el desecho d_1 espacial, es posible maximizar la probabilidad de colisión P_1 desplazando tanto la covarianza COV_{sat} de la órbita X_{real} real del satélite y la covarianza COV_{d1} de la órbita X_{d1} del desecho d_1 espacial. La técnica utilizada que permite desplazar tanto la covarianza COV_{sat} de la órbita X_{real} real del satélite y la covarianza COV_{d1} de la órbita X_{d1} del desecho d_1 espacial es una técnica denominada dilución de covarianza. Para este efecto, de preferencia, se añade un coeficiente K_{sat} vinculado a la covarianza de COV_{sat} del satélite 10 y un coeficiente K_{d1} vinculado a la covarianza de COV_{d1} del desecho d_1 espacial en relación con el cálculo de la probabilidad P_1 colisión. La determinación de los coeficientes vinculados a las covarianzas comprende la determinación del par (K_s, K_d) de coeficiente la cual maximiza la probabilidad P_1 de colisión que requiere especialmente el conocimiento de la covarianza COV_{dr} acumulada determinada según la siguiente ecuación:

$$COV_{dr} = K_s \times COV_{sat} + K_d \times COV_{d1} \quad (23)$$

Un tal óptimo puede, por ejemplo y de manera no limitativa, determinarse según un método de gradiente denominado bajo el nombre método del número de oro. Por ejemplo y de manera no limitativa, el par (K_s, K_d) de coeficientes donde cada coeficiente está comprendido en un intervalo que va de 0,2 a 5.

El procedimiento de estimación de colisión entre el desecho d_1 espacial y el satélite 10 en órbita alrededor de la Tierra 12 comprende la estimación de la probabilidad de colisión P_1 para la cual la colisión podría ocurrir en la fecha TCA más cercana de paso considerada, es decir, ya sea la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia o la fecha TCA_{real} más cercana de paso real.

Como se representa según el ejemplo de la Figura 6, el procedimiento de estimación de colisión puede comprender la determinación de una o más maniobras $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación que permite reducir la probabilidad de colisión P_1 del satélite 10 con el desecho d_1 en la fecha TCA más cercana de paso considerada, es decir en una posición orbital correspondiente a un argumento de la latitud α_{col} en la fecha TCA más cercana de paso considerada, aún denominado argumento de latitud α_{col} de colisión. De manera óptima, cada maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación puede tener lugar según un argumento de latitud α_{man} de maniobra opuesto al argumento de la latitud α_{col} de colisión con el desecho d_1 espacial, es decir situada al menos según un argumento de latitud de maniobra igual a $\alpha_{man} = \alpha_{col} - (2n - 1) \cdot \pi$ para lo cual, de preferencia 'n' es un número entero superior a cero

Según la Figura 6, una etapa preliminar M0 del procedimiento de estimación de colisión comprende la determinación del argumento de la latitud α_{col} del satélite 10 para el cual la colisión puede ser probable, es decir el argumento de la latitud α_{col} de colisión. Para este efecto, a partir de la fecha TCA más cercana de paso considerada, los medios de cálculo incorporados en el satélite 10 pueden determinar el argumento de la latitud α_{col} de colisión. La probabilidad de colisión P_1 según la órbita X_{real} real del satélite en la fecha TCA más cercana de paso considerada es superior a un umbral P_{th} de probabilidad predefinido de colisión, pudiendo este dicho umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión ser por ejemplo y de manera no limitativa, un umbral denominado umbral crítico, por encima del cual se considera que el riesgo de colisión es demasiado elevado para mantener la órbita del satélite tal como está.

Para este efecto, según una primera etapa M1, de preferencia, una primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,1}$ de evitación debe ser determinada por los medios de cálculo incorporados en el satélite 10. Para este efecto, los medios de cálculo están configurados para estimar la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,1}$ de evitación que permite la separación radial entre el satélite 10 y el desecho d_1 espacial en la fecha TCA más cercana de paso considerada. Esta primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,1}$ de evitación debe ejecutarse de preferencia para una posición orbital del satélite 10 opuesta a la cual tendrá el satélite 10 en la fecha TCA más cercana de paso considerada con el fin de maximizar la separación radial entre el satélite 10 y el desecho d_1 espacial en la fecha TCA más cercana de paso considerada.

Esta primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,1}$ de evitación también debe ser lo suficientemente alejada en el tiempo para que pueda ejecutarse antes de la probable colisión. La posición orbital del satélite 10 para la cual puede ser efectiva la ejecución de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,1}$ de evitación, podría elegirse, por ejemplo y de manera no limitativa, en una posición orbital del satélite 10 correspondiente a un argumento de latitud α_{man1} de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,1}$ de evitación según la siguiente ecuación:

$$\alpha_{man1} = \alpha_{col} - \pi \quad (24)$$

Seguido a esta primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,1}$ de evitación, los medios de cálculo incorporados en el satélite 10 están configurados para estimar una nueva trayectoria de la órbita X_{real} real del satélite 10 tal como se explica según la Figura 3 y según las ecuaciones (7) y (9) de la presente invención. Para este efecto, los medios de cálculo incorporados en el satélite 10 están configurados para reestimar la probabilidad de colisión P_1 seguido a la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,1}$ de evitación. Según el ejemplo que se representa en la Figura 6, la probabilidad de colisión P_1 que se hace seguido a la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,1}$ de evitación determinada es superior al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión.

Para este efecto se determina según una segunda etapa M2, de preferencia, una segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,2}$ de evitación por los medios de cálculo incorporados en el satélite 10. Con el fin de maximizar la separación radial entre el satélite 10 y el desecho d_1 espacial en la fecha TCA más cercana de paso considerada, la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,2}$ de evitación debe ejecutarse de preferencia según una posición orbital del satélite 10 durante una órbita antes de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,1}$ de evitación. Más precisamente, la posición orbital del satélite 10 para la cual podría ser efectiva la ejecución de la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,2}$ de evitación, podría elegirse, por ejemplo y de manera no limitativa, en una posición orbital del satélite 10 correspondiente a un argumento de latitud α_{man2} de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,2}$ de evitación según la siguiente ecuación:

$$\alpha_{man2} = \alpha_{col} - 3\pi \quad (25)$$

Seguido a esta segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,2}$ de evitación, los medios de cálculo incorporados en el satélite 10 están configurados para estimar una nueva trayectoria orbital del satélite 10 como se explica según la Figura 3 y según las ecuaciones (7) y (9) de la presente invención. Para este efecto, los medios de cálculo incorporados en el satélite 10 están configurados para reestimar la probabilidad de colisión P_1 que se hace seguido de la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,2}$ de evitación. Según el ejemplo no limitativo de la Figura 6, la probabilidad de colisión P_1 que se hace seguido a la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1,2}$ de evitación determinada es inferior al umbral P_{th} de probabilidad predefinido de colisión.

De manera general, según el valor de la probabilidad de colisión P_1 que se hace seguido a la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_2}$ de evitación, los medios de cálculo incorporados en el satélite 10 pueden, ya sea, evaluar otras maniobras de evitación además de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_1}$ de evitación y de la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_2}$ de evitación según el mismo principio que el expuesto para la primera maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_1}$ de evitación y para la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_2}$ de evitación, o considerar que el acumulado de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_1}$ de evitación y la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_2}$ de evitación es suficiente para limitar el riesgo de colisión entre el satélite 10 y el desecho d_1 espacial.

Según la invención, una maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}}$ de evitación puede comprender una variación máxima $\Delta V_{\text{máx}}$ de velocidad que puede vincularse por ejemplo y de manera no limitativa al consumo de energía máxima disponible del dispositivo de propulsión del satélite 10 autorizado para una maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}}$ de evitación. Se define, por ejemplo, una variación mínima $\Delta V_{\text{mín}}$ de velocidad del satélite 10. Esta variación mínima está vinculada a la energía mínima de empuje necesaria para que el satélite 10 pueda efectuar un cambio de órbita del satélite 10.

Como se representa en la Figura 6, cuando la probabilidad de colisión P_1 que se hace seguido a la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_2}$ de evitación determinada es inferior al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión, es posible añadir una etapa MO de optimización que comprenda la optimización de la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_2}$ de evitación, de modo que, por ejemplo y de manera no limitativa, limitar la energía necesaria para esta segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_2}$ de evitación que permita, por ejemplo, obtener una probabilidad de colisión P_1 igual o incluso más cercana al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión. A este respecto, la probabilidad de colisión P_1 se puede recalcular según una nueva diferencia de velocidad $\Delta V_{\vec{\alpha}_2'}$ de la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_2'}$ de evitación reducida con respecto a la diferencia de velocidad inicial, pudiendo la diferencia de velocidad $\Delta V_{\vec{\alpha}_2}$ inicial ser una diferencia de velocidad máxima. La dirección $\vec{\alpha}_2$ de la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_2}$ de evitación también se puede ajustar. Por ejemplo y de manera no limitativa, la dirección $\vec{\alpha}_2$ de la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_2}$ de evitación se ajustará según sea una dirección $\vec{\alpha}_2$ en el sentido de la velocidad del satélite 10, es decir, en una dirección $\vec{\alpha}_2$ en dirección de sentido opuesto a la velocidad del satélite 10 con el objetivo de maximizar la separación radial en la fecha TCA más cercana de paso considerada.

Según el ejemplo de la Figura 7, el procedimiento de estimación de colisión puede presentarse en una pluralidad de desechos espaciales. Para este efecto, de manera similar a la Figura 6, se representa una etapa M_{d_1} relativa a la determinación de la probabilidad de colisión P_1 con el primer desecho d_1 espacial. Esta etapa M_{d_1} relativa al cálculo de la probabilidad de colisión P_1 se efectúa con una primera maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{11}}$ de evitación y una segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{21}}$ de evitación previstas respectivamente que se efectuarán cuando el satélite 10 esté en la posición orbital correspondiente a un argumento de latitud α_{man11} de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{11}}$ de evitación igual al argumento de la latitud de colisión con el primer desecho d_1 espacial menos una media órbita $\alpha_{man11} = \alpha_{col1} - \pi$, y en la posición orbital correspondiente a un argumento de latitud α_{man21} de la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{21}}$ de evitación igual al argumento de la latitud de colisión con el primer desecho d_1 espacial menos una órbita y media $\alpha_{man21} = \alpha_{col1} - 3\pi$.

En el caso de que la primera maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{11}}$ de evitación y la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{21}}$ de evitación generen un riesgo de colisión con un segundo desecho d_2 espacial, este último debe evitarse. Según el mismo principio que el expuesto en la Figura 6, según el ejemplo de la Figura 7, se representa una etapa M_{d_2} representativa de la estimación de la probabilidad de colisión P_2 con el segundo desecho d_2 espacial. Esta etapa M_{d_2} relativa al cálculo de la probabilidad P_2 con el segundo desecho d_2 espacial se ha efectuado con una primera maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{12}}$ de evitación y una segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{22}}$ de evitación previstas respectivamente para ser efectuadas cuando el satélite 10 esté en la posición orbital correspondiente a un argumento de latitud α_{man12} de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{12}}$ de evitación igual al argumento de la latitud de colisión con el segundo desecho d_2 espacial menos una media órbita $\alpha_{man12} = \alpha_{col2} - \pi$, y en la posición orbital correspondiente a un argumento de latitud α_{man22} de la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{22}}$ de evitación igual al argumento de la latitud de colisión con el segundo desecho d_2 espacial menos una órbita y media $\alpha_{man22} = \alpha_{col2} - 3\pi$.

