

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 498 720**

51 Int. Cl.:

G01S 19/02 (2010.01)

G01S 19/20 (2010.01)

G01S 19/08 (2010.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **01.12.2010 E 10193395 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **04.06.2014 EP 2461182**

54 Título: **Método y aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad que indica la integridad de la información de posicionamiento determinada en un sistema de posicionamiento global**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
25.09.2014

73 Titular/es:

**EUROPEAN SPACE AGENCY (100.0%)
8-10, rue Mario-Nikis
75738 Paris Cédex 15, FR**

72 Inventor/es:

FERNANDEZ, FRANCISCO AMARILLO

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 498 720 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

Método y aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad que indica la integridad de la información de posicionamiento determinada en un sistema de posicionamiento global

Campo de la Invención

5 Un primer aspecto de la presente invención se refiere a un método y un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad (por ejemplo un riesgo de integridad IR o un nivel de protección PL), que indica la integridad de la información de posicionamiento determinada a partir de señales de información de posicionamiento
 10 diseminadas desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global, el método que comprende proporcionar un parámetro de entrada (por ejemplo un límite de alerta AL para determinar un riesgo de integridad IR en el límite de alerta dado AL o un riesgo de integridad IR para determinar un nivel de protección PL en el riesgo de integridad IR dado), recibir una pluralidad de parámetros de información de integridad (por ejemplo parámetros tales como parámetros relacionados con el error de señal en el espacio SISA, SISMA, etc.), y determinar el parámetro de indicación de integridad sobre la base del parámetro de entrada y sobre la base de una primera
 15 relación entre el parámetro de indicación de integridad y el parámetro de entrada y la pluralidad de parámetros de información de integridad.

Un segundo aspecto de la presente invención se refiere a un método y un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad (por ejemplo un riesgo de integridad IR o un nivel de protección PL) que indica la integridad de la información de posicionamiento determinada a partir de las señales de información de posicionamiento
 20 diseminadas desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global en el que se detecta si dichos vehículos espaciales están en una condición normal o en una condición anormal, en donde solamente se usan señales de información de posicionamiento diseminadas desde vehículos espaciales para las que se detecta una condición normal para dicha determinación de información de posición, el método que comprende proporcionar un parámetro de entrada (por ejemplo un límite de alerta AL para determinar un riesgo de integridad IR en el límite de alerta AL dado o un riesgo de integridad IR para determinar un nivel de protección PL en el riesgo de integridad IR dado), recibir una pluralidad de parámetros de información de integridad (por ejemplo parámetros tales como parámetros relacionados con un error de señal en el espacio SISA, SISMA, etc.), y determinar el parámetro de indicación de integridad sobre la base de dicho parámetro de entrada y sobre la base de una primera relación que es una relación entre:

- una primera probabilidad, la primera probabilidad que indica una probabilidad de que un error de posición de dicha determinación de información de posicionamiento exceda un umbral de error debido a una condición anormal de un vehículo espacial que no se detecta,
- el umbral de error, y
- una pluralidad de dichos parámetros de información de integridad recibidos,

35 en donde la primera relación se basa en una segunda probabilidad y una tercera probabilidad, la segunda probabilidad que indica una probabilidad para la aparición de un evento de fallo único, el evento de fallo único que se define como un evento en el que exactamente uno de la pluralidad de vehículos espaciales está en una condición anormal, y la tercera probabilidad que indica una probabilidad de un impacto de la aparición de dicho evento de fallo único al error de posición de dicha determinación de información de posicionamiento.

Antecedentes de la Invención

40 En el campo de los sistemas de posicionamiento global, el término "integridad" significa por una parte una capacidad del sistema de navegación global para advertir a sus usuarios dentro de periodos de tiempo predeterminados si el sistema o partes del sistema, tales como por ejemplo uno o más satélites y/o una o más estaciones en tierra, no se deberían considerar, por ejemplo debido a un fallo detectado de los mismos, y por otra parte, el término "integridad"
 45 se usa comúnmente como un término relativo a la confianza que un usuario puede tener con respecto a la fiabilidad de la información recibida desde el sistema o partes del sistema, tales como por ejemplo desde uno o más satélites y/o desde una o más estaciones en tierra, en particular la precisión de la información, y/o la fiabilidad de resultados tales como la información de posición determinada a partir de la información recibida desde el sistema.

En sistemas de navegación global basados en satélite conocidos tales como por ejemplo GPS y sistemas de navegación global basados en satélites planeados tales como por ejemplo Galileo, los vehículos espaciales tales como por ejemplo satélites se monitorizan por ellos mismos y/o por una o más estaciones en tierra (también conocidas como GSS) a fin de detectar operaciones de fallo de los vehículos espaciales que podrían afectar la precisión y/o la fiabilidad de la información recibida desde los vehículos espaciales. Por ejemplo, si se detecta que un satélite único específico está teniendo un fallo o no puede proporcionar información precisa y/o fiable por otra razón, se requiere emitir una advertencia en caso de que las señales diseminadas desde este satélite específico (es decir una señal de satélite única), que se pueden usar para navegación y/o determinación de una posición, contengan defectos o errores. Tales defectos pueden tener una influencia en la longitud del recorrido aparente de la

señal desde el satélite a un receptor y, por lo tanto, pueden tener un fuerte impacto en la precisión de la información de posicionamiento determinada que se determina a partir de las señales recibidas desde los satélites del sistema de posicionamiento global sobre la base de la longitud del recorrido de la señal y la posición del satélite remitente. En este contexto, también los errores de tiempo se pueden considerar como errores de longitud del recorrido. Tales defectos o errores se conocen generalmente como error de señal en el espacio (generalmente abreviado como SISE). El término "señal en el espacio" viene de la tarea de un sistema de navegación global basado en vehículos espaciales, tales como por ejemplo satélites o un sistema de navegación por satélite que disemina señales en el espacio generadas en vehículos espaciales para permitir una determinación de la posición de un receptor que recibe las señales desde los vehículos espaciales.

Como se mencionó anteriormente, el término "integridad," se usa comúnmente en el campo de los sistemas de posicionamiento global basados en vehículos espaciales (es decir sistemas de navegación global) y se refiere a una medida de confianza que se puede poner por un usuario o aplicación en la veracidad y fiabilidad de la información proporcionada por el sistema de navegación o determinada a partir de la información proporcionada por el sistema de navegación. Esto es necesario dado que las aplicaciones de seguridad crítica tales como por ejemplo la determinación de posiciones en conexión con el aterrizaje y despegue de aviones u otras aplicaciones de seguridad críticas requieren una medida de integridad a fin de ser capaces de determinar con qué nivel de confianza se puede usar la información de navegación determinada a partir de las señales recibidas desde los sistemas de posicionamiento global para la aplicación de seguridad crítica.

El riesgo de integridad IR se define como una probabilidad de que un error de posición exceda una cierta tolerancia tal como un umbral de magnitud de error predeterminado sin que sea detectado y sin que se emita una alerta a tiempo (por ejemplo dentro de un periodo de tiempo predeterminado). Tal riesgo de integridad IR se usa entonces por un usuario o una aplicación como un indicador de rendimiento de integridad. Por ejemplo, el usuario o la aplicación pueden abstenerse de usar una información de posición determinada a partir de señales recibidas desde el sistema de posicionamiento global si el riesgo de integridad IR determinado es mayor que un umbral de riesgo de integridad predeterminado, donde el umbral de riesgo de integridad puede depender de los requerimientos del usuario y/o la aplicación.

Adicionalmente, hay dos escenarios diferentes conocidos para determinar tales parámetros de indicación de integridad como el riesgo de integridad IR y/o el nivel de protección PL, en donde los usuarios pueden o bien determinar el parámetro de indicación de integridad según un algoritmo autónomo del receptor (generalmente conocido con la abreviatura RAIM para monitorización de integridad autónoma del receptor), usando fuentes de datos de integridad externas, tales como por ejemplo los sistemas SBAS, o usando datos de integridad que ya se proporcionan dentro del mensaje de navegación.

Con respecto a los diferentes conceptos y escenarios descritos anteriormente para determinar los parámetros de indicación de integridad, tales como el riesgo de integridad IR o el nivel de protección PL, se tiene que señalar que los sistemas existentes tales como GPS (combinado con datos de SBAS) generalmente hacen uso del concepto de nivel de protección, mientras que el sistema de posicionamiento global planeado Galileo pretende hacer uso del riesgo de integridad en el límite de alerta como el parámetro de indicación de integridad. En base al concepto usado, se pueden requerir diferentes parámetros como parámetros de entrada. Aunque es generalmente posible estimar la integridad del sistema según ambos conceptos, los resultados de los diferentes conceptos no se pueden comparar fácilmente de manera directa y también es preferible tener un algoritmo en el futuro que haga posible calcular fácil y eficientemente ambos, por ejemplo el nivel de protección así como la integridad a fin de hacer posible ventajosamente comparar los resultados de los diferentes conceptos fácilmente.

Para los algoritmos actuales tratados para determinación del riesgo de integridad en el sistema Galileo, se ha propuesto un algoritmo general en el artículo "The Galileo Integrity Concept" de Veit Oehler et al., publicado en las actas del ION GNSS, 2004; 17ª Reunión Técnica Internacional de la División de Satélites, 21-24 de septiembre de 2004, Long Beach, California, EE.UU. Con respecto al concepto de integridad de Galileo previsto como se describe en el artículo mencionado anteriormente, por favor consulte también la publicación de solicitud de patente WO 2006/032422 A1 que se dirige al concepto de integridad de Galileo previsto como se describe en el artículo mencionado anteriormente. Según el concepto de integridad de Galileo, un usuario puede determinar un valor de riesgo de integridad individual teniendo en cuenta los parámetros de información de integridad recibidos que comprenden la precisión de señal en el espacio SISA, la precisión de monitorización de señal en el espacio SISMA, y la marca de integridad IF para cada uno de los vehículos espaciales a partir de los cuales el usuario recibe señales de información de posición para determinar una posición. Se tiene que señalar que el algoritmo de determinación del riesgo de integridad que se describe en la WO 2006/032422 A1 solamente se refiere a la determinación de un riesgo de integridad IR en un límite de alerta AL dado.

A continuación, se describirá brevemente el concepto de determinación de riesgo de integridad de Galileo previsto actualmente. Para detalles del mismo, por favor consultar el artículo "The Galileo Integrity Concept" de Veit Oehler et al. o la WO 2006/032422 A1. Para la determinación del riesgo de integridad IR en un límite de alerta AL dado, según el concepto de integridad de Galileo planeado actualmente, tienen que ser proporcionados parámetros de información de integridad al usuario tales como la denominada precisión de señal en el espacio (abreviada como

SISA), la denominada precisión de monitorización de señal en el espacio (abreviada como SISMA), y una denominada marca de integridad (la marca integridad para un satélite indica o bien "OK" o bien "no OK"/"no uso" o posiblemente también "no monitorizada" para indicar si se puede usar o no la señal de un satélite).

5 La precisión de señal en el espacio SISA indica una predicción de una desviación estándar mínima de una distribución gaussiana que sobre limita la distribución del error de señal en el espacio SISE en caso de una señal en el espacio SIS libre de fallos (libre de fallos indica que se detecta una operación sin errores y no no nominal tal como por ejemplo una condición defectuosa u operación de fallo para cualquiera de los vehículos espaciales). La precisión de monitorización de señal en el espacio SISMA corresponde a la desviación estándar mínima de una distribución gaussiana que sobre limita la diferencia entre el error de señal en el espacio SISE, que no se puede medir directamente, y el error de señal en el espacio estimado eSISE, que se estima a partir de las mediciones. La marca de integridad IF se maneja de manera que la marca de integridad para un satélite se fija a "no OK" o "no uso" en caso de error de señal en el espacio estimado eSISE para una señal en el espacio SIS de un vehículo espacial sea mayor que el valor de umbral de marca de integridad para esta señal en el espacio SIS. El umbral de marca integridad se puede calcular a partir de la SISA, SISMA, y una probabilidad de una probabilidad de alerta falsa permitida.