Según la Figura 7, cabe señalar que según la etapa M_{d_1} inicial relativa a la estimación de la probabilidad de colisión P_1 con el primer desecho d_1 espacial y que según la etapa M_{d_2} relativa a la estimación de la probabilidad de colisión P_2 con el segundo desecho d_2 espacial, la primera maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{11}}$ de evitación vinculada al primer desecho d_1 espacial está en conflicto temporal con la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{22}}$ de evitación vinculada al segundo desecho d_2 espacial. En efecto, el argumento de la latitud $\alpha_{man11} = \alpha_{col1} - \pi$ vinculado a la primera maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{11}}$ de evitación del primer desecho d_1 espacial está demasiado cerca del argumento de la latitud $\alpha_{col2} - 3\pi$ vinculado a la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{\alpha}_{22}}$ de evitación vinculada al segundo desecho d_2 espacial. La duración de una maniobra invade la duración de la otra maniobra, de modo que la realización de estas dos maniobras no sea posible según esta

configuración. Más particularmente, la segunda maniobra Δv_{d_2} de evitación vinculada al segundo desecho d_2 espacial comprende una zona de invasión con la primera maniobra Δv_{d_1} de evitación del primer desecho d_1 espacial de modo que esta zona de invasión corresponda a una zona donde la primera maniobra Δv_{d_1} de evitación del primer desecho d_1 espacial no se puede efectuar debido a la presencia de la segunda maniobra Δv_{d_2} de evitación vinculada al segundo desecho d_2 espacial.

Para este efecto, una solución consiste en desplazar las maniobras Δv_{d_i} de evitaciones asociadas con un desecho de tanta órbita como sea necesario hasta que ya no haya superposición entre las maniobras Δv_{d_i} de evitación previstas para la evitación del primer desecho d_1 espacial con las maniobras Δv_{d_i} de evitación del segundo desecho d_2 espacial. Según el ejemplo de la Figura 7, la primera maniobra Δv_{d_1} de evitación del primer desecho d_1 y la segunda maniobra Δv_{d_2} de evitación del primer desecho d_1 han sido las dos desplazadas de una órbita anterior a su posición orbital inicialmente determinada. Más precisamente, el argumento de la latitud α_{man11} de la primera maniobra Δv_{d_1} de evitación con el primer desecho d_1 espacial se ha desplazado a un nuevo argumento de latitud α_{man11} , igual al argumento de la latitud de colisión con el primer desecho d_1 espacial menos una órbita y media α_{man11} , $= \alpha_{col1} - 3\pi$, el argumento de la latitud α_{man21} de la segunda maniobra Δv_{d_2} de evitación del primer desecho d_2 espacial se ha desplazado a un nuevo argumento de latitud α_{man21} , igual al argumento de la latitud de colisión con el primer desecho d_1 espacial menos dos órbitas y media α_{man21} , $= \alpha_{col1} - 5\pi$,

Según la Figura 8, un ejemplo de un período de revolución del satélite 10 alrededor de la Tierra, también llamado período orbital del satélite 10 alrededor de la Tierra 12, se representa de manera esquemática mediante un círculo discontinuo formado por varios arcos de círculo. Cada arco de círculo representa un intervalo de tiempo que puede dedicarse a una operación del satélite 10. A título de ejemplo no limitativo, y según la Figura 6, el período orbital del satélite 10 puede comprender nueve intervalos de tiempo previstos para diversas operaciones predeterminadas del satélite 10 tales como operaciones de carga de una batería de alimentación eléctrica del satélite 10, correcciones si es necesario del comportamiento del satélite 10, fotografías de la Tierra 12 y/o cualquier otra operación del satélite 10. A título de ejemplo no limitativo, y según la Figura 8, el período orbital del satélite 10 puede comprender seis intervalos de tiempo no dedicados a las operaciones predeterminadas que se denominarán en la continuación de la descripción como intervalos libres Sl_1 , Sl_2 , Sl_3 , Sl_4 , Sl_5 , Sl_6 de maniobra.

Según el ejemplo de la Figura 9, en correspondencia con la Figura 8, el procedimiento de estimación de colisión puede comprender la determinación del mejor intervalo libre Sl_1 , Sl_2 , Sl_3 , Sl_4 , Sl_5 , Sl_6 de maniobra durante el cual una maniobra Δv_{d_i} de evitación se puede efectuar de modo que obtenga la probabilidad de colisión P_1 más baja. El procedimiento de estimación de colisión, también puede comprender la determinación de una pluralidad de maniobras Δv_{d_i} de evitación consecutivas, cada intervalo libre Sl_1 , Sl_2 , Sl_3 , Sl_4 , Sl_5 , Sl_6 de maniobra asociado a cada maniobra Δv_{d_i} de evitación que debe seleccionarse de modo que limite el número de maniobras Δv_{d_i} de evitación para reducir al máximo la probabilidad de colisión, es decir, para obtener una probabilidad de colisión P_1 inferior o igual al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión, de preferencia para obtener una probabilidad de colisión cercana o incluso igual al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión.

Cinco líneas representan cinco etapas sucesivas $M0$, $M1$, $M2$, $M3$, MF de determinación del intervalo libre Sl_1 , Sl_2 , Sl_3 , Sl_4 , Sl_5 , Sl_6 de maniobra y de maniobra Δv_{d_i} de evitación que permiten reducir la probabilidad de colisión P_1 del satélite 10 con el desecho d_1 espacial. Más particularmente, la primera línea representa una etapa preliminar $M0$ de determinación de los intervalos libres Sl_1 , Sl_2 , Sl_3 , Sl_4 , Sl_5 , Sl_6 de maniobra que permite la ejecución de maniobras Δv_{d_i} de evitación y de clasificación de intervalos libres Sl_1 , Sl_2 , Sl_3 , Sl_4 , Sl_5 , Sl_6 de maniobra determinados según una notación representativa de la separación radial máxima posible en cada uno de los intervalos libres Sl_1 , Sl_2 , Sl_3 , Sl_4 , Sl_5 , Sl_6 de maniobra entre el satélite 10 y el desecho d_1 en la fecha TCA más cercana de paso considerada. La segunda línea, la tercera línea y la cuarta línea representan respectivamente una primera etapa $M1$ de determinación de una primera maniobra Δv_{d_1} de evitación, una segunda etapa $M2$ de determinación de una segunda maniobra Δv_{d_2} de evitación y una tercera etapa $M3$ de determinación de una tercera maniobra Δv_{d_3} de evitación, siendo la primera maniobra Δv_{d_1} de evitación determinada en el intervalo libre Sl_3 de maniobra que ha obtenido la mejor notación, siendo la segunda maniobra Δv_{d_2} de evitación determinada en el intervalo libre Sl_5 de maniobra que ha obtenido la segunda mejor notación, siendo la tercera maniobra Δv_{d_3} de evitación determinada en el intervalo libre Sl_2 de maniobra que ha obtenido la tercera mejor notación. La quinta línea representa una etapa MF final según la cual la tercera maniobra Δv_{d_3} de evitación se optimiza de modo que, por ejemplo, limite la energía necesaria para esta tercera maniobra Δv_{d_3} de evitación que permite, por ejemplo, obtener una probabilidad de colisión P_1 igual o incluso más cercana al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión.

La etapa M0 preliminar consiste en determinar los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra que permite la ejecución de maniobras $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación de acuerdo con una duración de maniobra, una fecha mínima y una fecha máxima de maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación, las cuales se definen de la siguiente manera: la fecha mínima corresponde a la fecha en la que efectivamente se puede comenzar a realizar maniobras. En general, la dicha fecha mínima corresponde a la fecha de activación del cálculo de la maniobra a la cual se puede añadir un margen correspondiente por ejemplo a la duración mínima de precalentamiento de las toberas de los sistemas de empuje del satélite 10.

La fecha máxima es la fecha TCA más cercana de paso considerada, sólo se conservan los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra los cuales duran más que una duración mínima que, por tanto, permiten un empuje mínimo necesario para el cambio de órbita del satélite 10, tal como por ejemplo y de manera no limitativa, una duración mínima predefinida de cinco minutos.

También se puede tener en cuenta la duración que separa dos intervalos libres Sl_1, Sl_2 de maniobras consecutivas durante la determinación de una pluralidad de maniobras $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación, una duración mínima entre dos maniobras $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación, es decir entre dos empujes que puedan ser necesarios. En consecuencia, sólo se conservan los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra los cuales permiten una duración mínima entre los empujes ya previstos, tal como por ejemplo y de manera no limitativa, una duración predefinida de veinte minutos.

De manera no limitativa, cuando se determina una maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación en un intervalo libre $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ y que otro intervalo libre $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ adyacente está espaciado por una duración inferior a la duración mínima definida anteriormente, es posible recortarlo. Por tanto, solo se tiene en cuenta la duración en una parte de este otro intervalo libre $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ conservando sólo la parte donde se puede colocar una maniobra de evitación, evitando la parte la cual no cumpliría la restricción de duración mínima. En este caso particular, será necesario reevaluar la notación del dicho otro intervalo libre $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra recortado en la medida en que su duración ha cambiado.

De preferencia, la etapa M0 preliminar también consiste en la clasificación de los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra según una notación representativa de la separación radial máxima posible en cada uno de los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra entre el satélite 10 y el desecho d_1 espacial en la fecha TCA más cercana de paso considerada. Para este efecto, como se mencionó anteriormente, el objetivo de maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación es crear una separación radial en la fecha TCA más cercana de paso considerada. En consecuencia, se deben utilizar los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra los cuales permitan una separación radial máxima. Por esto es esencial calcular la separación radial Δr en la fecha TCA más cercana de paso considerada asociada a cada uno de los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra.

La determinación de la separación radial Δr en la fecha TCA más cercana de paso considerada asociada a cada uno de los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra incluye en primer lugar una etapa de determinación de la duración máxima $d_{\text{máx_sl}}$ de la maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación relativa a cada uno de los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra. La duración máxima $d_{\text{máx_sl}}$ de la maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación es, por ejemplo, la duración del intervalo libre de maniobra considerado si este último es inferior a la duración $d_{\text{máx_aut}}$ máxima de maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ autorizada que puede vincularse por ejemplo y de manera no limitativa al consumo de energía máxima disponible del dispositivo de propulsión del satélite 10 autorizado para una maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación. Según otro ejemplo, la duración máxima $d_{\text{máx_sl}}$ de la maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación es la duración máxima $d_{\text{máx_aut}}$ de la maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ autorizada cuando la duración del intervalo libre de maniobra sea superior a la dicha duración máxima de maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$.