15 Según el concepto integridad de Galileo que se describe en la WO 2006/032422 A1, se determina un riesgo de integridad IR total como una suma de varios riesgos de integridad parciales. Primero de todo, el riesgo de integridad determinado total IR se puede separar en dos contribuciones. Una primera contribución viene de la suposición de una aparición de un evento de fallo único que se define como un evento en el que exactamente uno de la pluralidad de vehículos espaciales está en una condición anormal (es decir, una condición no nominal), también conocida como una condición defectuosa, en la que la señal diseminada desde los vehículos espaciales defectuosos no presenta la precisión requerida. Los riesgos de integridad parciales relativos a la aparición de un evento de fallo de vehículo espacial único (también conocido como por ejemplo un evento temido de fallo de SIS único, un evento de SIS único o evento HMI de SIS único; HMI para información errónea peligrosa) se determinan para cada vehículo espacial disponible (debido a que cada vehículo espacial disponible podría ser el vehículo espacial defectuoso en un evento de fallo único). Los riesgos de integridad parciales relativos a un evento de fallo único se indican comúnmente con un subíndice F tal como por ejemplo IR_F . Para cada vehículo espacial en cada dominio de posición X (X puede ser una de las direcciones de coordenadas cartesianas o esféricas tridimensionales, o solamente uno de dos dominios de posición tales como vertical y horizontal; horizontal que incluye dos grados de libertad en un plano horizontal).

El riesgo de integridad para el evento de fallo único de un cierto vehículo espacial sat en un cierto dominio de posición X se etiqueta en la presente memoria como $IR_{sat,F,X}$.

35 El riesgo de integridad parcial $IR_{F,X}$ asociado a la aparición de un evento de fallo único en un cierto dominio de posición X, entonces, se da por la suma total de todos los vehículos espaciales disponibles (por ejemplo el número N) usados para posicionamiento, es decir desde los cuales se recibe y usa la información de posición de vehículos espaciales para la determinación de una posición, de los riesgos de integridad parciales asociados a cada uno de estos vehículos espaciales en este cierto dominio de posición X como se da en la fórmula (1) de más adelante:

$$IR_{F,X} = \sum_{sat=1}^N IR_{sat,F,X} \quad (1)$$

40 Aquí, el riesgo de integridad $IR_{F,X}$ indica el riesgo de integridad relacionado con la aparición de un evento de fallo único en el cierto dominio de posición X obtenido por una suma sobre los riesgos de integridad parciales $IR_{sat,F,X}$ para cada vehículo espacial único sat . Se tiene que señalar que la suma se determina debido al hecho de que los riesgos de integridad se refieren a estimaciones de probabilidades de manera que el riesgo de integridad $IR_{F,X}$ se puede considerar como una estimación de probabilidad de que exactamente uno de la pluralidad de vehículos espaciales disponibles está en una condición anormal o defectuosa y el error excede la tolerancia en el dominio de posición X. Se da por la suma de una estimación de la probabilidad correspondiente de un evento de fallo único para cada uno de los vehículos espaciales específicos sat representados por $IR_{sat,F,X}$.

El riesgo de integridad total relativo a la aparición de un evento de fallo único se da entonces por una suma sobre todos los dominios de posición X (aquí, por ejemplo para los dos dominios de posición vertical V y horizontal H; horizontal que incluye dos grados de libertad) como se ilustra en la ecuación (2):

$$IR_F = \sum_{X=V,H} IR_{F,X} = \sum_{\forall X} \sum_{sat=1}^N IR_{sat,F,X} \quad (2)$$

Para la determinación del riesgo de integridad total IR, se considera además una segunda contribución relativa a un

denominado evento temido “libre de fallos” que corresponde a la suposición de que ninguno de la pluralidad de vehículos espaciales está en una condición anormal o defectuosa de manera que no hay un evento de fallo único, no obstante, los pequeños errores o fluctuaciones de error de las señales diseminadas por la pluralidad de vehículos espaciales aún conduce estadísticamente a un error de posición total en la determinación de posición en base a la información de posición recibida desde la pluralidad de vehículos espaciales que excede una cierta tolerancia.

También en este caso, especialmente dado que no hay ningún evento de fallo único, no se emitiría ninguna alarma de alerta aunque el error de posición total exceda la tolerancia. Por esta razón, tal evento libre de fallo también se considera en la determinación del riesgo de integridad y contribuye al riesgo de integridad total a ser determinado. Los parámetros de riesgo de integridad relativos a la suposición de un evento libre de fallos se etiquetan generalmente con el subíndice N para nominal o normal tal como por ejemplo IR_N . En general, también se puede determinar un riesgo de integridad parcial relativo al evento libre de fallos para cada dominio de posición X diferente, que se etiqueta generalmente como $IR_{N,X}$. Entonces, el riesgo de integridad IR_N relativo a la condición libre de fallos se da por la suma sobre todos los riesgos de integridad $IR_{N,X}$ para cada dominio de posición X. Aquí, así como anteriormente en la fórmula (2), los dominios de posición X pueden ser, por ejemplo vertical V y horizontal H o también los tres dominios de posición tales como las coordenadas cartesianas x, y, z o coordenadas esféricas. Aquí, z de las coordenadas cartesianas o el componente radial de las coordenadas esféricas pueden corresponder al grado único de libertad que corresponde al dominio vertical V y x, y de las coordenadas cartesianas o los dos componentes angulares de las coordenadas esféricas (tales como por ejemplo la longitud y la latitud) pueden corresponder a los dos grados de libertad del dominio de posición horizontal H. No obstante, se tiene que señalar que la WO 2006/032422 A1 solamente considera un algoritmo para dos dominios de posición vertical V y horizontal H. La determinación del riesgo de integridad en tres dominios de posición unidimensionales no se considera en la WO 2006/032422 A1.

El riesgo de integridad total IR , entonces, se determina por la suma de los riesgos de integridad IR_F relativos a la condición de fallo único, e IR_N relativo a la condición libre de fallos.

Por ejemplo, la siguiente ecuación (3) muestra la fórmula para el cálculo del riesgo de integridad IR total según el concepto básico de integridad de Galileo como se describe en el artículo mencionado anteriormente y la WO 2006/032422 A1. Aquí, el riesgo de integridad IR se etiqueta como P_{HMI} para indicar que se refiere a una estimación de la probabilidad de la aparición de información errónea peligrosa:

$$\begin{aligned}
 P_{HMI}(VAL, HAL) = & P_{RiesgInt,V} + P_{RiesgInt,H} = 1 - \operatorname{erf}\left(\frac{VAL}{\sqrt{2}\sigma_{v,F}}\right) + e^{-\frac{HAL^2}{2\sigma_{h,F}^2}} + \\
 & + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^{N_{sat-Galileo}} P_{fallo,sat,j} \left(\left(1 - \operatorname{erf}\left(\frac{VAL + \mu_{v,F}}{\sqrt{2}\sigma_{v,F}}\right) \right) + \left(1 - \operatorname{erf}\left(\frac{VAL - \mu_{v,F}}{\sqrt{2}\sigma_{v,F}}\right) \right) \right) + \\
 & + \sum_{j=1}^{N_{sat-Galileo}} P_{fallo,sat} \left(1 - \chi_{2,\sigma_{h,F}}^2 \operatorname{cdf}\left(\frac{HAL^2}{\sigma_{h,F}^2}\right) \right)
 \end{aligned} \tag{3}$$

Como se puede ver a partir de la ecuación (3), el riesgo de integridad IR depende de parámetros de entrada tales como el límite de alerta vertical VAL y el límite de alerta horizontal HAL (en caso de la técnica anterior de la WO 2006/032422 A1, los dominios de posición son solamente vertical V y horizontal H), donde el riesgo de integridad total IR se da por una suma de contribuciones del dominio de posición vertical, en la presente memoria etiquetado como $P_{RiesgInt,V}$, y a partir del dominio de posición horizontal, en la presente memoria etiquetado como $P_{RiesgInt,H}$.

Los términos en el lado derecho del segundo signo igual de la primera línea de la ecuación (3) se refieren a contribuciones al riesgo de integridad total que se refieren a la condición libre de fallos o evento libre de fallos, es decir a la suposición de que ninguno de la pluralidad de vehículos espaciales está en una condición anormal o defectuosa. La segunda y tercera de las líneas de la ecuación (3) anterior se refieren a contribuciones al límite de integridad total a partir de la suposición de un evento de fallo único que se indica por el hecho de que la segunda y la tercera línea de la ecuación (3) anterior comprenden sumas sobre la pluralidad de vehículos espaciales (aquí, el número de vehículos espaciales disponibles se indica por $N_{sat-Galileo}$). La segunda línea en la ecuación (3) anterior se refiere a la contribución del evento de fallo único relativa al dominio de posición vertical como se indica por el hecho de que el parámetro del límite de alerta vertical VAL se introduce en esta línea así como el hecho de que la segunda línea de la ecuación (3) está basada en una distribución gaussiana unidimensional que indica que se refiere a un único grado de libertad, es decir la dirección vertical.

La tercera línea en la ecuación (3) anterior se refiere a las contribuciones al riesgo de integridad total a partir de la aparición de un evento de fallo único en el dominio de posición horizontal que se indica por el hecho de que la

tercera línea de la ecuación (3) depende del parámetro de límite de alerta horizontal HAL e implica una función chi cuadrado con dos grados de libertad que indican los dos grados de libertad del dominio de posición horizontal.

Como se puede, por ejemplo, derivar a partir de la segunda línea de la ecuación (3) anterior, la contribución al riesgo de integridad total IR del dominio de posición vertical según el algoritmo de la WO 2006/032422 A1 implica contribuciones relativas al evento de fallo único que se determinan en base a dos probabilidades, esto es una probabilidad conocida como $P_{\text{fallo,sat,j}}$ (a continuación conocida como $P_{\text{sat,OC,F}}$) que indica una probabilidad de la aparición de un evento de fallo único, y una probabilidad, que se da por el factor de $\frac{1}{2}$ y el contenido del paréntesis en la segunda línea de la ecuación (3) que indica una probabilidad de un impacto de la aparición del evento de fallo único aparecido al error de posición de la determinación de información de posición en el dominio de posición vertical (aquí, el dominio de posición vertical que se indica por el límite de alerta vertical VAL, esta probabilidad relativa al impacto se etiquetará a continuación como $I_{\text{sat,F,X}}$). La tercera línea en la ecuación (3) anterior se refiere a las contribuciones del dominio horizontal.