La determinación de la separación radial Δr en la fecha TCA más cercana de paso considerada asociada a cada uno de los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra también incluye un cálculo de la diferencia de velocidad ΔV de la maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación deseada en cada intervalo libre $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra según el empuje PS deseado por aplicar al satélite 10, la masa m del satélite 10, y la duración máxima $d_{\text{máx_sl}}$ de la maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación determinada más arriba, utilizando la siguiente ecuación:

$$\Delta V = (PS / M) \times d_{\text{max_sl}} \quad (26)$$

Determinar la separación radial Δr máxima para cada uno de los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra, corresponde a buscar una dirección de empuje $\vec{d}$ en el plano de la órbita, es decir a determinar el acimut az , es decir el ángulo entre la velocidad $\vec{V}$ del satélite y la dirección del empuje $\vec{d}$ relativa a la maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación, la cual maximiza la separación radial Δr . Existen dos comportamientos óptimos, o azimut az , para maximizar la separación radial Δr : un azimut (az) el cual aumenta el semieje mayor 'a' de la órbita del satélite 10, es decir una

separación radial denominada separación radial positiva y un acimut ($az+\pi$) el cual reduce el semieje mayor 'a' de la órbita del satélite 10, es decir una separación radial denominada separación radial negativa. Esta separación radial Δr puede ser dada por la siguiente ecuación:

$$\Delta r = \left[\frac{\partial r}{\partial a} \times \frac{\Delta a}{\Delta t} + \frac{\partial r}{\partial e_x} \times \frac{\Delta e_x}{\Delta t} + \frac{\partial r}{\partial e_y} \times \frac{\Delta e_y}{\Delta t} \right] \Delta V \cos(\alpha z) + \left[\frac{\partial r}{\partial e_x} \times \frac{\Delta e_x}{\Delta t} + \frac{\partial r}{\partial e_y} \times \frac{\Delta e_y}{\Delta t} \right] \Delta V \sin(\alpha z) \quad (27)$$

- 5 según la cual, 'r' representa la posición radial del satélite, 'a' el semieje mayor de la órbita del satélite, 'e_x' y 'e_y', los elementos orbitales en una representación denominada circular, V_r la componente radial del incremento de velocidad de la maniobra ΔV , V_t la componente tangencial del incremento de velocidad de la maniobra ΔV .

En consecuencia, los extremos de esta función del acimut se pueden encontrar encontrando las dos soluciones de la siguiente ecuación:

$$\tan(\alpha z) = \frac{\frac{\partial r}{\partial e_x} \times \frac{\Delta e_x}{\Delta t} + \frac{\partial r}{\partial e_y} \times \frac{\Delta e_y}{\Delta t}}{\frac{\partial r}{\partial a} \times \frac{\Delta a}{\Delta t} + \frac{\partial r}{\partial e_x} \times \frac{\Delta e_x}{\Delta t} + \frac{\partial r}{\partial e_y} \times \frac{\Delta e_y}{\Delta t}} \quad (28)$$

según la cual las derivadas parciales de la posición radial ∂r del satélite 10 se pueden determinar por diferenciación de la siguiente ecuación:

$$r_{col} = \frac{a(1-e_x^2-e_y^2)}{1+e_x \cos(\alpha_{col})+e_y \sin(\alpha_{col})} \quad (29)$$

según la cual, 'r_{col}' representa la posición radial del satélite en la fecha TCA más cercana de paso considerada, y α_{col} representa el argumento de la latitud de colisión.

La ecuación (29) permite establecer las siguientes relaciones matemáticas que permiten determinar los parámetros de la ecuación (28):

$$\frac{\partial r}{\partial a} = \frac{r_{col}}{a} \quad (30)$$

$$\frac{\partial r}{\partial e_x} = -\frac{r_{col}}{a(1-e_x^2-e_y^2)} [2ae_x + r_{col} \cos(\alpha_{col})] \quad (31)$$

$$\frac{\partial r}{\partial e_y} = -\frac{r_{col}}{a(1-e_x^2-e_y^2)} [2ae_y + r_{col} \sin(\alpha_{col})] \quad (32)$$

Las derivadas parciales de los elementos orbitales de la ecuación (28) son dadas por las siguientes ecuaciones de Gauss:

$$\frac{\partial a}{\partial V_T} = \frac{2}{n^2 a} V_{man} \quad (33)$$

$$\frac{\partial e_x}{\partial V_T} = \frac{2}{V_{man}} [e_x + \cos(\alpha_{man})] \quad (34)$$

$$\frac{\partial e_y}{\partial V_T} = \frac{2}{V_{man}} [e_y + \sin(\alpha_{man})] \quad (35)$$

$$\frac{\partial e_x}{\partial V_R} = -\frac{1}{V_{man}} \left[\frac{r_{man}}{a} \sin(\alpha_{man}) + 2e_y \right] \quad (36)$$

$$\frac{\partial e_y}{\partial V_R} = \frac{1}{V_{man}} \left[\frac{r_{man}}{a} \cos(\alpha_{man}) + 2e_x \right] \quad (37)$$

según las cuales, V_{man} representa la velocidad del satélite 10 en el momento de la maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación, r_{man} representa la posición radial del satélite 10 en el momento de la maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación, α_{man} representa el argumento de la latitud del satélite 10 en el momento de la maniobra $\Delta V_{\vec{d}}$ de evitación, más precisamente en el tiempo medio del intervalo libre de maniobra considerado.

- 5 Según la etapa M0 preliminar, la notación del conjunto de intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra puede efectuarse según la determinación de la separación radial Δr máxima, según una separación radial positiva o según una separación radial negativa. Según el ejemplo de la Figura 9, se distribuye una notación sobre 10 a al conjunto de intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra para las cuales, se ha determinado según la ecuación (27), la separación radial Δr máxima. Para este efecto, el intervalo libre de maniobra que incluye la notación más elevada es el tercer intervalo libre Sl_3 de maniobra. Luego vienen, en orden descendente de notación, el quinto intervalo libre Sl_5 de maniobra, el segundo intervalo libre Sl_2 de maniobra, el cuarto intervalo libre Sl_4 de maniobra, el sexto intervalo libre Sl_6 de maniobra y finalmente el primer intervalo libre Sl_1 de maniobra.

- 10 Siguiendo la etapa M0 preliminar, en la etapa M1, la determinación de la probabilidad de colisión P_1 del satélite 10 con el desecho d_1 se efectúa según una primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación colocada en el tercer intervalo libre Sl_3 de maniobra. La diferencia de velocidad $\Delta V_{\vec{d}_1}$ asociada a la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación es la diferencia de velocidad máxima autorizada con relación al tercer intervalo libre Sl_3 de maniobra según la ecuación (26). La dirección $\vec{d}_1$ asociada a la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación corresponde al comportamiento determinado para optimizar la separación radial Δr , es decir una dirección $\vec{d}_1$ correspondiente al acimut az determinado según la ecuación (28), ya sea para una separación radial Δr positiva, o para una separación radial Δr negativa.

- 20 A partir de la determinación de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación y de la elección del tercer intervalo libre Sl_3 de maniobra, según la ecuación (7) y la ecuación (9) relativas a la Figura 3, los medios de cálculo del satélite están configurados para propagar la órbita X_{real} real del satélite 10, teniendo en cuenta la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación hasta la fecha TCA más cercana de paso considerada de modo que se determine la probabilidad de colisión P_1 con el desecho d_1 espacial en la fecha TCA más cercana de paso considerada. Según la Figura 9, y para los efectos de descripción de una pluralidad de maniobra de evitación, se debe considerar que la probabilidad de colisión P_1 determinada después de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación sigue siendo demasiado elevada con respecto al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión.

- 30 Para este efecto, en la etapa M2 la determinación de la probabilidad de colisión P_1 del satélite 10 con el desecho d_1 se efectúa según una segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_2}$ de evitación colocada en el quinto intervalo libre Sl_5 de maniobra, el cálculo de la probabilidad de colisión P_1 del satélite 10 se hace teniendo en cuenta la combinación de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación con la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_2}$ de evitación. La diferencia de velocidad $\Delta V_{\vec{d}_2}$ asociada a la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_2}$ de evitación es la diferencia de velocidad máxima autorizada en relación con el quinto intervalo libre Sl_5 de maniobra según la ecuación (26). La dirección $\vec{d}_2$ asociada a la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_2}$ de evitación corresponde al comportamiento determinado para optimizar la separación radial Δr , es decir una dirección $\vec{d}_2$ correspondiente al azimut az determinada según la ecuación (28), y según una separación radial Δr del mismo tipo que la separación radial Δr asociada a la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación, es decir ya sea positiva, o negativa.

- 40 A partir de la determinación de la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_2}$ de evitación, de la elección del quinto intervalo libre Sl_5 de maniobra, según la ecuación (7) y la ecuación (9) con relación a la Figura 3, los medios de cálculo del satélite están configurados para propagar la órbita X_{real} real del satélite 10, teniendo en cuenta la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación y la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_2}$ de evitación hasta la fecha TCA más cercana de paso considerada de modo que determine la probabilidad de colisión P_1 con el desecho d_1 espacial en la fecha TCA más cercana de paso considerada. Para este efecto la diferencia $\Delta X_{man}(TCA_{ref})$ de la posición orbital definida según la ecuación (7) y la ecuación (9) es una diferencia que comprende la diferencia ΔX_{Sl_3} de la posición orbital debido a la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación durante el tercer intervalo libre Sl_3 de maniobra y la diferencia ΔX_{Sl_5} de la posición orbital debido a la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_2}$ de evitación durante el quinto intervalo libre Sl_5 de maniobra, es decir, $\Delta X_{man}(TCA_{ref}) = \Delta X_{man}(Sl_3) + \Delta X_{man}(Sl_5)_{real_a} + (TCA_{ref}) - X_{real_b}(TCA_{ref})$, las diferencias orbitales $\Delta X_{man}(Sl_3)$ y $\Delta X_{man}(Sl_5)$ generadas durante el tercer intervalo libre Sl_3 de maniobra y el quinto intervalo Sl_5 de maniobra libre que dependen del vector de empuje del satélite 10 en relación con respectivamente el empuje de la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación y el empuje de la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_2}$ de evitación. Según la Figura 9, y para los efectos de descripción de una pluralidad de maniobra de evitación, se debe considerar que la probabilidad de colisión P_1 determinada seguido a la primera maniobra $\Delta V_{\vec{d}_1}$ de evitación y a la segunda maniobra $\Delta V_{\vec{d}_2}$ de evitación sigue siendo demasiado elevada con respecto al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión.

Para este efecto, en la etapa M3 la determinación de la probabilidad de colisión P_1 del satélite 10 con el desecho d_1 se efectúa según una tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación colocada en el segundo intervalo libre Sl_2 de maniobra, el cálculo de la probabilidad de colisión P_1 del satélite 10 se hace teniendo en cuenta la combinación de la primera maniobra $\Delta V_{1,1}$ de evitación con la segunda maniobra $\Delta V_{2,2}$ de evitación y también con la tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación. La diferencia de velocidad ΔV_3 asociada a la tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación es la diferencia de velocidad máxima autorizada con relación al segundo intervalo libre Sl_2 de maniobra según la ecuación (26). La dirección $\vec{d}_3$ asociada a la tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación corresponde al comportamiento determinado para optimizar la separación radial Δr , es decir una dirección $\vec{d}_3$ correspondiente al azimut az determinada según la ecuación (28), y según una separación radial Δr del mismo tipo que la separación radial Δr asociada a la primera maniobra $\Delta V_{1,1}$ de evitación y a la segunda maniobra $\Delta V_{2,2}$ de evitación, es decir, ya sea positiva o negativa.

A partir de la determinación de la tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación, de la elección del segundo intervalo libre Sl_2 de maniobra, según la ecuación (7) y la ecuación (9) con relación a la Figura 3, los medios de cálculo del satélite 10 están configurados para propagar la órbita X_{real} real del satélite 10, teniendo en cuenta la primera maniobra $\Delta V_{1,1}$ de evitación, la segunda maniobra $\Delta V_{2,2}$ de evitación y la tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación hasta la fecha TCA más cercana de paso considerada para determinar la probabilidad de colisión P_1 con el desecho d_1 espacial en la fecha TCA más cercana de paso considerada. Para este efecto la diferencia ΔX_{man} de la posición orbital definida según la ecuación (7) y la ecuación (9) es una diferencia que incluye la diferencia ΔX_{sl_3} de la posición orbital debido a la primera maniobra $\Delta V_{1,1}$ de evitación durante el tercer intervalo libre Sl_3 de maniobra, la diferencia ΔX_{sl_5} de la posición orbital debido a la segunda maniobra $\Delta V_{2,2}$ de evitación durante el quinto intervalo libre Sl_5 de maniobra y la diferencia ΔX_{sl_2} de la posición orbital debido a la tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación durante el segundo intervalo libre Sl_2 de maniobra, es decir, $\Delta X_{man}(TCA_{ref}) = \Delta X_{man}(sl_3) + \Delta X_{man}(sl_5) + \Delta X_{man}(sl_2) + X_{real_a}(TCA_{ref}) - X_{real_b}(TCA_{ref})$, las diferencias orbitales $\Delta X_{man}(sl_3)$, $\Delta X_{man}(sl_5)$ y respectivamente $\Delta X_{man}(sl_2)$ generadas durante el tercer intervalo libre Sl_3 de maniobra, durante el quinto intervalo libre Sl_5 de maniobra y respectivamente durante el segundo intervalo libre Sl_2 de maniobra dependiente del vector de empuje del satélite 10 en relación con el empuje de la primera maniobra $\Delta V_{1,1}$ de evitación, al empuje de la segunda maniobra $\Delta V_{2,2}$ de evitación y respectivamente al empuje de la tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación.

Según la Figura 9, la probabilidad de colisión P_1 determinada seguida a la primera maniobra $\Delta V_{1,1}$ de evitación en combinación con la segunda maniobra $\Delta V_{2,2}$ de evitación y con la tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación es inferior al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión. En este caso, según la invención es posible añadir una etapa MF de optimización que comprende la optimización de la tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación, de modo que, por ejemplo y de manera no limitativa, limite la energía necesaria para esta tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación que permite, por ejemplo, obtener una probabilidad de colisión P_1 igual o incluso más cercana al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión. A este respecto, la probabilidad de colisión P_1 se puede recalcular según una diferencia de velocidad ΔV_3 de la tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación reducida con respecto a la diferencia de velocidad inicial, pudiendo la diferencia de velocidad inicial ser una diferencia de velocidad máxima. La dirección $\vec{d}_3$ de la tercera maniobra $\Delta V_{3,3}$ de evitación también se puede ajustar. Es ventajosamente posible efectuar los cálculos de probabilidad P_1 de colisión, ya sea según una separación radial positiva, o según una separación radial negativa, permitiendo el tipo de separación obtener la probabilidad P_1 de colisión más bajo que es la retenida por el conjunto de maniobras $\Delta V_{3,3}$ de evitación.

Según la Figura 10, el procedimiento de estimación de colisión puede presentar una pluralidad de desechos espaciales para los cuales las maniobras $\Delta V_{3,3}$ de evitación deben colocarse en los intervalos libres Sl_1 , Sl_2 , Sl_3 , Sl_4 , Sl_5 , Sl_6 de maniobra. Para este efecto, de manera idéntica a la Figura 9, se representa una etapa M_{d_1} relativa a la determinación de la probabilidad de colisión P_1 con el primer desecho d_1 espacial según la fecha TCA más cercana de paso considerada y correspondiente a un argumento de la latitud α_{col1} del satélite para esta fecha TCA más cercana de paso considerada. Esta etapa M_{d_1} relativa al cálculo de la probabilidad de colisión P_1 se ha efectuado según una primera maniobra $\Delta V_{3,11}$ de evitación colocada en el tercer intervalo libre Sl_3 de maniobra que incluye la mejor notación, es decir una notación de 10, la primera maniobra $\Delta V_{3,11}$ de evitación se realizará en combinación con una segunda maniobra $\Delta V_{3,21}$ de evitación colocada en el quinto intervalo libre Sl_5 de maniobra y que incluye la segunda mejor notación, es decir una notación de 8, y en combinación con una tercera maniobra $\Delta V_{3,31}$ de evitación colocada en el segundo intervalo libre Sl_2 de maniobra y que incluye la tercera mejor notación, es decir una notación de 5.

Según la hipótesis de que un segundo desecho d_2 espacial debe ser evitado por el satélite 10, según el mismo principio que el expuesto en la Figura 9, los intervalos libres de maniobra que permiten las maniobras $\Delta V_{3,3}$ de evitación del segundo desecho d_2 espacial son identificados y anotados. Para este efecto, dado que el argumento de la latitud α_{col2}

del satélite 10 para el cual la colisión puede ser probable con el segundo desecho d_2 espacial corresponde a una fecha más cercana de paso posterior a la fecha más cercana de paso vinculada al primer desecho d_1 espacial, los seis intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra identificados para efectuar potencialmente las maniobras ΔV_3 de evitación vinculadas al primer desecho d_1 espacial también son potencialmente los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra durante los cuales las maniobras ΔV_3 de evitación vinculadas al segundo desecho d_2 espacial son alcanzables. Se determina un séptimo intervalo libre Sl_7 de maniobra ubicado en el tiempo entre la fecha TCA más cercana de paso considerada con el primer desecho d_1 espacial y la fecha TCA más cercana de paso considerada con el segundo desecho d_2 .

Del mismo modo que en la Figura 9, se asigna una notación a cada uno de los intervalos libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6, Sl_7$ de maniobra que potencialmente permiten las maniobras ΔV_3 de evitación del segundo desecho d_2 espacial. Según el ejemplo no limitativo de la Figura 10, el quinto intervalo libre Sl_5 de maniobra incluye la mejor notación, es decir una notación de 12. El séptimo intervalo libre Sl_7 de maniobra incluye la segunda mejor notación, es decir una notación de 9, y el sexto intervalo libre Sl_6 de maniobra incluye la tercera mejor notación, es decir, una notación de 6. Los otros intervalos libres de maniobra incluyen notaciones inferiores a la del tercer mejor intervalo libre de maniobra. Los intervalos libres $Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6, Sl_7$ de maniobras ya previstos para las maniobras ΔV_3 de evitación del primer desecho d_1 espacial tampoco pueden estar previstos para las maniobras ΔV_3 de evitación del segundo desecho d_2 . Para este efecto, el quinto intervalo de maniobra libre Sl_5 , aunque incluye la mejor notación representativa de la separación radial Δr máxima del satélite 10 posible en este intervalo libre de maniobra, no puede estar previsto para una maniobra de las maniobras ΔV_3 de evitación del segundo desecho d_2 .

De manera similar al primer desecho d_1 espacial, las maniobras de evitación del segundo desecho d_2 se determinan en los intervalos libres de maniobra disponibles de modo que obtenga una probabilidad de colisión P_2 entre el satélite 10 y el segundo desecho d_2 espacial inferior o incluso igual al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión. Más particularmente y de manera no limitativa, una primera maniobra $\Delta V_{3,12}$ de evitación del segundo desecho d_2 espacial se determina en el séptimo intervalo libre Sl_7 de maniobra, una segunda maniobra $\Delta V_{3,22}$ de evitación que debe ser efectuada durante el sexto intervalo libre Sl_6 de maniobra también se identifica de modo que obtenga una probabilidad de colisión P_2 entre el satélite 10 y el segundo desecho d_2 espacial inferior o incluso igual al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión.

Un ejemplo no limitativo de un diagrama de flujo relacionado con el procedimiento 100 de estimación de colisión entre el satélite 10 en órbita alrededor de la Tierra 12 y un desecho d_1 espacial se ilustra en la Figura 11. Las tres primeras etapas 110, 120, 130, son etapas realizadas en tierra, por ejemplo, en el centro 18 de control de satélites. Además de recopilar los datos orbitales del desecho d_1 espacial por medio de las agencias de vigilancia de los desechos en el espacio, el centro 18 de control de satélites está configurado para realizar una primera etapa 110 de obtención de la órbita X_{ref} de referencia del satélite 10, de la órbita X_{d1} del desecho d_1 espacial y de su covarianza COV_{sat}, COV_{d1} asociada. Una segunda etapa 120 comprende la determinación de efemérides de datos de transición de estado $\phi(t, t_0)$ representativa de la trayectoria de referencia de la órbita X_{ref} del satélite 10. Más particularmente, la efeméride de datos de transición de estado $\phi(t, t_0)$ puede ser una efeméride de matriz de transición de estado. La última etapa del procedimiento 100 realizada en tierra es una etapa 130 de comunicación con el satélite 10 de la órbita de referencia X_{ref} y de la órbita X_{d1} del desecho d_1 espacial, así como de su covarianza COV_{sat}, COV_{d1} asociada, y de la efeméride de los datos de transición de estado $\phi(t, t_0)$. Cabe señalar que, por defecto, los datos orbitales relacionados con al menos un desecho d_1 espacial también se comunican con el satélite 10. Una fecha predeterminada más cercana de paso TCA_{ref} de referencia entre el satélite 10 y el al menos un desecho d_1 espacial también se comunica con el satélite 10.

De preferencia, más particularmente, con el fin de limitar el volumen de datos transmitidos al satélite 10, la etapa 130 de comunicación puede comprender la transmisión desde el centro 18 de control de los satélites, de una fecha t_{cur} de activación para el cálculo de la probabilidad P_1 de colisión; una matriz $\phi(t_{cur} \rightarrow TCA_{ref})$ de transición de estado entre la fecha t_{cur} de activación y la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia; la posición orbital de referencia del satélite en la fecha t_{cur} de activación y la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia; y la posición orbital y la covarianza del desecho d_1 espacial en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia.

Las siguientes etapas se realizan a bordo del satélite 10. Debido a que el satélite incorpora sus propios medios de geolocalización, una primera etapa 140 a bordo del satélite 10 consiste en la determinación de la posición orbital X_{real} real del satélite 10. Con el fin de poder calcular una probabilidad P_1 de colisión con al menos un desecho d_1 espacial, el procedimiento 100 incluye una etapa 150 de propagación de la órbita $X_{real}(t)$ real del satélite 10, de la órbita X_{d1} del desecho d_1 espacial y de su covarianza COV_{sat}, COV_{d1} asociada, hasta la fecha TCA más cercana de paso según la efeméride de los datos de transición de estado $\phi(t, t_0)$ y la órbita X_{ref} de referencia del satélite 10. Cabe señalar según la Figura 11, que una etapa 155 opcional de determinación de una fecha TCA_{real} más cercana de paso real se puede determinar según la descripción de la Figura 4. Para este efecto, según el procedimiento 100 de estimación de colisión entre el satélite 10 en órbita alrededor de la Tierra 12 y el al menos un desecho d_1 espacial, una etapa 160 de cálculo

de una probabilidad P_1 de colisión entre el satélite 10 y el al menos un desecho d_1 espacial se puede efectuar ya sea en la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia, o de preferencia la fecha TCA_{real} más cercana de paso determinada en la etapa opcional anterior.