Por consiguiente, el riesgo de integridad parcial $IR_{\text{sat,F,X}}$ relativo al evento de fallo único de un cierto vehículo espacial *sat* en un cierto dominio de posición X según el algoritmo de la WO 2006/032422 A1 se da por la fórmula de más adelante (3a):

$$IR_{\text{sat,F,X}} = P_{\text{sat,OC,F}} \cdot I_{\text{sat,F,X}} \left[\frac{1}{2} = T_{\text{sat}} \cdot \sigma_{1D} (\sigma_{\text{UERE}} \cdot \sigma_{\text{SISMA,sat}} \cdot \sigma_{\text{SISA,todos-sat}}) k_X \cdot I_X \right] \quad (3a)$$

En la fórmula anterior (3a), según el algoritmo de la WO 2006/032422 A1, el parámetro $P_{\text{sat,OC,F}}$ indica un límite superior de una estimación de la probabilidad de una aparición de un evento de fallo único y el término $I_{\text{sat,F,X}}$ indica la probabilidad de un impacto del evento de fallo único en el cierto dominio de posición X en la condición defectuosa. Como se indica en la ecuación (3a) anterior, el término $I_{\text{sat,F,X}}$ es una función del denominado umbral de detección T_{sat} que se da según la fórmula (4):

$$T_{\text{sat}} = k_{fa} \sqrt{\sigma_{\text{SISA,sat}}^2 + \sigma_{\text{SISMA,sat}}^2} \quad (4)$$

El umbral de detección T_{sat} se puede calcular a partir de una constante k_{fa} , que se relaciona con la probabilidad de una falsa alarma, la precisión de señal en el espacio SISA relativa al vehículo espacial *sat* (en la presente memoria etiquetada $\sigma_{\text{SISA,sat}}$), y la precisión de monitorización de señal en el espacio SISMA relativa al vehículo espacial *sat* (en la presente memoria etiquetada como $\sigma_{\text{SISMA,sat}}$),

Adicionalmente, el término $I_{\text{sat,F,X}}$ es una función de una desviación estándar σ_X del error de posición en el dominio de posición X, en el caso de un error unidimensional también etiquetado como σ_{1D} . La desviación estándar σ_X del error en un cierto dominio de posición X es una función de la desviación estándar σ_{UERE} del error de intervalo equivalente de usuario, la precisión de señal en el espacio $\sigma_{\text{SISA,sat}}$ y la precisión de señal en el espacio de todos los vehículos espaciales usados en la determinación de posicionamiento excepto el vehículo espacial *sat* cuya precisión de señal en el espacio se etiqueta como $\sigma_{\text{SISA,todos-sat}}$. Adicionalmente, el término $I_{\text{sat,F,X}}$ es una función de un parámetro k_X que describe el parámetro relevante para la transformación desde el intervalo al dominio de posición X y la magnitud de error I_X en el cierto dominio de posición X relativo a un umbral de error de posición en el cierto dominio de posición X.

Resumiendo, la determinación del riesgo de integridad IR según el algoritmo básico de determinación de riesgo de integridad de Galileo que se describió en la WO 2006/032422 A1 introduce aproximaciones que conducen a estimaciones sesgadas del riesgo de integridad IR para la suposición de eventos de fallo único (por ejemplo una condición defectuosa). Esto conduce típicamente a resultados muy conservadores dado que la determinación se basa en las dos contribuciones relativas a la determinación de un límite superior de una probabilidad de aparición del evento de fallo único y una estimación de la probabilidad de impacto del evento de fallo único en el dominio de posición X. Aquí, una aproximación conservadora significa que el riesgo de integridad estimado se estima mayor de lo necesario. Aunque esto pudiera ser aceptable en términos de seguridad, es desventajoso con respecto a la disponibilidad del sistema dado que los usuarios y aplicaciones podrían abstenerse de usar información de posición determinada a partir de señales recibidas desde el sistema de posicionamiento global cuando el riesgo de integridad determinado conservadoramente ya excede un umbral predeterminado que indica los requerimientos del usuario o la aplicación aunque la integridad real del sistema de posicionamiento global sea aún compatible con estos requerimientos del usuario o la aplicación. No obstante, para sistemas de posicionamiento global tales como Galileo y GPS, es necesario proporcionar un sistema que tenga alta integridad así como alta continuidad y alta disponibilidad al mismo tiempo. Además, el algoritmo que describió la WO 2006/032422 A1 aún implica esfuerzos de cálculo complejos en la determinación del riesgo de integridad.

En general, es preferible proporcionar un método y un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad que indica la integridad de la información de posicionamiento determinada a partir de las señales de

información de posicionamiento diseminadas desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global que tiene alta integridad, alta continuidad, y alta disponibilidad al mismo tiempo. Es preferible por lo tanto proporcionar un método y un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad según un algoritmo que permita aumentar al menos uno de continuidad, integridad, y disponibilidad comparado con los algoritmos que se conocen a partir de la técnica anterior. Además, también es preferible proporcionar un método y un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad de manera que el esfuerzo de cálculo se reduzca comparado con los algoritmos que se conocen a partir de la técnica anterior, de manera que el parámetro de indicación de integridad se pueda calcular preferiblemente fácilmente y con cargas de cálculo reducidas que permite determinar eficientemente el parámetro de indicación de integridad en un receptor de un usuario en tiempo real localmente para cada usuario o aplicación únicos. Además, es preferible proporcionar un método y un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad, en donde el riesgo de integridad así como el nivel de protección se pueden determinar como el parámetro de indicación de integridad a fin de permitir una posibilidad eficiente para la comparación de los dos conceptos de integridad conocidos, es decir los conceptos basados en el riesgo de integridad y los conceptos basados en el nivel de protección.

La EP 1 965 219 A1 muestra un método para predecir el rendimiento de un sistema de navegación por satélite, que comprende al menos una constelación de satélites para un receptor GNSS. El método comprende las operaciones de determinación de primeros datos, que indican los requerimientos de precisión, continuidad, integridad y disponibilidad del sistema, y determinación de segundos datos, que indican el número de satélites en la constelación y las probabilidades correspondientes de fallo, requeridos a fin de usar un método RAIM predeterminado para monitorizar el sistema. El método se caracteriza por que comprende adicionalmente las operaciones de adquirir a partir de terceros datos del receptor que indican la probabilidad de falsa alarma y la probabilidad de detección fallida según los requerimientos, para el método RAIM predeterminado, y crear una base de datos de estos terceros datos según escenarios predeterminados. El método también comprende las operaciones de generar vectores de datos que representan el radio de incertidumbre que concierne a la distancia del receptor desde los satélites, que se puede determinar por el receptor como una función de los primeros, segundos y terceros datos, creando una base de datos de estos vectores, y ejecutando una simulación de al menos uno de los escenarios sobre la base de los vectores.

Compendio de la Invención

En vista de la anterior descripción de la técnica anterior, es un objeto de la presente invención proporcionar un método y aparato mejorados para determinar un parámetro de indicación de integridad que indica la integridad de la información de posicionamiento determinada a partir de señales de información de posicionamiento diseminadas desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global según cuya mejora se puede lograr al menos uno de lo siguiente:

- ser más eficiente y requerir menos esfuerzos de cálculo tal como por ejemplo menos requerimientos de procesamiento y/o menos requerimientos de almacenamiento,
- proporcionar resultados más precisos de la determinación del parámetro de indicación de integridad tal como por ejemplo el riesgo de integridad y/o el nivel de protección,
- permitir una determinación eficiente de un riesgo de integridad en un cierto límite de alerta así como un nivel de protección en un cierto riesgo de integridad para permitir una comparación eficiente de diferentes conceptos de integridad tales como por ejemplo conceptos basados en el riesgo de integridad y el nivel de protección,
- aumentar la disponibilidad del sistema mientras al mismo tiempo también se mejora o al menos se mantiene un alto nivel de continuidad e integridad.

Para resolver el objeto descrito anteriormente de la presente invención, se proponen un método para determinar un parámetro de indicación de integridad según la reivindicación 1, un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad según la reivindicación 11, y un producto de programa de ordenador según la reivindicación 12. Las reivindicaciones dependientes se refieren a realizaciones preferidas de la presente invención.

Según la presente invención, se proporciona una técnica para un método y un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad tal como el riesgo de integridad y/o el nivel de protección asociados a una posición de usuario que se deriva de un sistema de posicionamiento global tal como por ejemplo un sistema de navegación radio por satélite.

Según un primer aspecto, se puede proporcionar un método para determinar un parámetro de indicación de integridad, en donde el parámetro de indicación de integridad indica la integridad de información de posicionamiento que se determina a partir de señales de información de posicionamiento diseminadas desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global. El método comprende proporcionar un parámetro de entrada, recibir una pluralidad de parámetros de información de integridad, y determinar el parámetro de indicación de integridad sobre la base del parámetro de entrada y sobre la base de una primera relación entre el parámetro de indicación de integridad y el parámetro de entrada y la pluralidad de parámetros de información de integridad. Según

el primer aspecto, el método además comprende proporcionar datos que indican una relación auxiliar que representa la primera relación, la relación auxiliar que se proporciona (por ejemplo almacenada/almacenada previamente) en forma de una tabla de búsqueda, en particular preferiblemente en forma de una tabla de búsqueda bidimensional, en donde la determinación del parámetro de indicación de integridad se realiza sobre la base de la relación auxiliar.

5 Aquí, el término “parámetro de indicación de integridad” se refiere a un parámetro de integridad tal como un riesgo de integridad IR o riesgos de integridad parciales como por ejemplo IR_F , $IR_{F,X}$, $IR_{F,X,sat}$ o también los parámetros de nivel de protección correspondientes PL, PL_F , $PL_{F,X}$, o $PL_{F,X,sat}$ como se explica en la descripción detallada más adelante. Adicionalmente, el término “parámetro de indicación de integridad” también puede relacionarse con parámetros que se relacionan con o son funciones de un riesgo de integridad IR, un parámetro de riesgo de integridad parcial, un nivel de protección PL o un parámetro de nivel de protección parcial o una combinación de los mismos. En general, tal parámetro de indicación de integridad permite indicar la integridad de la información de posicionamiento que se determina a partir de las señales de información de posicionamiento que se diseminan desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global tal como por ejemplo GPS o Galileo o similares. Tales sistemas de posicionamiento global pueden comprender una pluralidad de vehículos espaciales tales como por ejemplo satélites que están orbitando la Tierra y/o una o más estaciones en tierra (GSS) que pueden monitorizar los vehículos espaciales o también dotar al usuario o receptor con señales de información de posicionamiento.

20 Según el método, para determinar el parámetro de indicación de integridad, se proporciona un parámetro de entrada tal como por ejemplo un límite de alerta AL para la determinación de un riesgo de integridad IR o un riesgo de integridad IR para determinar un nivel de protección PL. Adicionalmente, el parámetro de entrada también puede relacionarse con o estar basado en un riesgo de integridad IR o un límite de alerta AL o una combinación de los mismos. Tal parámetro de entrada se puede dar por un usuario o una aplicación, también se puede predeterminar y/o almacenar previamente para determinar el parámetro de indicación de integridad. El paso de proporcionar un parámetro de entrada también puede implicar introducir un valor del parámetro del parámetro de entrada por un usuario o ajustar el valor del parámetro de entrada por una aplicación, por ejemplo, en base a los requerimientos subyacentes de la aplicación o el usuario.

30 Adicionalmente, para la determinación del parámetro de indicación de integridad, se reciben una pluralidad de parámetros de información de integridad, que se pueden recibir desde uno o más vehículos espaciales y/o una o más estaciones en tierra del sistema de posicionamiento global, el parámetro de indicación de integridad puede comprender por ejemplo parámetros tales como la precisión de señal en el espacio SISA y la precisión de monitorización de señal en el espacio SISMA (o equivalente) u otros parámetros que están disponibles o son determinables a partir de los parámetros recibidos desde los vehículos espaciales y/o las estaciones en tierra del sistema de posicionamiento global y/o a partir de las señales de información de posicionamiento que se diseminan desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global tal como por ejemplo GPS o Galileo o similares.

40 Después de proporcionar el parámetro de entrada y después de recibir la pluralidad de parámetros de información de integridad, el parámetro de indicación de integridad se puede determinar sobre la base de una primera relación que es una relación entre el parámetro de indicación de integridad a ser determinado y el grupo del parámetro de entrada y la pluralidad de parámetros de información de integridad. La primera relación puede relacionarse con el parámetro de indicación de integridad como una función del parámetro de entrada y la pluralidad de parámetros de información de integridad.

45 Según el primer aspecto, no obstante, el parámetro de indicación de integridad no se determina directamente a partir de la relación sino sobre la base de una relación auxiliar que representa la primera relación, donde la relación auxiliar es de tal tipo de relación que es posible que sea almacenada en forma de una tabla de búsqueda, en particular una tabla de búsqueda bidimensional, de manera que el parámetro de indicación de integridad se puede determinar eficientemente y fácilmente con esfuerzos de cálculo y/o esfuerzos de procesamiento significativamente reducidos en base a la relación auxiliar que se almacena en forma de una tabla de búsqueda según el primer aspecto.

50 Esto tiene la ventaja de que se puede reducir significativamente el esfuerzo de cálculo y el esfuerzo de procesamiento que está implicado normalmente en la determinación de los parámetros de indicación de integridad según algoritmos conocidos en la técnica anterior. Esto permite proporcionar medios compactos y eficientes para determinar el parámetro de indicación de integridad en un lado de usuario, tal como un aparato que se describirá más tarde, que puede determinar eficientemente y en tiempo real con menos esfuerzo de cálculo y menos tiempo de procesamiento el parámetro de indicación de integridad sobre la base de la relación auxiliar que se almacena en forma de una tabla de búsqueda, en particular una tabla de búsqueda bidimensional, por ejemplo, en unos medios de almacenamiento de los medios para determinar el parámetro de indicación de integridad. Tales medios de almacenamiento se pueden realizar mediante cualesquiera medios de memoria conocidos, conocidos en la técnica anterior tales como por ejemplo una memoria instantánea, lápices USB, RAM y ROM de un aparato para determinar el parámetro de indicación de integridad, y/o discos duros o similares.

5 Determinar el parámetro de indicación de integridad comprende determinar un primer parámetro auxiliar y un segundo parámetro auxiliar sobre la base del parámetro de entrada y la pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos, y/o determinar un parámetro de salida en dependencia del primer y el segundo parámetros auxiliares sobre la base de la relación auxiliar, la relación auxiliar que es preferiblemente una relación entre el primer y segundo parámetros auxiliares y el parámetro de salida, en donde el parámetro de salida preferiblemente corresponde al parámetro de indicación de integridad o el parámetro de indicación de integridad se puede determinar alternativamente a partir del parámetro de salida.

10 Según este aspecto, la determinación del parámetro de indicación de integridad comprende un paso de determinación de un primer parámetro auxiliar y un paso de determinación de un segundo parámetro auxiliar sobre la base del parámetro de entrada y la pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos, en donde la relación auxiliar, que se almacena en forma de una tabla de búsqueda, en particular una tabla de búsqueda bidimensional, es preferiblemente una relación entre el primer y segundo parámetros auxiliares y un parámetro de salida, es decir que implica dos parámetros de entrada y un parámetro de salida, que permite representar eficientemente la relación auxiliar en forma de una tabla de búsqueda, en particular una tabla de búsqueda bidimensional. Entonces, el parámetro de salida se puede determinar fácilmente y eficientemente utilizando la tabla de búsqueda con un esfuerzo de cálculo significativamente reducido y con un tiempo de procesamiento significativamente reducido. En este caso, el parámetro de salida es preferiblemente un parámetro que ya corresponde al parámetro de indicación de integridad o es al menos un parámetro que permite determinar fácilmente el parámetro de indicación de integridad a partir del parámetro de salida de manera que el parámetro de indicación de integridad se puede derivar fácilmente a partir del parámetro de salida o ya corresponde al parámetro de salida. El parámetro de salida se puede extraer eficientemente a partir de la tabla de búsqueda que representa la relación auxiliar en base a solamente dos parámetros de entrada, esto es, el primer parámetro auxiliar y el segundo parámetro auxiliar. Esto tiene la ventaja adicional de que solamente tiene que ser almacenada o proporcionada una tabla de búsqueda, en particular una tabla de búsqueda bidimensional, para un parámetro de indicación de integridad particular dado que el parámetro de salida se puede determinar directamente en base a la tabla de búsqueda introduciendo solamente el primer y el segundo parámetros auxiliares.

25 Preferiblemente, se detecta o al menos monitoriza si los vehículos espaciales están en una condición normal o en una condición anormal, en donde preferiblemente solamente se usan las señales de información de posicionamiento diseminadas desde vehículos espaciales para los cuales se detecta una condición normal para la determinación de información de posición, en donde la primera relación es preferiblemente una relación entre

- una primera probabilidad (por ejemplo $P_{OMI,F,sat}$), la primera probabilidad que indica preferiblemente una probabilidad de que un error de posición de la determinación información de posicionamiento exceda un umbral de error debido a una condición anormal de un vehículo espacial que no se detecta,
- el umbral de error, y/o
- 35 • una pluralidad de dichos parámetros de información de integridad recibidos.

40 Por consiguiente, el parámetro de indicación de integridad según este aspecto preferido se determina en base a una relación entre la primera probabilidad que indica la probabilidad de que un error de posición de la determinación de información de posicionamiento exceda un umbral de error debido a una condición anormal de uno de los vehículos espaciales que no se detecta aunque los vehículos espaciales estén monitorizados preferiblemente, tal como por ejemplo monitorizados por ellos mismos y/o por estaciones en tierra, y el grupo del umbral de error y/o la pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos.

45 Esto tiene la ventaja de que el método se puede aplicar a la determinación de un riesgo de integridad así como a la determinación de un nivel de protección dado que la determinación del riesgo de integridad se puede realizar introduciendo el umbral de error como un parámetro de entrada y recibiendo los parámetros de información de integridad a fin de determinar el riesgo de integridad en base a la relación, el riesgo de integridad que corresponde a la primera probabilidad o al menos la primera probabilidad que indica un riesgo de integridad parcial. Entonces, el umbral de error corresponde al límite de alerta AL que se usa como el parámetro de entrada para determinar el riesgo de integridad IR en el límite de alerta AL. También, en el caso de que el parámetro de indicación de integridad se pretenda que corresponda a o esté relacionado con el nivel de protección PL, el umbral de error que corresponde a una primera probabilidad dada se puede determinar sobre la base de la primera relación considerando la primera probabilidad y la pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos, en donde el umbral de error obtenido entonces corresponde al nivel de protección determinado PL. El riesgo de integridad o al menos un riesgo de integridad parcial como parámetro de entrada puede introducirse en la determinación de la primera probabilidad o ya corresponde a o se relaciona con la primera probabilidad.

55 Preferiblemente, la primera relación se basa en una segunda probabilidad (por ejemplo $P_{OC,F,sat}$), una tercera probabilidad (por ejemplo $P_{I,F,X}$), y una cuarta probabilidad (por ejemplo $P_{MD,sat}$). La segunda probabilidad está indicando preferiblemente (o al menos dependiendo de) una probabilidad de la aparición de un evento de fallo único, el evento de fallo único que se define preferiblemente como un evento en el que exactamente uno de la pluralidad de

vehículos espaciales está en una condición anormal. La tercera probabilidad está indicando preferiblemente una probabilidad de un impacto de la aparición del evento de fallo único al error de posición de la determinación de información de posicionamiento. La cuarta probabilidad está indicando preferiblemente una probabilidad de que una aparición de una condición anormal de un vehículo espacial monitorizado no se detecte.

5 Según este aspecto preferido, una primera relación no está basada solamente en la segunda probabilidad y la tercera probabilidad, que indica la probabilidad de la aparición de un evento de fallo único y la probabilidad de un impacto de la aparición del evento de fallo único al error de posición de la determinación de información de posicionamiento, sino que además implica una cuarta probabilidad que indica la probabilidad de que la aparición de una condición anormal de un vehículo espacial monitorizado no se detecte. Esta cuarta probabilidad, por lo tanto, puede estar relacionada o corresponder a una probabilidad que indica una denominada "detección fallida".

10 Por ejemplo, el algoritmo según la WO 2006/032422 A1 no implica o considera una probabilidad de detección fallida o al menos una estimación de una probabilidad de detección fallida lo cual conduce al hecho de que el riesgo de integridad que se determina en base a la enseñanza de la WO 2006/032422 A1 representa solamente un límite superior conservador para el riesgo de integridad real. Esto conduce al problema de que los resultados de los riesgos de integridad determinados provocan una disponibilidad disminuida innecesariamente del sistema de posicionamiento global. En particular, el riesgo de integridad determinado representa solamente una estimación conservadora del riesgo de integridad real de manera que refleja una integridad peor que la integridad real. Como resultado, un usuario o una aplicación puede abstenerse innecesariamente de usar la información de posicionamiento dado que la integridad determinada indica una integridad peor que la integridad real del sistema de posicionamiento global, disminuyendo innecesariamente por ello la disponibilidad del mismo. Por el contrario, según este aspecto preferido de la presente invención, se considera adicionalmente la cuarta probabilidad que se relaciona o está correspondiendo a una probabilidad de detección fallida, disminuyendo por ello el valor del riesgo de integridad determinado en comparación con el riesgo de integridad determinado según el algoritmo de la WO 2006/032422 A1 a fin de reflejar con más precisión la integridad real del sistema de posicionamiento global, conduciendo por ello a una disponibilidad mejorada del mismo.

El parámetro de indicación de integridad indica (o al menos se refiere a) un riesgo de integridad IR. Entonces, el parámetro de entrada se relaciona (corresponde) con un límite de alerta AL predeterminado. Alternativamente, el parámetro de indicación de integridad indica (o al menos se relaciona con) un nivel de protección PL. Entonces, el parámetro de integridad de entrada se relaciona (o corresponde) con un riesgo de integridad IR predeterminado.

30 Según este aspecto, el parámetro de entrada o bien puede relacionarse con un límite de alerta AL predeterminado a fin de ser capaz entonces de determinar el riesgo de integridad o bien al menos un riesgo de integridad parcial como el parámetro de indicación de integridad. Alternativamente, o también en combinación, si el parámetro de entrada proporcionado se relaciona con un riesgo de integridad predeterminado o al menos un riesgo de integridad parcial predeterminado, el método puede permitir determinar un riesgo de protección PL como el parámetro de indicación de integridad. En particular, según este aspecto preferido de la presente invención, es posible determinar el riesgo de integridad así como el nivel de protección PL en base a un algoritmo similar que permite ventajosamente comparar el riesgo de integridad IR en un límite de alerta AL así como un nivel de protección AL correspondiente en el riesgo de integridad IR a fin de comparar los resultados para diferentes conceptos de integridad, esto es, el concepto basado en el riesgo de integridad y el concepto basado en el nivel de protección.

40 Por ejemplo, el sistema de posicionamiento global GPS actual en combinación con SBAS está basado principalmente en el concepto basado en el nivel de protección, y para el sistema de posicionamiento global Galileo planeado, se pretende actualmente hacer uso principalmente del concepto basado en el riesgo de integridad, en donde las futuras aplicaciones aún podrán usar los conceptos basados o bien en el riesgo de integridad o bien en el nivel de protección. No obstante, según este aspecto preferido de la presente invención, es posible por ejemplo calcular un riesgo de integridad así como un nivel de protección por comparación, o también utilizar conceptos de integridad que están basados en ambos de la determinación del riesgo de integridad y la determinación del nivel de protección. Por lo tanto, según este aspecto preferido de la invención, se puede mejorar la compatibilidad de las aplicaciones con los diferentes conceptos integridad.