Las etapas 170 a 200 se refieren más particularmente a las etapas vinculadas con la determinación de la probabilidad de colisión seguida a una primera maniobra ΔV_{d1} de evitación de colisión que permite reducir la probabilidad de colisión si esta última es, por ejemplo y de manera no limitativa, superior a un umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión. Según esta hipótesis, el procedimiento comprende una etapa 170 de determinación de una primera maniobra ΔV_{d1} de evitación de al menos un desecho d_1 espacial en una fecha de la primera maniobra ΔV_{d1} de evitación predeterminada según un empuje del satélite 10 que optimiza la separación radial de la órbita $X_{real}(t)$ real del satélite 10. Teniendo la primera maniobra de evitación un efecto directo en la órbita X_{real} real del satélite, el procedimiento 100 comprende una etapa 180 de corrección de la posición orbital $X_{real}(t)$ real del satélite 10 en la fecha de la primera maniobra ΔV_{d1} de evitación según una primera corrección orbital ΔX_{man} dependiente del vector de empuje del satélite 10 en relación con la primera maniobra ΔV_{d1} de evitación de acuerdo con la descripción de la Figura 3. Para efectos de cálculo de la probabilidad de colisión P_1 teniendo en cuenta esta primera maniobra ΔV_{d1} de evitación, el procedimiento 100 comprende una etapa 190 de propagación de una primera órbita real corregida del satélite 10 desde la posición orbital real $X_{real}(t)$ real corregida y su covarianza COV_{sat} hasta la fecha TCA más cercana de paso considerada según la efeméride de los datos de transición de estado $\langle p(t, t_0) \rangle$ y la órbita X_{ref} de referencia del satélite 10 o más particularmente según la matriz ϕ de transición de estado entre la fecha t_{cur} de activación del cálculo de una primera nueva probabilidad de colisión P_1 y la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia.

El procedimiento 100 incluye, seguido a la determinación de la primera órbita real corregida del satélite 10, una etapa 200 de cálculo de la primera nueva probabilidad de colisión P_1 entre el satélite 10 y el al menos un desecho d_1 espacial en la fecha TCA más cercana de paso considerada según la primera órbita $X_{real}(t)$ real corregida del satélite 10.

Las etapas 210 a 240 se refieren más particularmente a las etapas vinculadas a la determinación de la probabilidad de colisiones seguido a una segunda maniobra ΔV_{d2} de evitación de colisión que permite reducir la nueva probabilidad de colisión seguido a la primera maniobra ΔV_{d1} de evitación si esta última es, por ejemplo y de manera no limitativa, siempre superior al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión. Para este efecto, el procedimiento 100 puede comprender una etapa 210 de determinación de una segunda maniobra ΔV_{d2} de evitación del al menos un desecho d_1 espacial en una segunda fecha de maniobra ΔV_{d2} de evitación predeterminada según un empuje del satélite 10 optimizando la separación radial con la primera órbita X_{real} real corregida del satélite 10 determinada en la etapa 190. Teniendo la segunda maniobra ΔV_{d2} de evitación un efecto directo sobre la primera órbita real corregida del satélite 10, el procedimiento 100 comprende una etapa 220 de corrección de la posición orbital del satélite 10 en la primera órbita real corregida, en la fecha de la segunda maniobra ΔV_{d2} de evitación según una segunda corrección orbital dependiente del vector de empuje del satélite 10 relativo a la segunda maniobra ΔV_{d2} de evitación. Para efectos de cálculo de la probabilidad P_1 de colisión teniendo en cuenta esta segunda maniobra ΔV_{d2} de evitación, el procedimiento 100 comprende una etapa 230 de propagación de una segunda órbita real corregida del satélite 10 desde la posición orbital corregida del satélite 10 en la etapa 220 anterior y su covarianza COV_{sat} hasta la fecha TCA más cercana de paso considerada según la efeméride de los datos de transición de estado $\langle p(t, t_0) \rangle$ y la órbita X_{ref} de referencia del satélite 10 o más particularmente según la matriz ϕ de transición de estado entre la fecha t_{cur} de activación del cálculo de una segunda nueva probabilidad de colisión P_1 y la fecha TCA_{ref} más cercana de paso de referencia.

El procedimiento 100 incluye, seguido a la determinación de la segunda órbita real corregida del satélite 10, una etapa 240 de cálculo de la segunda nueva probabilidad P_1 de colisión entre el satélite 10 y el al menos un desecho d_1 espacial en la fecha TCA más cercana de paso considerada según la segunda órbita real corregida del satélite 10.

Si sigue las etapas 170 a 240, la segunda nueva probabilidad P_1 de colisión todavía era demasiado elevada, es decir, por ejemplo, aún superior al umbral P_{th} predefinido de probabilidad de colisión, se pueden añadir otras etapas similares a las etapas 170 a 200 y 210 a 240 de modo que determine otras maniobras de evitación que permitan reducir la probabilidad de colisión entre el satélite 10 y el al menos un desecho d_1 espacial.

Tal como se describe en la Figura 6, en el caso de una elección libre de las fechas de maniobras ΔV_{d1} de evitación, de preferencia las maniobras de evitación pueden tener lugar según un argumento de latitud α_{man} de maniobra opuesto al argumento de la latitud α_{cal} de colisión con el desecho d_1 espacial, de modo que optimice la separación radial con la órbita actual del satélite 10.

De manera particular y tal como se describe con referencia a la Figura 9, en el caso de restricciones de intervalos de tiempo libres $SI_1, SI_2, SI_3, SI_4, SI_5, SI_6$ de maniobra, según la Figura 12, el procedimiento 100 puede comprender una

primera etapa 300 de determinación de una pluralidad de intervalos de tiempo libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra permitiendo cada uno la ejecución de una maniobra ΔV_{Δ} de evitación de al menos un desecho d_1 espacial. Aunque sería posible asignar a cada maniobra ΔV_{Δ} de evitación una fecha de maniobra ΔV_{Δ} durante un intervalo de tiempo libre $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra distinto de otro intervalo de tiempo libre $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de otra maniobra ΔV_{Δ} de evitación, de preferencia, el procedimiento comprende una etapa 310 de determinación de la separación radial máxima Δr posible entre el satélite 10 y al menos un desechos d_1 espacial en la fecha TCA más cercana de paso considerada en cada uno de los intervalos de tiempo libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra determinado luego de una etapa 320 de clasificación de los intervalos de tiempo libres $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ según una notación representativa de la separación radial Δr determinada para cada intervalo libre $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de maniobra. Finalmente, el procedimiento 100 incluye una etapa 330 de asignación a cada maniobra ΔV_{Δ} de evitación, del intervalo de tiempo libre $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de la maniobra de mejor notación determinada distinta del intervalo de tiempo libre $Sl_1, Sl_2, Sl_3, Sl_4, Sl_5, Sl_6$ de otra maniobra ΔV_{Δ} de evitación.

En un ejemplo que no forma parte del objeto de las reivindicaciones, el procedimiento puede implementarse, por ejemplo, mediante dispositivos del tipo del dispositivo 400 tal como se representa en la Figura 13. El dispositivo 400 para la implementación del procedimiento de ajuste de la trayectoria orbital del satélite 10 puede comprender una unidad 402 de procesamiento de informaciones del tipo procesador tal como, por ejemplo y de manera no limitativa, un procesador especializado en el procesamiento de la señal, o un microcontrolador, o cualquier otro tipo de circuito que permita ejecutar instrucciones de tipo software. El dispositivo 400 también incluye la RAM 404 asociada con la unidad 402 de procesamiento de informaciones. La unidad 402 de procesamiento de informaciones está configurada para ejecutar un programa, también denominado programa de ordenador, que comprende instrucciones que implementan el procedimiento 100 de ajuste de la trayectoria orbital de un satélite 10 descrito anteriormente. Las instrucciones se cargan en la RAM del dispositivo 400 a partir cualquier tipo de soporte 406 de almacenamiento tales como por ejemplo y de manera no limitativa, una memoria de tipo no volátil o una memoria externa tal como una tarjeta de memoria extraíble de almacenamiento. Las instrucciones también se pueden cargar por medio de una conexión a una red de comunicación.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento (100) de estimación de colisión entre un satélite (10) en órbita alrededor de la Tierra (12) y al menos un desecho (d_1) espacial, incluyendo el procedimiento (100) las etapas implementadas por los medios de procesamiento de información en tierra de:

- obtención (110) de una órbita (X_{ref}) de referencia del satélite (10) y su covarianza (COV_{sat}) y de una órbita (X_{d1}) del desecho (d_1) espacial y de su covarianza (COV_{d1});

- determinación de una fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia correspondiente a la fecha en la cual una distancia entre una posición orbital de referencia media del satélite (10) y una posición orbital media del desecho (d_1) espacial es la más pequeña;

- determinación (120) de al menos una matriz ($\phi(t_{cur} \rightarrow TCA_{ref})$) de transición de estado que permite una propagación de la órbita (X_{ref}) de referencia del satélite 10 y de su covarianza (COV_{sat}) entre una fecha de activación (t_{cur}) y la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia;

incluyendo el procedimiento (100) una etapa implementada por los medios (16) de comunicación en tierra de:

- comunicación (130) con el satélite (10) de al menos las siguientes informaciones: la fecha (t_{cur}) de activación, la órbita (X_{ref}) de referencia del satélite en la fecha (t_{cur}) de activación y en la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia, la órbita (X_{d1}) del desecho (d_1) espacial y su covarianza (COV_{d1}) en la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia, y la dicha matriz ($\phi(t_{cur} \rightarrow TCA_{ref})$) de transición de estado;

incluyendo el procedimiento (100) las etapas implementadas por los medios de cálculo incorporados en el satélite (10) de:

- determinación (140) en tiempo real de una órbita (X_{real}) real del satélite (10) en la fecha (t_{cur}) de activación mediante un dispositivo de navegación del satélite;

- propagación (150) de la órbita (X_{real}) real del satélite (10) y de su covarianza (COV_{sat}) hasta la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia con base en la dicha matriz ($\phi(t_{cur} \rightarrow TCA_{ref})$) de transición de estado, de la órbita (X_{ref}) de referencia del satélite (10) en la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia, y una diferencia orbital (ΔX) entre la órbita (X_{real}) real y la órbita (X_{ref}) de referencia del satélite (10) en la fecha (t_{cur}) de activación;

- cálculo (160), en la fecha (t_{cur}) de activación; de una primera probabilidad (P_1) de colisión entre el satélite (10) y el dicho desecho (d_1) espacial con base en las posiciones orbitales del satélite y del desecho en una fecha (TCA) más cercana de paso correspondiente a la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia o en una fecha (TCA_{real}) más cercana de paso real calculada teniendo en cuenta la órbita (X_{real}) real del satélite (10), de modo que evalúe la necesidad de modificar la trayectoria orbital del satélite (10), siendo cada posición orbital del satélite y respectivamente del desecho espacial obtenida a partir de la órbita del satélite y respectivamente del desecho espacial.

2. Procedimiento (100) según la reivindicación anterior, que incluye además una etapa implementada por los medios de cálculo incorporados en el satélite (10) que precede a la etapa (160) de cálculo de la primera probabilidad (P_1) de colisión, de:

determinación (155) de la fecha (TCA) más cercana de paso correspondiente a la fecha (TCA_{real}) más cercana de paso real, por incremento sucesivo, desde la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia predeterminada por los medios de procesamiento de información en tierra y transmitida previamente al satélite, de un desplazamiento temporal (ΔTCA) que verifica, en la fecha (TCA_{real_N}) más cercana de paso real, un resultado casi nulo del producto escalar de una diferencia entre una posición orbital real del satélite y una posición orbital del desecho espacial con una

diferencia entre una velocidad orbital real del satélite y una velocidad orbital del desecho espacial, siendo la posición orbital y la velocidad orbital del satélite y, respectivamente, del desecho espacial obtenidas a partir de la órbita (X_{real} , X_{d1}) del satélite y respectivamente del desecho espacial.