50 En este caso, también se puede proporcionar un método para determinar un primer parámetro de indicación de integridad y un segundo parámetro de indicación de integridad cuyo primer y segundo parámetros de indicación de integridad indican la integridad de la información de posicionamiento que se determina a partir de las señales de información de posicionamiento diseminadas desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global. Entonces, el método comprende preferiblemente proporcionar un primer parámetro de entrada y un segundo parámetro de entrada, recibir una pluralidad de parámetros de información de integridad y determinar el primer parámetro de indicación de integridad sobre la base del primer parámetro de entrada y sobre la base de una primera relación entre el primer parámetro de indicación de integridad y el primer parámetro de entrada y la pluralidad de parámetros de información de integridad, y/o determinar el segundo parámetro de indicación de integridad sobre la base del segundo parámetro de entrada y sobre la base de la primera relación entre el segundo parámetro de entrada y el segundo parámetro de indicación de integridad y la pluralidad de parámetros de información de integridad. Además preferiblemente, tal método puede comprender un paso de proporcionar datos

que indican una primera relación auxiliar que representa la primera relación para la determinación del primer parámetro de indicación de integridad y una segunda relación auxiliar que representa la primera relación para la determinación del segundo parámetro de indicación de integridad, en donde la primera relación auxiliar y la segunda relación auxiliar se proporcionan y/o almacenan en forma de una primera y una segunda tabla de búsqueda, en particular una primera y una segunda tabla de búsqueda bidimensional.

Según un segundo aspecto, se puede proporcionar un método para determinar un parámetro de indicación de integridad, en donde el parámetro de indicación de integridad indica la integridad de la información de posicionamiento determinada a partir de las señales de información de posicionamiento diseminadas desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global en el que se detecta (o al menos monitoriza) si dichos vehículos espaciales están en una condición normal o en una condición anormal, en donde solamente se usan las señales de información de posicionamiento diseminadas desde vehículos espaciales para los cuales se detecta una condición normal para dicha determinación de información de posición. El método comprende proporcionar un parámetro de entrada, recibir una pluralidad de parámetros de información de integridad, y determinar el parámetro de indicación de integridad sobre la base de dicho parámetro de entrada y sobre la base de una primera relación entre

- una primera probabilidad (por ejemplo $P_{OMI,F,sat}$), en donde la primera probabilidad está indicando una probabilidad de que un error de posición de la determinación de información de posicionamiento exceda un umbral de error debido a una condición anormal de un vehículo espacial que no se detecta,
- el umbral de error, y
- una pluralidad de los parámetros de información de integridad recibidos.

Según el segundo aspecto, los términos que ya se han usado en conexión con el primer aspecto descrito anteriormente de la presente invención pueden tener el mismo o al menos similar significado que se describió anteriormente para el primer aspecto de la presente invención. Según el segundo aspecto de la presente invención, el parámetro de indicación de integridad, tal como por ejemplo un riesgo de integridad o un riesgo de integridad parcial o un nivel de protección o un nivel de protección parcial, se determina sobre la base del parámetro de entrada proporcionado y sobre la base de una relación que es una relación entre la primera probabilidad y el parámetro de entrada y los parámetros de información de integridad recibidos. De nuevo, la primera probabilidad es una probabilidad que indica una probabilidad de que el error de posición de la determinación de información de posicionamiento exceda el umbral de error debido a una condición anormal de un vehículo espacial que no se detecta aunque los vehículos espaciales estén monitorizados preferiblemente por ellos mismos y/o por estaciones en tierra del sistema de posicionamiento global.

Según el segundo aspecto, la primera relación se basa en una segunda probabilidad (por ejemplo $P_{OC,F,sat}$) y una tercera probabilidad (por ejemplo $P_{I,F,X}$), en donde la segunda probabilidad está indicando una probabilidad para la aparición de un evento de fallo único, el evento de fallo único que se define como un evento en el que exactamente uno de la pluralidad de vehículos espaciales está en una condición anormal, y la tercera probabilidad está indicando una probabilidad de un impacto de la aparición del evento de fallo único al error de posición de la determinación de información de posicionamiento. Según el segundo aspecto de la presente invención, la primera relación se basa además en una cuarta probabilidad (por ejemplo $P_{MD,sat}$), en donde la cuarta probabilidad está indicando una probabilidad de que no se detecte una aparición de una condición anormal de un vehículo espacial monitorizado.

Por consiguiente, en el segundo aspecto, la primera relación se basa en una segunda probabilidad que indica la probabilidad de aparición de un evento de fallo único y una tercera probabilidad que indica el impacto de tal evento de fallo único al error de posición de la determinación de información de posicionamiento, por ejemplo en un cierto dominio de posición tal como un dominio de posición unidimensional y/o bidimensional. Adicionalmente, al contrario de los algoritmos de la técnica anterior que se describen por ejemplo en la WO 2006/032422 A1, la primera relación se basa además en una cuarta probabilidad que indica la probabilidad de una aparición de una condición anormal de un vehículo espacial monitorizado que no se detecta, es decir, una probabilidad que corresponde a o al menos se relaciona con una probabilidad de detección fallida.

Según el segundo aspecto, una primera relación no está basada solamente en la segunda probabilidad y la tercera probabilidad, que indica la probabilidad de la aparición de un evento de fallo único y que indica la probabilidad de un impacto de la aparición del evento de fallo único al error de posición de la determinación información de posicionamiento, sino que además implica una cuarta probabilidad que indica la probabilidad de que no se detecte la aparición de una condición anormal de un vehículo espacial monitorizado. Esto conduce al efecto de que la disponibilidad del sistema se puede aumentar ventajosamente dado que el parámetro de indicación de integridad determinado refleja más cercanamente la integridad real del sistema. Por favor consulte también la discusión respectiva con respecto a un aspecto preferido del primer aspecto de la presente invención.

Los rasgos mencionados anteriormente relativos al primer aspecto descrito anteriormente y al segundo aspecto descrito anteriormente se pueden combinar. Además, los rasgos preferibles que se describen a continuación se relacionan con rasgos preferidos del primer aspecto y del segundo aspecto.

- Preferiblemente, la primera relación está basada en una relación de probabilidad según la cual la primera probabilidad es igual a un producto de la segunda probabilidad, la tercera probabilidad, y la cuarta probabilidad. Según este aspecto preferido del primer así como del segundo aspecto de la presente invención, la primera relación no está basada solamente en la primera, segunda, tercera y cuarta probabilidades, sino basada en una relación de probabilidad según la cual la primera probabilidad es igual al producto de la segunda, tercera, y cuarta probabilidad que está correspondiendo a la fórmula matemática y teórica exacta para determinar la primera probabilidad en base a la segunda, tercera, y cuarta probabilidades como se definió anteriormente. Esto es, si se proporciona la fórmula exacta para la primera probabilidad como se definió anteriormente, esta probabilidad correspondería al producto exacto de la segunda, tercera, y cuarta probabilidades según las definiciones anteriores de las mismas. Esto tiene la ventaja, de que el parámetro de indicación de integridad determinado es posible que sea determinado con precisión estrechamente en base a las relaciones de probabilidad matemática exactas sin o al menos casi sin introducción de aproximaciones tales como en la técnica anterior como se describió anteriormente. Por lo tanto, el parámetro de indicación de integridad determinado se puede determinar más cercano o casi igual al parámetro de entrada real de manera que se puede aumentar más la disponibilidad del sistema de posicionamiento global.
- Preferiblemente, la primera relación representa una aproximación de la relación de probabilidad, en donde la aproximación introduce preferiblemente un error absoluto menor que (o igual o menor que) 10^{-7} veces la primera probabilidad. Por consiguiente, la primera relación en la que se basa la determinación del parámetro de indicación de integridad es entonces una aproximación muy precisa de la relación exacta matemática, en donde el error absoluto es menor que 10^{-7} veces la segunda probabilidad. Entonces, el parámetro de integridad determinado es casi exactamente y extremadamente preciso correspondiente a la integridad real del sistema de posicionamiento global permitiendo, por ello, incluso optimizar más la disponibilidad del sistema de posicionamiento global en términos de medidas de integridad.
- Preferiblemente, el parámetro de indicación de integridad indica (o al menos se relaciona con) un riesgo de integridad IR. Entonces, el parámetro de entrada se relaciona (o corresponde) con el umbral de error que corresponde a (o al menos se relaciona con) una un límite de alerta AL predeterminado. Alternativamente, el parámetro de indicación de integridad indica (o al menos se relaciona con) un nivel de protección PL que corresponde a (o al menos se relaciona con) el umbral de error. Entonces, el parámetro de integridad de entrada se relaciona (o corresponde) con un riesgo de integridad IR predeterminado.
- Según este aspecto preferido, el parámetro de entrada se refiere o bien a un límite de alerta AL predeterminado a fin de ser capaz entonces de determinar el riesgo de integridad IR o bien al menos a un riesgo de integridad parcial como el parámetro de indicación de integridad. Alternativamente, o también en combinación, si el parámetro de entrada proporcionado se relaciona con un riesgo de integridad IR predeterminado o al menos con un riesgo de integridad parcial predeterminado, el método permite determinar un nivel de protección PL como el parámetro de indicación de integridad. En particular, según este aspecto preferido de la presente invención, es posible determinar el riesgo de integridad IR así como el nivel de protección PL en base a un algoritmo similar que permite comparar el riesgo de integridad en un límite de alerta así como un nivel de protección PL correspondiente en el riesgo de integridad a fin de comparar los resultados para diferentes conceptos de integridad, esto es, el concepto basado en el riesgo de integridad y el concepto basado en el nivel de protección.
- Preferiblemente, el parámetro de indicación de integridad IR_x indica un riesgo de integridad en un cierto dominio de posición (X puede ser por ejemplo x, y, z o longitud, latitud y altitud, o vertical V y horizontal H, o similares), si el parámetro de entrada se relaciona con el umbral de error (por ejemplo I_x) en ese cierto dominio de posición X que corresponde a un límite de alerta predeterminado (por ejemplo AL_x) en ese cierto dominio de posición X; en donde el paso de determinar el parámetro de indicación de integridad se realiza preferiblemente para una pluralidad de dominios de posición, y/o un riesgo de integridad total (por ejemplo IR_x) que se determina preferiblemente en base a una suma de los parámetros de indicación de integridad IR_x determinados para esos dominios. También, como alternativa opcional o alternativa proporcionada adicionalmente, el parámetro de indicación de integridad PL_x preferiblemente indica un nivel de protección en un cierto dominio de posición (X puede ser por ejemplo x, y, z o longitud, latitud y altitud, o vertical V y horizontal H, o similares) que corresponde al umbral de error en un cierto dominio de posición X, si el parámetro de integridad de entrada se relaciona con un riesgo de integridad predeterminado en ese cierto dominio de posición X; en donde el paso de determinación del parámetro de indicación de integridad se realiza preferiblemente para una pluralidad de dominios de posición, y/o un nivel de protección total (por ejemplo PL) se determina preferiblemente en base a uno de la pluralidad del nivel de protección determinado o el valor máximo de dos o más de la pluralidad de niveles de protección determinados.
- Por consiguiente, el parámetro de indicación de integridad tal como por ejemplo un riesgo de integridad IR o al menos un riesgo de integridad parcial y el nivel de protección PL o al menos un nivel de protección parcial se pueden determinar para cada cierto dominio de posición X. Aquí, es posible proporcionar o bien métodos en los que hay dos dominios de posición tales como vertical V y horizontal H, en donde vertical V corresponde a una dirección unidimensional relativa a un grado de libertad de posición, mientras que horizontal H se relaciona con una dirección de posición bidimensional o dominio que tiene dos grados de libertad de posición. Tales dos grados de libertad en el dominio horizontal pueden corresponder, por ejemplo, a dos coordenadas cartesianas en un plano horizontal o a dos coordenadas esféricas tales como dos grados de libertad de ángulo en una superficie esférica. En términos de