3. Procedimiento (100) según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado porque la etapa (160) de cálculo de la primera probabilidad (P_1) de colisión, implementada por los medios de cálculo incorporados en el satélite, comprende la maximización de la primera probabilidad (P_1) de colisión por dilución de las covarianzas de las posiciones orbitales del satélite (10) y del dicho desecho (d_1) espacial.

4. Procedimiento (100) según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende además las etapas implementadas por los medios de cálculo incorporados en el satélite (10), cuando la primera probabilidad (P_1) de colisión es superior a un umbral (P_{th}) predefinido de probabilidad de colisión, de:

- determinación (170) de una primera maniobra de evitación del dicho desecho (d_1) espacial en una fecha de primera maniobra de evitación predeterminada según un primer empuje del satélite (10) optimizando la separación radial de la órbita ($X_{rea}(t)$) real del satélite (10);

- corrección (180) de la posición orbital ($X_{real}(t)$) real del satélite (10) en la fecha de la primera maniobra $(\Delta V_{1,1})$ de evitación según una primera corrección orbital (ΔX_{man}) dependiente del vector de empuje del satélite (10) relativo a la primera maniobra $(\Delta V_{1,1})$ de evitación;
 - propagación (190) de una segunda órbita ($X_{real}(t)$) real corregida del satélite (10) desde la posición orbital real ($X_{real}(t)$) real corregida y su covarianza (COV_{sat}) hasta la fecha (TCA) más cercana de paso con base en la dicha matriz ($\phi(t_{cur} > TCA_{ref})$) de transición de estado y la órbita (X_{ref}) de referencia del satelital (10);
 - cálculo (200) de una segunda probabilidad de colisión entre el satélite (10) y el dicho desecho (d_1) espacial en la fecha (TCA) más cercana de paso según la segunda órbita ($X_{real}(t)$) real del satélite (10).
- 5
- 10 5. Procedimiento (100) según la reivindicación 4, que comprende además las etapas implementadas por los medios de cálculo incorporados en el satélite (10), cuando la segunda probabilidad de colisión es superior al umbral (P_{th}) predefinido de probabilidad de colisión, de:
- determinación (210) de una segunda maniobra $(\Delta V_{2,1})$ de evitación del dicho desecho (d_1) espacial en una fecha de segunda maniobra $(\Delta V_{2,1})$ de evitación predeterminada según un segundo empuje del satélite (10) optimizando la
 - separación radial de la segunda órbita ($X_{real}(t)$) real del satélite (10);
 - corrección (220) de la posición orbital del satélite (10) en la segunda órbita ($X_{real}(t)$) real, en la fecha de la segunda maniobra $(\Delta V_{2,1})$ de evitación según una segunda corrección orbital (ΔX_{man}) dependiente del vector de empuje del
 - satélite (10) relativo a la segunda maniobra $(\Delta V_{2,1})$ de evitación;
 - propagación (230) de una tercera órbita ($X_{real}(t)$) real corregida del satélite (10) desde la posición orbital corregida del
 - satélite (10) en la etapa anterior y su covarianza (COV_{sat}) hasta la fecha (TCA) más cercana de paso con base en la
 - dicha matriz ($\phi(t_{cur} > TCA_{ref})$) de transición de estado y la órbita (X_{ref}) de referencia del satelital (10);
 - cálculo (240) de una tercera probabilidad de colisión entre el satélite (10) y el dicho desecho (d_1) espacial en la fecha
 - (TCA) más cercana de paso según la tercera órbita ($X_{real}(t)$) real del satélite (10).
- 15
- 20
- 25 6. Procedimiento (100) según una cualquiera de las reivindicaciones 4 o 5 según el cual la fecha de las maniobras $(\Delta V_{1,1})$ de evitación tiene lugar según un argumento de latitud (α_{man}) de maniobra opuesto al argumento de la latitud (α_{col}) de colisión con el desecho (d_1) espacial.
7. Procedimiento (100) según una cualquiera de las reivindicaciones 4 a 5 según el cual la fecha de las maniobras $(\Delta V_{1,1})$ de evitación se determina según las etapas de:
- 30
- determinación (300) de una pluralidad de intervalos de tiempo libres ($SI_1, SI_2, SI_3, SI_4, SI_5, SI_6$) de maniobra permitiendo cada uno la ejecución de una maniobra $(\Delta V_{1,1})$ de evitación del dicho desecho (d_1) espacial;
 - asignación (330) a cada maniobra $(\Delta V_{1,1})$ de evitación de una fecha de maniobra $(\Delta V_{1,1})$ durante un intervalo de tiempo
 - libre ($SI_1, SI_2, SI_3, SI_4, SI_5, SI_6$) de maniobra determinado distinto de otro intervalo de tiempo libre ($SI_1, SI_2, SI_3, SI_4, SI_5, SI_6$) de otra maniobra $(\Delta V_{1,1})$ de evitación.
- 35
8. Procedimiento (100) según la reivindicación anterior, para el cual la etapa (330) de asignación comprende las etapas de:
- 40
- determinación (310) de la separación radial (Δr) máxima posible entre el satélite (10) y el desecho (d_1) espacial en la fecha (TCA) más cercana de paso en cada uno de los intervalos libres ($SI_1, SI_2, SI_3, SI_4, SI_5, SI_6$) de maniobra determinado;
 - clasificación (320) de intervalos de tiempo libres ($SI_1, SI_2, SI_3, SI_4, SI_5, SI_6$) según una notación representativa de la
 - separación radial (Δr) determinada para cada intervalo libre ($SI_1, SI_2, SI_3, SI_4, SI_5, SI_6$) de maniobra;
- 45
- incluyendo la etapa (330) de asignación, la asignación a cada maniobra $(\Delta V_{1,1})$ de evitación, del intervalo de tiempo libre ($SI_1, SI_2, SI_3, SI_4, SI_5, SI_6$) de maniobra de mejor notación determinada distinto del intervalo de tiempo libre ($SI_1, SI_2, SI_3, SI_4, SI_5, SI_6$) de otra maniobra $(\Delta V_{1,1})$ de evitación.
- 50
9. Procedimiento (100) según la reivindicación anterior, en el cual cada maniobra $(\Delta V_{1,1})$ de evitación incluye la dirección (d) relativa a la separación radial (Δr) máxima asociada al intervalo de tiempo libre ($SI_1, SI_2, SI_3, SI_4, SI_5, SI_6$) de maniobra asignado a cada maniobra $(\Delta V_{1,1})$ de evitación.
- 55
10. Procedimiento (100) según una cualquiera de las reivindicaciones 8 o 9 según el cual cada maniobra $(\Delta V_{1,1})$ de evitación incluye una diferencia de velocidad (ΔV_{max}) máxima autorizada durante el intervalo de tiempo libre (SI_3) de maniobra asignado a cada maniobra $(\Delta V_{1,1})$ de evitación.

11. Procedimiento (100) según una cualquiera de las reivindicaciones 4 a 10 según el cual cada corrección orbital (ΔX_{man}) relativa a cada maniobra de evitación se determina según las etapas de:

- 5 - propagación de la órbita ($X_{\text{real}}(t)$) real del satélite (10) hasta la fecha (t_{man}) de la maniobra de evitación de modo que obtenga una posición orbital ($X_{\text{real_b}}(t_{\text{man}})$) antes de la maniobra;
- evaluación del efecto de la maniobra ($\Delta X_{\text{man}}(t_{\text{man}})$) aplicado a la órbita ($X_{\text{real_b}}(t_{\text{man}})$) antes de la maniobra en la fecha (t_{man}) de la maniobra de evitación de modo que determine la órbita real ($X_{\text{real_a}}(t_{\text{man}})$) después de la maniobra de evitación en la fecha (t_{man}) de la maniobra de evitación;
- 10 - propagación de la órbita ($X_{\text{real_b}}(t_{\text{man}})$) antes de la maniobra hasta la fecha (TCA) más cercana de paso de modo que obtenga una posición orbital ($X_{\text{real_b}}(\text{TCA})$) de la órbita real sin maniobra de evitación en la fecha (TCA) más cercana de paso;
- propagación de la posición orbital ($X_{\text{real_a}}(t_{\text{man}})$) después de la maniobra hasta la fecha (TCA) más cercana de paso de modo que obtenga una posición orbital ($X_{\text{real_a}}(\text{TCA})$) de la órbita real con maniobra de evitación en la fecha (TCA) más cercana de paso;
- 15 - determinación de la diferencia ($\Delta X_{\text{man}}(\text{TCA}_{\text{ref}})$) de la posición orbital en la fecha (TCA) más cercana de paso según el efecto de la maniobra ($\Delta X_{\text{man}}(t_{\text{man}})$), según la posición orbital ($X_{\text{real_b}}(\text{TCA})$) de la órbita real sin maniobra de evitación en la fecha (TCA) más cercana de paso y según la posición orbital ($X_{\text{real_a}}(\text{TCA})$) de la órbita real con maniobra de evitación en la fecha (TCA) más cercana de paso.

20 12. Sistema de estimación de colisión entre un satélite (10) en órbita alrededor de la Tierra (12) y al menos un desecho (d_1) espacial, comprendiendo el sistema los medios de procesamiento de información en tierra y los medios (16) de comunicación en tierra configurados para:

- 25 - obtener una órbita (X_{ref}) de referencia del satélite (10) y su covarianza (COV_{sat}) y una órbita (X_{d1}) del dicho desecho (d_1) espacial y su covarianza (COV_{d1});
- determinar una fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia correspondiente a la fecha en la cual una distancia entre una posición orbital de referencia media del satélite (10) y una posición orbital media del desecho (d_1) espacial es la más pequeña;
- 30 - determinar al menos una matriz ($\phi(t_{\text{cur}} \rightarrow \text{TCA}_{\text{ref}})$) de transición de estado que permite una propagación de la órbita (X_{ref}) de referencia del satélite (10) y de su covarianza (COV_{sat}) entre una fecha (t_{cur}) de activación y la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia;
- comunicar al satélite (10) al menos las siguientes informaciones: la fecha (t_{cur}) de activación; la órbita (X_{ref}) de referencia del satélite en la fecha (t_{cur}) de activación y en la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia, la órbita (X_{d1}) del dicho desecho (d_1) espacial y su covarianza (COV_{d1}) en la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia,
- 35 y la dicha matriz ($\phi(t_{\text{cur}} \rightarrow \text{TCA}_{\text{ref}})$) de transición de estado;

comprendiendo el sistema medios de cálculo incorporados en el satélite (10) configurados para:

- 40 - determinar en tiempo real una órbita (X_{real}) real del satélite (10) en la fecha (t_{cur}) de activación mediante un dispositivo de navegación del satélite;
- propagar la órbita (X_{real}) real del satélite (10) y su covarianza (COV_{sat}) hasta la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia con base en la dicha matriz ($\phi(t_{\text{cur}} \rightarrow \text{TCA}_{\text{ref}})$) de transición de estado, de la órbita (X_{ref}) de referencia del satélite (10) en la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia, y una diferencia de órbita (ΔX) entre la órbita (X_{real}) real y la órbita (X_{ref}) de referencia del satélite (10) en la fecha (t_{cur}) de activación;
- 45 - calcular, en la fecha (t_{cur}) de activación; una primera probabilidad (P_1) de colisión entre el satélite (10) y el dicho desecho (d_1) espacial con base en las posiciones orbitales del satélite y del desecho en una fecha (TCA) más cercana de paso correspondiente a la fecha (TCA_{ref}) más cercana de paso de referencia o en una fecha (TCA_{real}) más cercana de paso real calculada teniendo en cuenta la órbita (X_{real}) real del satélite (10), de modo que evalúe la necesidad de modificar la trayectoria orbital del satélite (10), siendo cada posición orbital del satélite y respectivamente del desecho espacial obtenida a partir de la órbita del satélite y respectivamente del desecho espacial.
- 50

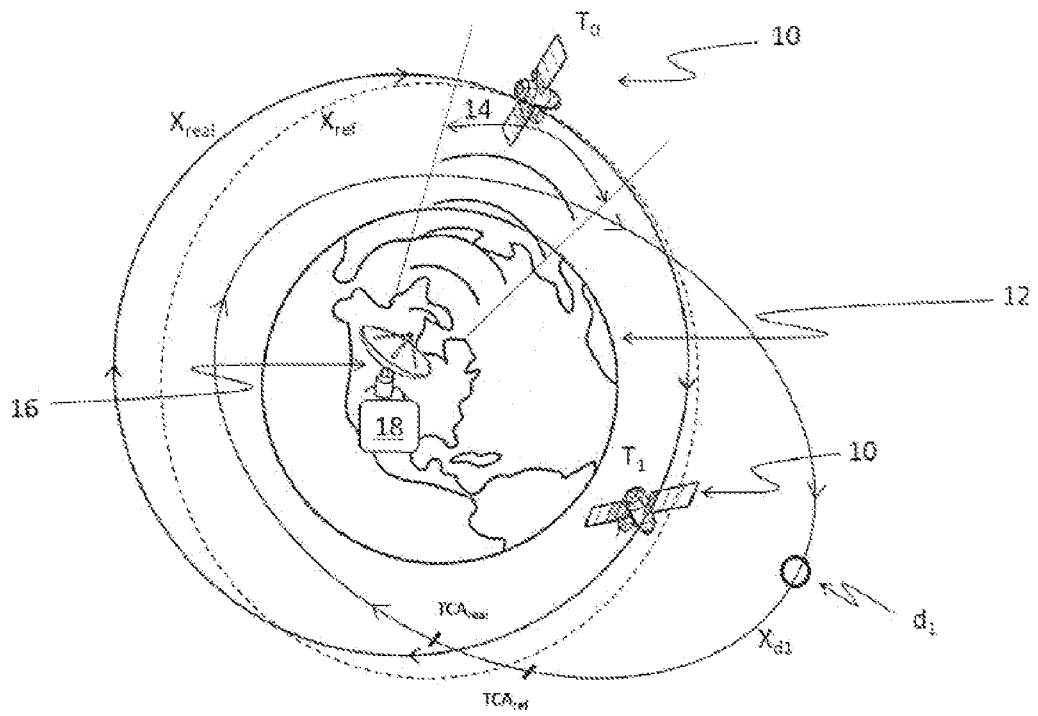


Fig. 1

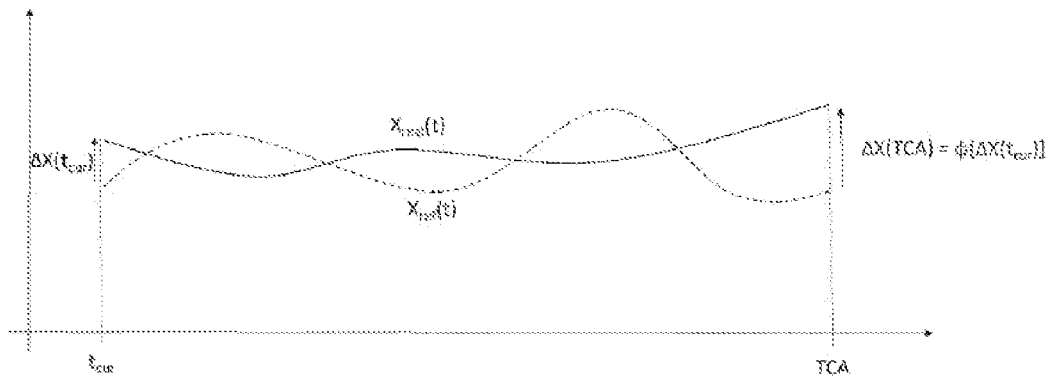


Fig. 2

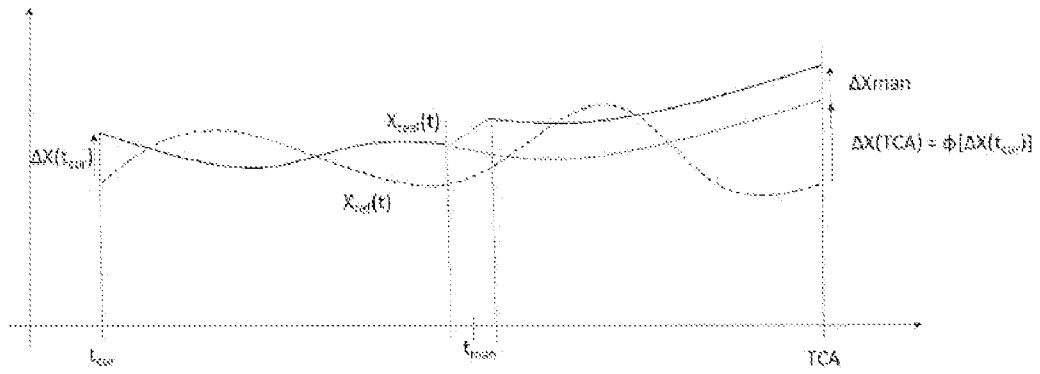


Fig. 3

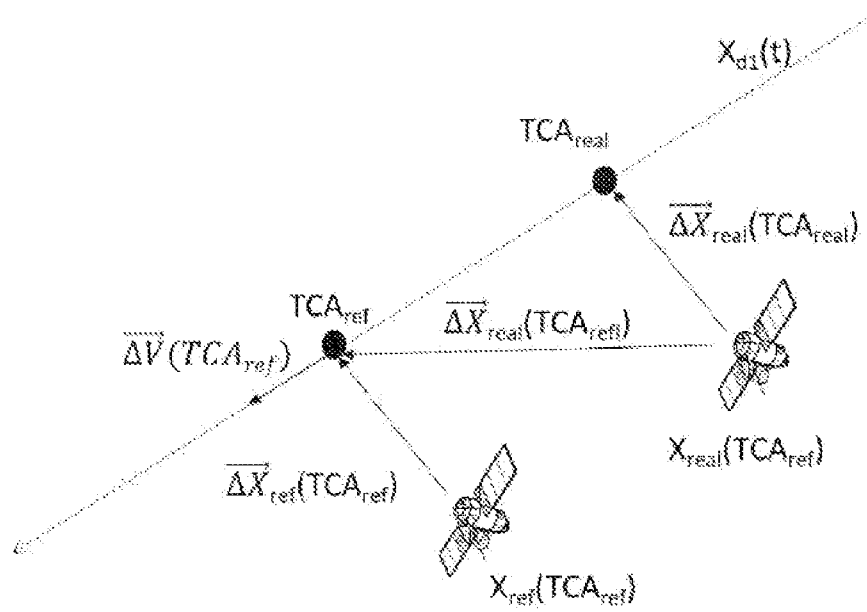


Fig. 4

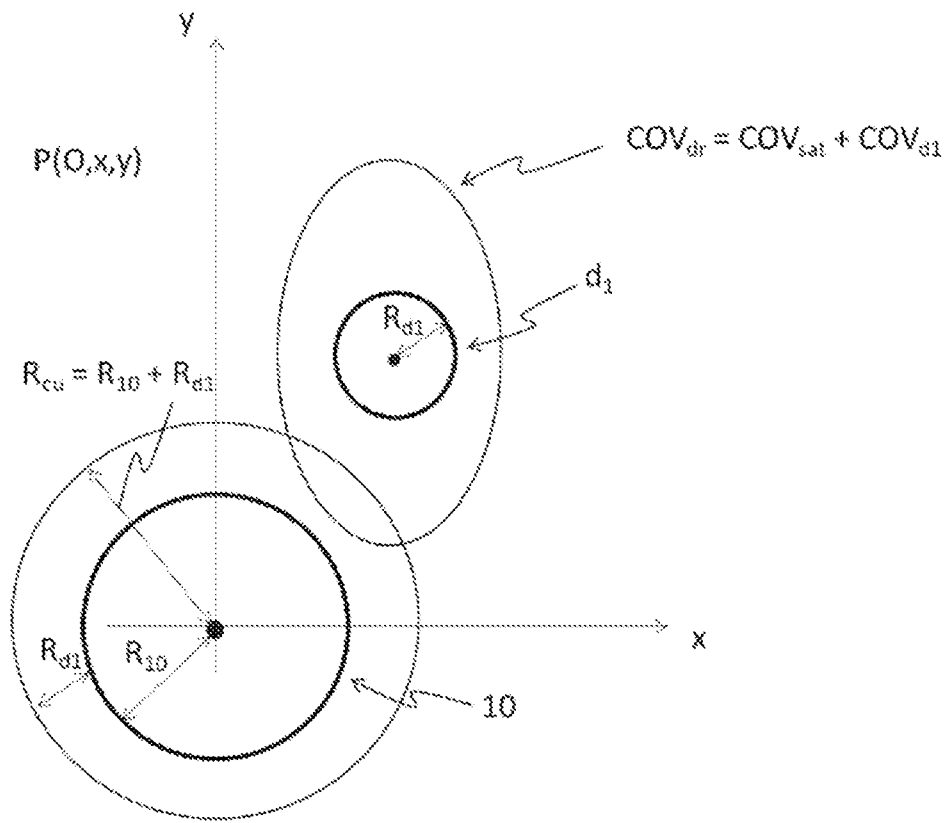


Fig. 5

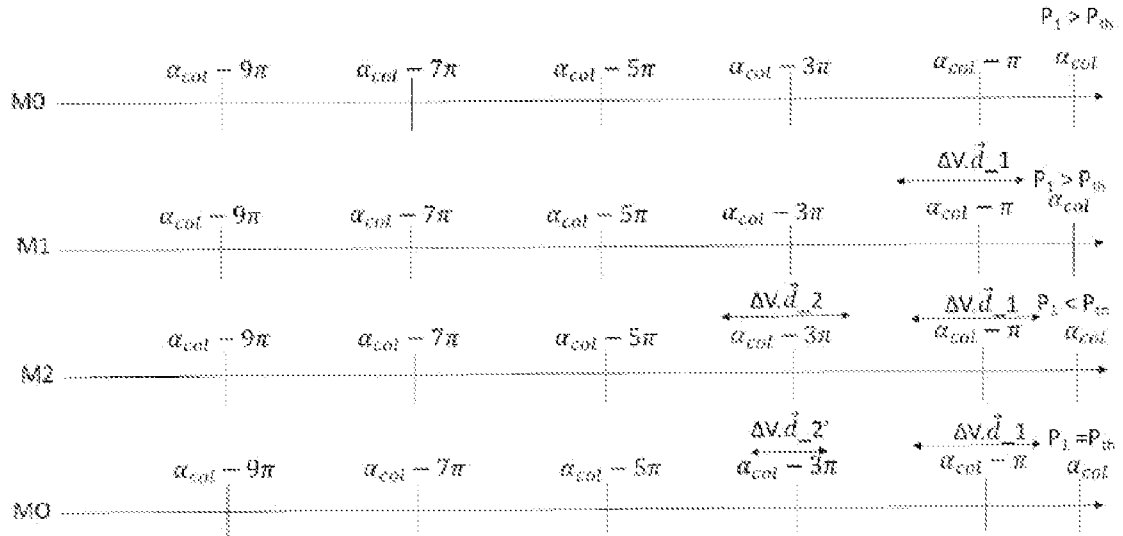


Fig. 6