5 coordenadas cartesianas, la dirección vertical V puede corresponder a la dirección z o similar, y para coordenadas
 esféricas, el dominio vertical puede corresponder a una dirección radial en el sistema de coordenadas esféricas. En
 un sistema de coordenadas esféricas basado en el sistema de coordenadas de la Tierra, el dominio horizontal H, por
 ejemplo, también se puede representar por parámetros tales como información de ángulo de longitud y latitud. En
 10 caso de tres direcciones de posición, cada una que es unidimensional, es decir cada una que tiene un grado de
 libertad único, las tres direcciones de posición pueden corresponder, por ejemplo, a tres coordenadas cartesianas x,
 y, z, o también coordenadas esféricas tales como la dirección radial y dos direcciones angulares, por ejemplo
 también los ángulos de longitud y latitud, o alternativamente pueden corresponder a la geometría intrínseca de la
 trayectoria del usuario (por ejemplo a lo largo de una pista, a través de una pista, radial o alternativamente vertical),
 o alternativamente pueden corresponder a direcciones en las que los errores de posicionamiento se espera
 nominalmente que sean máximos, o alternativamente a cualquier combinación de cualquiera de los anteriores.

15 Según este aspecto preferido, en caso de determinación de un riesgo de integridad, un riesgo de integridad total se
 determina preferiblemente sobre la base de una pluralidad de parámetros de riesgo de integridad parciales, tales
 como por ejemplo diferentes valores de riesgo de integridad relativos a diferentes dominios de posición y/o
 direcciones de posición. En caso de determinación de un nivel de protección, según que este aspecto preferido, se
 determina preferiblemente una pluralidad de parámetros de nivel de protección relativos al nivel de protección en
 20 cada una de una pluralidad de direcciones o dominios de posición, donde un nivel de protección total entonces se
 puede determinar fácilmente en base al valor máximo de uno o más de los niveles de protección determinados de
 las diferentes direcciones de posición. Esto tiene la ventaja de que un riesgo de integridad determinado y un nivel de
 protección determinado pueden no solamente ser comparados en base al riesgo de integridad determinado total y el
 nivel de protección determinado total, sino que es posible además ventajosamente comparar ya los parámetros de
 riesgo de integridad parcial relativos a un cierto dominio o dirección de posición con un nivel de protección
 correspondiente en esta cierta dirección de posición o dominio de posición.

25 Preferiblemente, la determinación del parámetro de indicación de integridad se realiza además sobre la base de una
 segunda relación que es preferiblemente una relación entre:

- una quinta probabilidad (por ejemplo $P_{OMI,N}$), la quinta probabilidad está indicando preferiblemente una
 probabilidad de que un error de posición de la determinación de información de posicionamiento en una cierta
 dirección de posición exceda un umbral de error aunque cada uno de los vehículos espaciales esté en una
 condición normal,
- 30 • el umbral de error, y
- dos o más de los parámetros de información de integridad recibidos.

35 Según este aspecto preferido, el parámetro de indicación de integridad se determina además sobre la base de una
 segunda relación que puede ser una relación entre una quinta probabilidad que indica una probabilidad de que un
 error de posición en un cierto dominio de posición X exceda un umbral de error aunque cada uno de los vehículos
 espaciales esté en una condición normal (es decir relativo a una denominada condición libre de fallos o evento libre
 de fallos, mientras que los aspectos descritos anteriormente preferiblemente se relacionan con o al menos implican
 principalmente las suposiciones en conexión con los denominados eventos de fallo único, también conocidos como
 40 condición defectuosa o evento de fallo SIS único). Tal determinación de un parámetro de indicación de integridad o
 al menos un parámetro de indicación de integridad parcial se basa entonces preferiblemente en dos o más de los
 parámetros de información de integridad recibidos que pueden comprender uno o más de los parámetros de
 información de integridad ya implicados en la determinación que se describió según los aspectos anteriores y/o uno
 o más parámetros de información de integridad que no se usan en uno o más de los aspectos descritos
 anteriormente de la presente invención. Aquí, el parámetro de indicación de integridad se puede basar en ambas, la
 45 primera y la segunda relación, por ejemplo en que un primer parámetro de indicación de integridad se determina
 en base a la segunda relación y un segundo parámetro de indicación de integridad se determina en base a la primera
 relación, en donde el parámetro de indicación de integridad se puede determinar en base al primer y el segundo
 parámetros de indicación de integridad, tal como por ejemplo añadiendo el primer y segundo parámetros de
 indicación de integridad o tomando el valor máximo del primer y segundo parámetros de indicación de integridad o
 50 determinando el parámetro de indicación de integridad en base a una función del primer y el segundo parámetros de
 indicación de integridad.

Este aspecto preferido, según el cual el parámetro de indicación de integridad realizado además sobre la base de la
 segunda relación, además tiene la ventaja de que no solamente los eventos de fallo único sino también los eventos
 libres de fallos en los cuales el error de posición excede el umbral de error aunque cada uno de la pluralidad de
 vehículos espaciales esté en una condición normal (es decir libre de fallos) se puede considerar en la determinación
 55 del parámetro de indicación de integridad mejorando, por ello, la determinación del parámetro de indicación de
 integridad que puede representar mejor o al menos indicar la integridad real del sistema de posicionamiento global.

Preferiblemente, la segunda relación está basada en una sexta probabilidad (por ejemplo $P_{OC,N}$) y una séptima
 probabilidad (por ejemplo $P_{I,N,X}$), en donde la sexta probabilidad está indicando preferiblemente una probabilidad de

- 5 la aparición de un evento de fallos libre de fallos, el evento de fallos libre de fallos que se define preferiblemente como un evento en el que un error de posición total de la determinación de información de posicionamiento excede un umbral de error, en particular aunque cada uno de la pluralidad de vehículos espaciales esté en una condición normal, y la séptima probabilidad esté indicando preferiblemente una probabilidad de un impacto de la aparición del evento de fallos libre de fallos al error de posición de dicha determinación de información de posicionamiento en la cierta dirección de posición.
- 10 Según este aspecto preferido, la segunda relación mencionada anteriormente se basa además en la sexta probabilidad que indica la probabilidad de la aparición de un evento de fallos libre de fallos y una séptima probabilidad que indica la probabilidad de un impacto de la aparición del evento de fallos libre de fallos al error de posición en una cierta dirección o dominio de posición.
- 15 Preferiblemente, la pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos se disemina desde dichos vehículos espaciales de dicho sistema de posicionamiento global; la pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos se diseminan desde una o más estaciones en tierra (por ejemplo GSS) del sistema de posicionamiento global, cuyas estaciones en tierra están monitorizando preferiblemente los vehículos espaciales del sistema de posicionamiento global; o un primer grupo que comprende uno o más de los parámetros de información de integridad recibidos se diseminan desde los vehículos espaciales del sistema de posicionamiento global y un segundo grupo que comprende uno o más de los parámetros de información de integridad recibidos se diseminan desde una o más estaciones en tierra del sistema de posicionamiento global; y/o a partir de las señales de información de posicionamiento que se diseminan desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global tal como por ejemplo GPS o Galileo o similares. Además algunos de estos parámetros se pueden almacenar previamente en el receptor de usuario.
- 20 Preferiblemente, la determinación del parámetro de indicación de integridad comprende determinar un primer parámetro auxiliar y un segundo parámetro auxiliar sobre la base del parámetro de entrada y la pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos, y/o determinar un parámetro de salida en base al primer y segundo parámetros auxiliares, en donde el parámetro de salida preferiblemente corresponde al parámetro de indicación de integridad o el parámetro de indicación de integridad se puede determinar a partir del parámetro de salida.
- 25 Según este aspecto preferido, la determinación del parámetro de indicación de integridad comprende un paso de determinación de un primer parámetro auxiliar y un paso de determinación de un segundo parámetro auxiliar sobre la base del parámetro de entrada y la pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos (en donde la relación auxiliar que se puede proporcionar o almacenar además en forma de una tabla de búsqueda, en particular una tabla de búsqueda bidimensional) es preferiblemente una relación entre el primer y segundo parámetros auxiliares y un parámetro de salida, es decir que implica dos parámetros de entrada y un parámetro de salida lo cual permite representar eficientemente la relación auxiliar en forma de una tabla de búsqueda.
- 30 Preferiblemente, el método además comprende un paso de proporcionar una relación auxiliar entre el primer y segundo parámetros auxiliares y el parámetro de salida, en donde el parámetro de salida se determina preferiblemente en base a la relación auxiliar. Preferiblemente, la relación auxiliar se proporciona en forma de una tabla de búsqueda, en particular almacenada como una tabla de búsqueda, en particular preferiblemente en forma de una tabla de búsqueda bidimensional.
- 35 Entonces, el parámetro de salida se puede determinar fácil y eficientemente a partir de la tabla de búsqueda con un esfuerzo de cálculo significativamente reducido y con un tiempo de procesamiento significativamente reducido. El parámetro de salida es preferiblemente un parámetro que ya corresponde al parámetro de indicación de integridad o es al menos un parámetro que permite determinar fácilmente el parámetro de indicación de integridad a partir del parámetro de salida de manera que el parámetro de indicación de integridad se pueda extraer eficientemente a partir de la tabla de búsqueda que representa la relación auxiliar en base a solamente dos parámetros de entrada, esto es, el primer parámetro auxiliar y el segundo parámetros auxiliar. Esto tiene la ventaja adicional, que para un parámetro de indicación de integridad particular, solamente tiene que ser almacenada o proporcionada una tabla de búsqueda dado que el parámetro de salida se puede determinar directamente en base a la tabla de búsqueda introduciendo solamente el primer y el segundo parámetros auxiliares.
- 40 Según este aspecto preferido, el parámetro de indicación de integridad no se determina directamente a partir de la primera relación sino sobre la base de una relación auxiliar que representa la primera relación, donde la relación auxiliar es preferiblemente de tal tipo de relación que es posible que sea almacenada o proporcionada en forma de una tabla de búsqueda tal como el parámetro de indicación de integridad. Por consiguiente, tal tabla de búsqueda se puede calcular previamente y proporcionar almacenada en unos medios de memoria. Esto permite proporcionar unos medios compactos y eficientes para determinar el parámetro de indicación de integridad en un lado de usuario tal como un aparato como se describirá más tarde, que puede determinar eficientemente el parámetro de indicación de integridad en tiempo real con menos esfuerzo de cálculo y menos tiempo de procesamiento sobre la base de la relación auxiliar que se almacena eficientemente en forma de una tabla de búsqueda, por ejemplo, en unos medios de almacenamiento de los medios para determinar el parámetro de indicación de integridad. Tales medios de
- 45
- 50
- 55

almacenamiento se pueden realizar mediante cualesquiera medios de memoria conocidos, conocidos en la técnica anterior tal como por ejemplo una memoria instantánea, lápices USB, RAM y ROM de un aparato para determinar el parámetro de indicación de integridad, y/o discos duros o similares.

5 Preferiblemente, la relación auxiliar se basa en la primera relación entre la primera probabilidad y el umbral de error y la pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos. Por consiguiente, es posible que la primera relación que subyace la determinación del parámetro de indicación de integridad se pueda reflejar por la relación auxiliar.

10 Preferiblemente, la relación auxiliar está basada en la segunda probabilidad (por ejemplo $P_{OC,F,sat}$), la tercera probabilidad (por ejemplo $P_{I,F,X}$), y la cuarta probabilidad (por ejemplo $P_{MD,sat}$). Por consiguiente, la relación auxiliar considera ventajosamente también la cuarta probabilidad relacionada con una probabilidad de detección fallida, que es despreciable en la enseñanza de la WO 2006/032422 A1 de manera que los resultados de la determinación según este aspecto preferido pueden dar estimaciones menos conservadoras y posiblemente muy precisas de la integridad real del sistema, aumentando por ello la disponibilidad del mismo (por favor, consulte también el aspecto preferido correspondiente del primer aspecto descrito anteriormente).

15 Preferiblemente, la relación auxiliar representa una aproximación de una relación de probabilidad según la cual la primera probabilidad es igual a un producto de la segunda probabilidad, la tercera probabilidad, y la cuarta probabilidad, en donde la aproximación preferiblemente introduce un error absoluto menor que (o igual o menor que) 10^{-7} veces la segunda probabilidad. Según este aspecto preferido, la primera relación no está basada solamente en la primera, segunda, tercera y cuarta probabilidades, sino basada en una relación de probabilidad según la cual la primera probabilidad es igual al producto de la segunda, tercera, y cuarta probabilidades que está correspondiendo a la fórmula matemática y teórica exacta para determinar la primera probabilidad en base a la segunda, tercera, y cuarta probabilidades como se definió anteriormente. Esto tiene la ventaja, de que el parámetro de indicación de integridad determinado es posible que sea determinado con precisión estrechamente en base a las relaciones de probabilidad matemática exacta sin o al menos casi sin introducción de aproximaciones tales como en la técnica anterior como se describió anteriormente. Por lo tanto, el parámetro de indicación de integridad determinado se puede determinar más cercano o casi igual al parámetro de entrada real de manera que se puede aumentar más la disponibilidad del sistema de posicionamiento global. Adicionalmente, la primera relación en la que está basada la determinación del parámetro de indicación de integridad puede ser entonces una aproximación muy precisa de la relación exacta matemática, en donde el error absoluto puede ser menor que 10^{-7} veces la primera probabilidad. Entonces, el parámetro de integridad determinado es casi exactamente y extremadamente con precisión correspondiente a la integridad real del sistema de posicionamiento global permitiendo, por ello, optimizar incluso más la disponibilidad del sistema de posicionamiento global en términos de medidas de integridad.

Según otro aspecto, se proporciona un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad, en donde el parámetro de indicación de integridad indica la integridad de la información de posicionamiento determinada a partir de las señales de información de posicionamiento diseminadas desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global. El aparato comprende medios de suministro de parámetros de entrada para proporcionar un parámetro de entrada, medios de recepción para recibir una pluralidad de parámetros de información de integridad, y medios de procesamiento para determinar el parámetro de indicación de integridad sobre la base del parámetro de entrada y la pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos. Según la presente invención, los medios de procesamiento están adaptados para determinar el parámetro de indicación de integridad según un método según la presente invención, es decir según al menos el primer y/o el segundo aspecto de la presente invención como se describió anteriormente, o también combinados además con rasgos preferidos del método según la presente invención, como se describió anteriormente. El aparato se puede realizar mediante hardware y/o software en combinación con un ordenador.

45 Por consiguiente, el aparato según este aspecto está adaptado para realizar al menos un método según el primer aspecto descrito anteriormente y/o un método según el segundo aspecto descrito anteriormente. Preferiblemente, el aparato está adaptado además para realizar un método que tiene uno o más de los aspectos preferidos descritos anteriormente.

50 Preferiblemente, el aparato además comprende medios de almacenamiento para almacenar datos de relación auxiliar que indican al menos una relación auxiliar, en particular preferiblemente en forma de una tabla de búsqueda, en donde los medios de procesamiento están adaptados preferiblemente para determinar el parámetro de indicación de integridad sobre la base de una o más de las relaciones auxiliares almacenadas.

Por consiguiente, se puede proporcionar un aparato compacto y eficiente para determinar el parámetro de indicación de integridad en un lado de usuario que puede determinar eficientemente y en tiempo real con menos esfuerzo de cálculo y menos tiempo de procesamiento el parámetro de indicación de integridad sobre la base de la relación auxiliar que puede almacenar en forma de una tabla de búsqueda, por ejemplo, en unos medios de almacenamiento de los medios para determinar el parámetro de indicación de integridad. Tales medios de almacenamiento se pueden realizar mediante cualesquiera medios de memoria conocidos, conocidos en la técnica anterior tales como por ejemplo una memoria instantánea, lápices USB, RAM y ROM de un aparato para determinar el parámetro de

indicación de integridad, y/o discos duros o similares.

Según aún otro aspecto, se proporciona un producto de programa de ordenador que comprende medios de código de programa de ordenador configurados para adaptar un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad de manera que el aparato está adaptado para determinar el parámetro de indicación de integridad según un método según al menos el primer y/o el segundo aspecto como se describió anteriormente, o también combinar además con rasgos preferidos como se describió anteriormente. Preferiblemente, tal aparato comprende medios de suministro de parámetros de entrada para proporcionar un parámetro de entrada, medios de recepción para recibir una pluralidad de parámetros de información de integridad, y/o medios de procesamiento para determinar el parámetro de indicación de integridad sobre la base del parámetro de entrada y la pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos.

Se pueden intercambiar o combinar rasgos, componentes y detalles específicos de los aspectos descritos anteriormente y aspectos preferidos de la presente invención para formar aspectos preferidos adicionales optimizados para la aplicación respectiva. Por lo que esas modificaciones son fácilmente evidentes para un experto la técnica, se describirán implícitamente por la descripción anterior sin especificar explícitamente cada combinación posible, en aras de la concisión de la presente descripción.

Breve descripción de las figuras

La Figura 1 ilustra ejemplarmente las contribuciones de un riesgo de integridad total a partir de la condición libre de fallos (evento libre de fallos) y la condición defectuosa (evento de fallo único) y a partir de los dominios de posición vertical y horizontal.

La Figura 2 ilustra una curva ejemplo de una probabilidad de detección fallida en una condición defectuosa (evento de fallo único).

La Figura 3 ilustra una curva ejemplo de una probabilidad de impacto en un dominio de posición en una condición defectuosa (evento de fallo único).

La Figura 4 ilustra ejemplarmente una curva del producto de las probabilidades de detección fallida y de impacto en un dominio de posición en la condición defectuosa (evento de fallo único).

La Figura 5 ilustra un ejemplo de la derivación de ecuaciones no lineales para las funciones de parámetro de indicación de relación auxiliar Q_P , Q_{dP} , y Q_{ab} según una realización de la presente invención.

La Figura 6 ilustra la determinación de un riesgo de integridad y de un límite de protección en base a la denominada Transformación Q y la denominada Transformación Q^* en base al conjunto de ecuaciones no lineales que indican la relación auxiliar para Q_P , Q_{dP} , y Q_{ab} según una realización de la presente invención.

La Figura 7 ilustra ejemplarmente una determinación de un parámetro de riesgo de integridad en un límite de alerta AL predeterminado según una realización de la presente invención.

La Figura 8 ilustra ejemplarmente una determinación de un límite de protección PL dependiendo de un riesgo de integridad IR predeterminado según una realización de la presente invención.

La Figura 9 muestra un ejemplo de una tabla de búsqueda relacionada con una Transformación Q que indica una relación auxiliar para la determinación de un parámetro de riesgo de integridad según una realización de la presente invención.

La Figura 10 muestra un ejemplo de una tabla de búsqueda relativa a una Transformación Q^* que indica una relación auxiliar para la determinación de un parámetro de nivel de protección según una realización de la presente invención.

Las Figura 11A y 11B muestran ejemplarmente valores de las funciones de parámetros auxiliares a y b en dependencia de los parámetros auxiliares K_S y $K_L - K_T$ según una realización de la presente invención.

La Figura 12 ilustra ejemplarmente valores de una probabilidad P_{OMI} según una Transformación Q en base a los parámetros auxiliares K_S y $K_L - K_T$ para determinar parámetros de una tabla de búsqueda como, por ejemplo, se muestra en la Figura 9.

Las Figura 13A y 13B muestran ejemplarmente valores de las funciones de parámetros auxiliares a y b en dependencia de los parámetros auxiliares K_S y P_{OMI} según una realización de la presente invención.

La Figura 14 ilustra ejemplarmente valores de un parámetro $K_T - K_L$ según una Transformación Q^* en base a los parámetros auxiliares K_S y P_{OMI} para determinar parámetros de una tabla de búsqueda como, por ejemplo, se muestra en la Figura 10.

La Figura 15 ilustra ejemplarmente el error absoluto de la simplificación de la probabilidad P_{MD} de detección

fallida como una función de la variable adimensional $X_T = \xi/T$.

Las Figura 16A y 16B ilustran ejemplarmente el error absoluto y el error relativo introducidos por la simplificación de la probabilidad P_{MD} de detección fallida como una función de las variables adimensionales X_T y σ_P .

5 La Figura 17 muestra ejemplarmente el error absoluto de la simplificación de la probabilidad P_{IM} de impacto como una función de la variable adimensional $X_I = K_X \cdot \xi / I_X$.

Las Figura 18A y 18B muestran ejemplarmente un error absoluto y un error relativo de la simplificación de la probabilidad P_{IM} de impacto como una función de la variable adimensional X_I y σ_I .

10 La Figura 19 muestra un ejemplo de un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad según una realización de la presente invención.

Descripción detallada de las figuras y de realizaciones preferidas de la presente Invención

15 A continuación, se describirán en detalle los conceptos subyacentes de la presente invención con referencia a las figuras y, adicionalmente, se describirán realizaciones de la presente invención. La presente invención, no obstante, no está limitada a las realizaciones de la presente invención descritas más adelante. El alcance de la presente invención se define en las reivindicaciones independientes y por el alcance de las mismas.

En la estructura de las denominadas aplicaciones de Seguridad de Vida (SoL), por ejemplo, para el sistema de posicionamiento global Galileo, será crucial encontrar una definición de un método para evaluar a nivel de usuario el límite de riesgo de integridad o los niveles de protección asociados a una estimación de posición que se deriva por medio del sistema de posicionamiento global.

20 La calidad de tal método se puede medir generalmente por cómo es de bajo el límite de riesgo de integridad (sin subestimar el riesgo de integridad), cómo de simples son los cálculos implicados en términos de carga de cálculo y tiempo de procesamiento, y por el nivel de independencia a partir de una suposición "a priori" de justificaciones engorrosas sobre las características de fallo de vehículos espaciales.

25 En este contexto, servicios y aplicaciones de Seguridad de Vida (SoL) son servicios y aplicaciones que proporcionan mensajes de integridad y/o datos de integridad que se incorporan, por ejemplo, en mensajes de datos de navegación a fin de permitir a un usuario o una aplicación determinar parámetros de indicación de integridad tales como, por ejemplo, el riesgo de integridad o el nivel de protección.