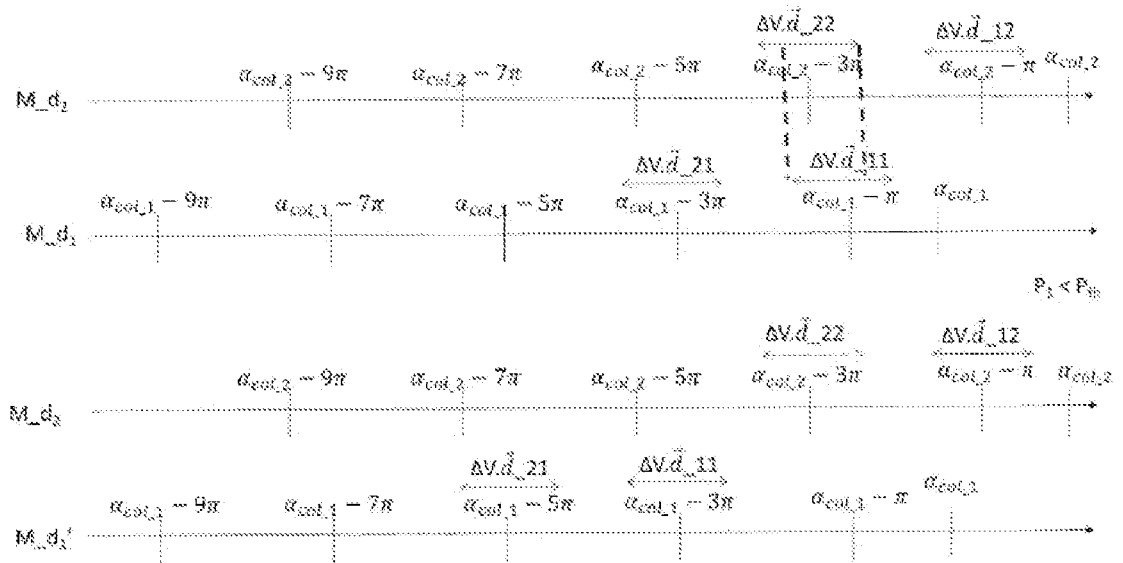


Fig. 7

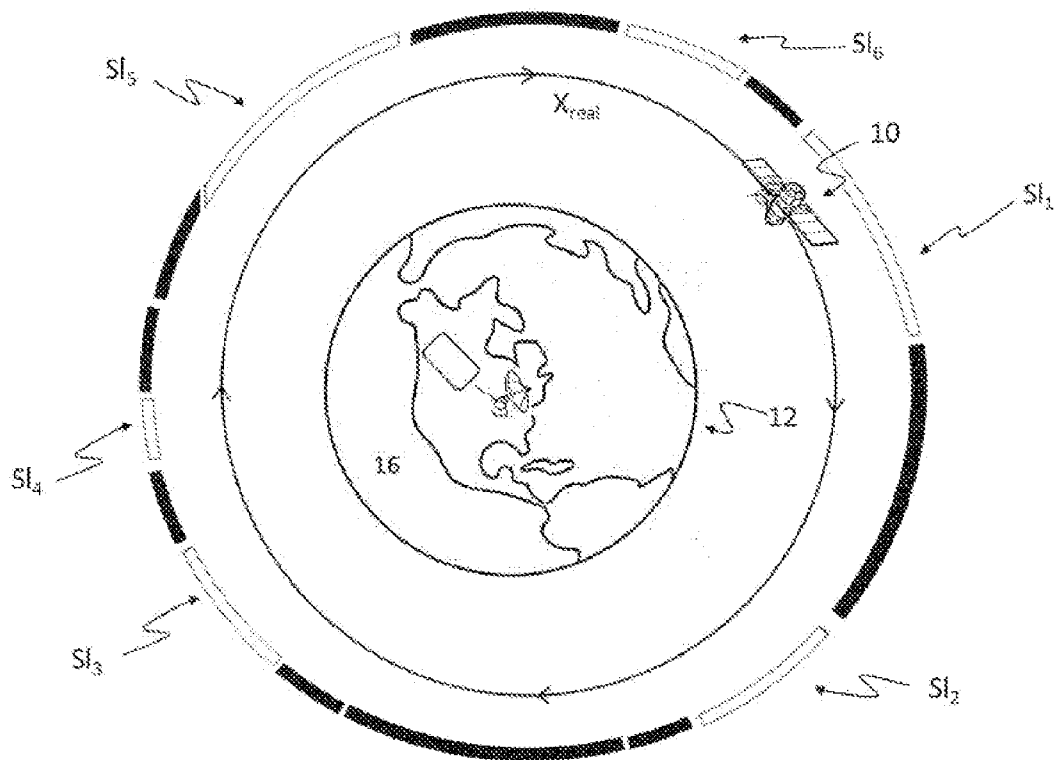


Fig. 8

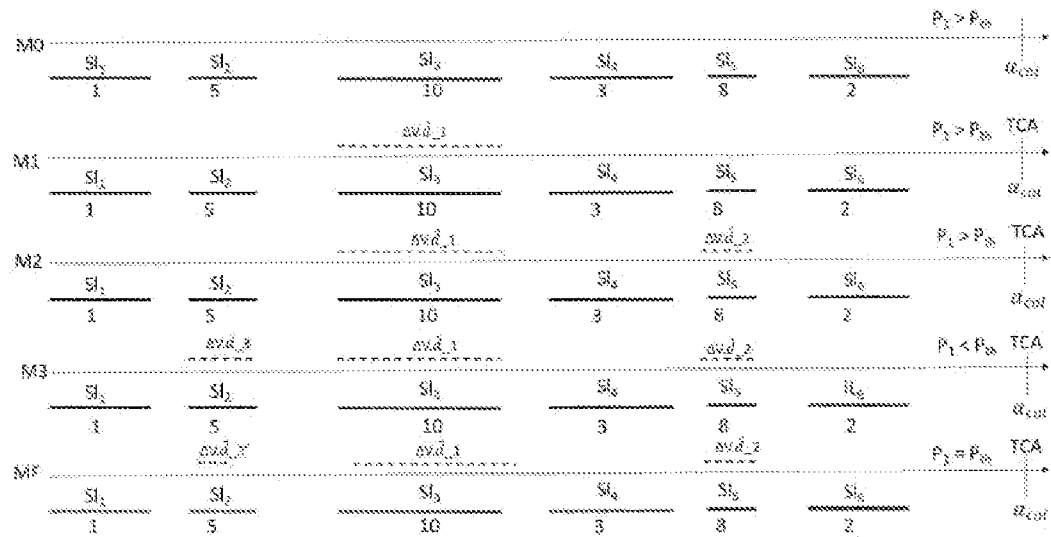


Fig. 9

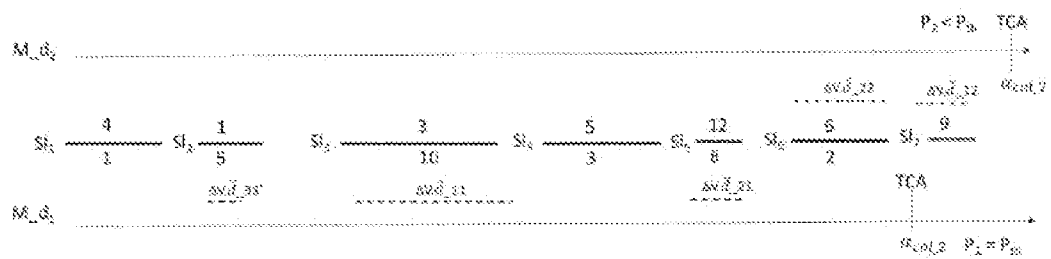


Fig. 10

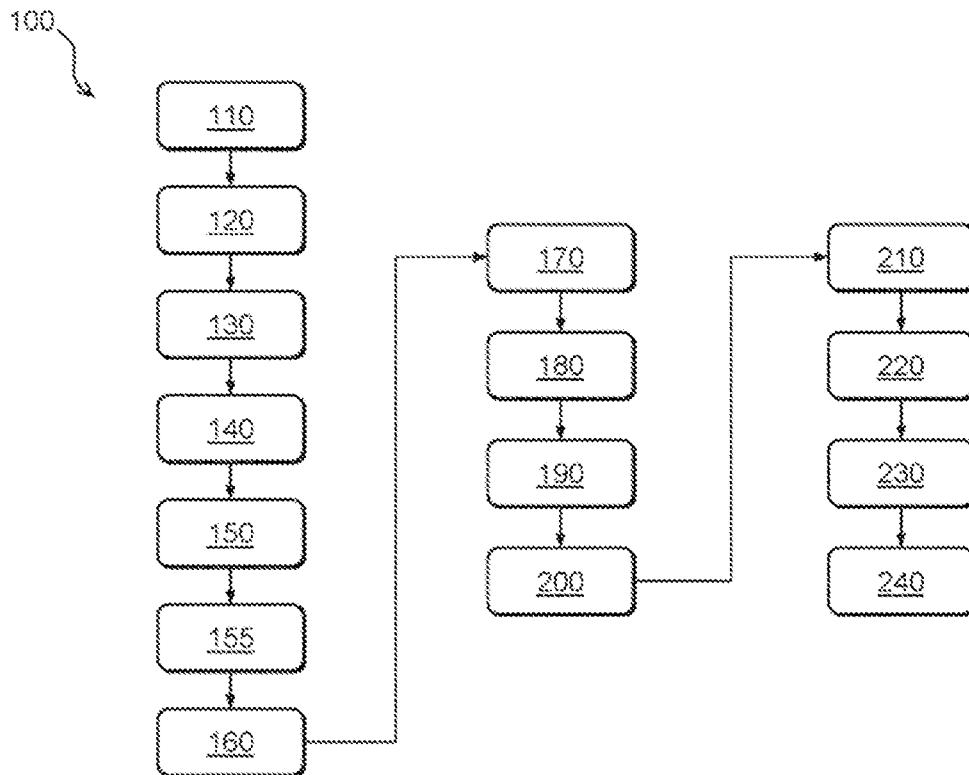


Fig. 11

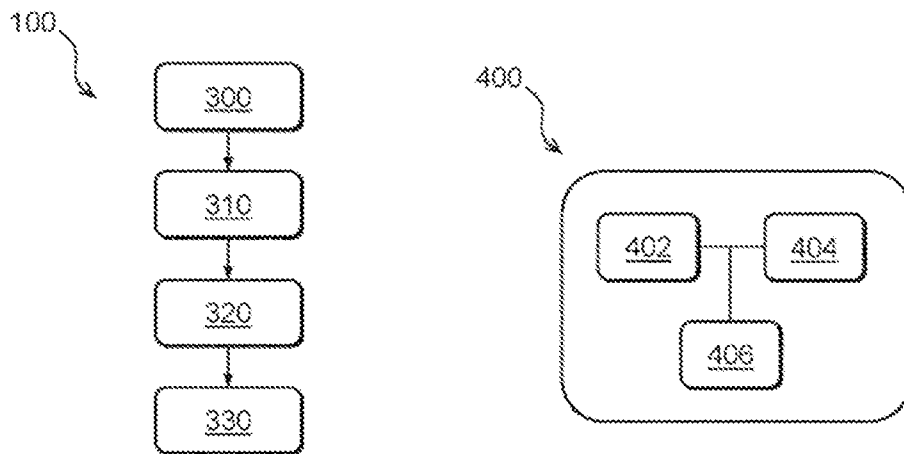


Fig. 12

Fig. 13