Concepto matemático subyacente y explicaciones de simplificaciones posibles de las expresiones matemáticas implicadas

30 Las mejoras de los algoritmos que subyacen los conceptos de la presente invención se refieren principalmente a mejoras en las estimaciones de contribuciones a parámetros de indicación de integridad tales como, por ejemplo, el riesgo de integridad IR o el nivel de protección PL relativos a una condición defectuosa. En este contexto, aunque se puede referir de manera general a situaciones en que uno o más vehículos espaciales están en una condición anormal o condición defectuosa, el término "condición defectuosa" se refiere a un denominado "evento de fallo único" o "evento temido de fallo único", que se define como un evento en el que exactamente uno de la pluralidad de vehículos espaciales del sistema de posicionamiento global desde los cuales se reciben señales está en una condición anormal o defectuosa, por ejemplo un error de órbita o posición y/o un error de tiempo excede un cierto límite de manera que un error de señal en el espacio SISE excede un valor umbral, mientras que la condición defectuosa o condición anormal del vehículo espacial permanece no detectada.

40 Los algoritmos conocidos de la técnica anterior introducen aproximaciones que conducen a estimaciones sesgadas de un riesgo de integridad o un nivel de protección en la condición defectuosa que conduce a la determinación de los parámetros de indicación de integridad que no corresponden a la integridad real del sistema sino a estimaciones conservadoras de los mismos, conduciendo por ello a determinaciones de parámetros de indicación de integridad que puede reducir innecesariamente la disponibilidad del sistema. Además, los algoritmos conocidos de la técnica anterior requieren típicamente cargas de cálculo altas y tiempo de procesamiento alto.

Los algoritmos que subyacen el concepto de la presente invención se pueden usar para determinar (por ejemplo calcular) ambos de un riesgo de integridad (IR) y/o un nivel de protección (PL) mientras que se consideran preferiblemente las condiciones de evento de fallo único así como las contribuciones de evento temido libre de fallos.

50 El concepto se basa en la identificación y caracterización de la peor condición del servicio de posicionamiento en términos de:

- o bien la máxima probabilidad de que el error de posición exceda un límite de umbral dado sin una alerta que

se emita a tiempo (generalmente conocido como concepto basado en el riesgo de integridad),

- y/o el error de posición que corresponde a una probabilidad máxima dada de que no se emita una alerta y un impacto en la solución de posición se presente aunque no se haya detectado ninguna condición anormal en caso de un evento de fallo único (o también evento de múltiples fallos) o también debido a un evento temido libre de fallos en el que ninguno de los vehículos espaciales disponibles está en una condición anormal sino que las fluctuaciones de error total conducen a un error de posicionamiento total que excede el umbral de error.

Según el concepto subyacente de la presente invención, se define una probabilidad P_{OMI} como la probabilidad de que un error de posición unidimensional que considera tanto condiciones nominal (normal, es decir libre de fallos) y defectuosa de sistema no detectado exceda un cierto límite.

La Figura 1 ilustra el principio general de las contribuciones plurales que contribuyen a un riesgo de integridad IR total. El riesgo de integridad IR total tiene contribuciones a partir de un caso libre de fallos supuesto indicado por el riesgo de integridad IR_N y una contribución a partir de la suposición de un caso defectuoso (es decir una condición de evento de fallo único) indicado por el riesgo de integridad IR_F . El riesgo de integridad IR_N y el riesgo de integridad IR_F ambos tienen contribuciones de los diferentes dominios de posición. En el ejemplo de la Figura 1, esto se indica por las contribuciones verticales VIR_N y VIR_F y las contribuciones horizontales indicadas por HIR_N y HIR_F .

Aquí, en el ejemplo de la Figura 1, la ilustración muestra que el caso libre de fallos así como el caso defectuoso tienen contribuciones de los dominios de posición vertical y horizontal mientras que el riesgo de integridad total tiene contribuciones del caso libre de fallos y el caso defectuoso. No obstante, también es posible considerar las contribuciones de manera que el riesgo de integridad total tiene contribuciones del dominio vertical así como del horizontal, mientras que las contribuciones del dominio de posición vertical así como las contribuciones del horizontal tienen contribuciones de ambos, el caso libre de fallos y el caso defectuoso, respectivamente, lo cual es debido al hecho de que las diferentes contribuciones se suman y los sumatorios son conmutativos.

Por ejemplo, en la ecuación (3) anterior en la que el riesgo de integridad total tiene contribuciones del dominio de posición vertical, es decir $P_{RiesgoInt,V}$, y del dominio de posición horizontal, es decir $P_{RiesgoInt,H}$. Además, el dominio de posición horizontal H tiene generalmente dos grados de libertad y puede tener contribuciones de dos grados de libertad unidimensionales tales como por ejemplo dos coordenadas cartesianas x, y así como dos coordenadas de ángulo esféricas tales como, por ejemplo, ángulos de longitud y latitud.

La probabilidad P_{OMI} se calcula como sigue según la ecuación (5):

$$P_{OMI} = P_{OMI,N} + P_{OMI,F} = P_{OMI,N} + \sum_{sat=1}^{N_{sat}} P_{OMI,F,sat} \quad (5)$$

La probabilidad P_{OMI} se da por la suma de la probabilidad $P_{OMI,N}$ y la probabilidad $P_{OMI,F}$. La probabilidad $P_{OMI,N}$ define la probabilidad de que el error de posición unidimensional que considera la condición nominal (normal) exceda un cierto límite (condición nominal o normal se relaciona con una condición en la cual el error de posición excede el límite aunque todos los vehículos espaciales disponibles estén en una condición normal, es decir libre de fallos). La probabilidad $P_{OMI,F}$ define la probabilidad de que un error de posición unidimensional que considera estados de fallo de sistema no detectado exceda un cierto límite.

El término "estados defectuosos" se refiere a una denominada condición anormal o condición defectuosa de al menos uno de los vehículos espaciales disponibles, en donde a continuación, se supondrá solamente que hay una posibilidad de un denominado evento de fallo único según el cual exactamente uno de los vehículos espaciales disponibles está en una condición anormal o defectuosa mientras que se despreciarán las contribuciones de las probabilidades de que dos o más de los vehículos espaciales estén en una condición anormal o condición defectuosa. Éstas se pueden despreciar dado que la probabilidad de las mismas es significativamente menor y despreciable comparado con las probabilidades de la aparición de un evento de fallo único.

Como se puede derivar de la ecuación (5) anterior, la probabilidad $P_{OMI,F}$ corresponde a una suma sobre las probabilidades correspondientes para cada vehículo espacial único sat , es decir una suma sobre todos los vehículos espaciales disponibles hasta el número N_{sat} de los vehículos espaciales disponibles. En este sentido, es importante señalar que hay N_{sat} estados defectuosos posibles mientras que hay solamente un estado nominal asociado a la condición libre de fallos. Aquí, N_{sat} corresponde al número de vehículos espaciales disponibles que se pueden usar o se usan para determinar la información de posición y no al número total de vehículos espaciales del sistema de posicionamiento global. Cada uno de estos estados defectuosos considerados se caracteriza por un evento de fallo único individual que afecta a un cierto vehículo espacial durante un cierto intervalo de tiempo.

Las probabilidades mencionadas anteriormente $P_{OMI,N}$ y $P_{OMI,F}$ se analizarán en más detalle a continuación.

Condición libre de fallos (evento temido libre de fallos)

5 La probabilidad $P_{OMI,N}$ se da matemáticamente por un producto de dos probabilidades, esto es, una probabilidad de la aparición de un evento temido libre de fallos, a continuación etiquetado $P_{OC,N}$, y una probabilidad de un impacto del evento temido libre de fallos en la dirección o dominio de posición unidimensional, es decir que un error de posición unidimensional es mayor que un cierto límite. Esta probabilidad de impacto en lo sucesivo se etiqueta $I_{X,N}$ o $I_{1D,N}$.

Matemáticamente, la probabilidad de impacto $I_{1D,N}$ en el dominio de posición unidimensional en una condición libre de fallos se da según la siguiente ecuación (6):

$$I_{X,1D}(\sigma_{1D,N} \cdot I_{1D}) = \operatorname{erfc} \left(\frac{\frac{I_{1D}}{k_{1D,N}}}{\frac{\sqrt{2} \sigma_{1D,N}}{k_{1D,N}}} \right) = \operatorname{erfc} \left(\frac{I_{1D}}{\sqrt{2} \sigma_{1D,N}} \right) \quad (6)$$

10 La probabilidad de impacto en el dominio de posición X (algunas también etiquetada 1D) es una función de una desviación estándar $\sigma_{X,N}$ (también etiquetada $\sigma_{1D,N}$) de un error de posición en el dominio de posición X relativo a la condición libre de fallos (indicada por el subíndice N para nominal) y el umbral de error I_X (también conocido como I_{1D}) como se indica en la ecuación (6) anterior. Se da por la función de error complementaria erfc del cociente del umbral de error I_X y el producto de la raíz cuadrada de 2 y la desviación estándar $\sigma_{X,N}$ como se indica en la
 15 ecuación (6) anterior. El parámetro $k_{X,N}$ se refiere a un parámetro de la transformación desde el intervalo al dominio de posición X en la condición nominal.

En este sentido, por favor tener en cuenta que la función de error complementaria $\operatorname{erfc}(x)$ se define como $1-\operatorname{erf}(x)$, en donde $\operatorname{erf}(x)$ indica la función de error de Gauss bien conocida.

20 Por consiguiente, la probabilidad $P_{OMI,N}$ de que el error de posición unidimensional en el dominio de posición X sea mayor que el límite de error I_X en una condición nominal se da según la ecuación (7) de más adelante:

$$P_{OMI,N} = P_{OC,N} \cdot \operatorname{erfc}(K_{L,N}) \quad (7)$$

Aquí, el parámetro $K_{L,N}$ se define como el cociente del límite de error I_X y el producto de la raíz cuadrada de 2 y la desviación estándar $\sigma_{X,N}$ del error de posición en el dominio de posición X en la condición nominal según la ecuación (8) de más adelante:

$$K_{L,N} = \frac{\frac{I_{1D}}{k_{1D,N}}}{\frac{\sqrt{2} \sigma_{1D,N}}{k_{1D,N}}} = \frac{I_{1D}}{\sqrt{2} \sigma_{1D,N}} \quad (8)$$

25 Condición defectuosa (Evento temido de fallo único)

30 Para reducir la carga de cálculo en la determinación de los parámetros de indicación de integridad, que están asociados con la probabilidad según la cual un error de posición unidimensional está por encima de un cierto límite dado I_X en cierto dominio de posición X en una condición de evento de fallo único, los conceptos subyacentes de la presente invención permiten simplificar las fórmulas para ambas, la probabilidad de detección fallida P_{MD} así como la probabilidad de impacto $I_{X,F}$.

35 Las simplificaciones pueden introducir solamente errores despreciables de manera que la determinación de los parámetros de indicación de integridad se puede realizar muy precisa y rigurosa. Por lo tanto, llega a ser posible reflejar con precisión la integridad real del sistema, permitiendo por ello mejorar la disponibilidad del sistema comparado con los algoritmos conocidos a partir de la técnica anterior.

Con referencia de nuevo a la ecuación (5) anterior, para considerar los eventos de fallo único conocidos como condiciones defectuosas, se considera una probabilidad $P_{OMI,F,sat}$, que es el producto de tres probabilidades, esto es, una probabilidad de una aparición de un evento temido único, conocida como $P_{OC,F}$, una probabilidad de una detección fallida de un evento de fallo único, conocida como P_{MD} , y una probabilidad de un impacto en el dominio de

posición unidimensional en el dominio X del evento de fallo único, conocido como un $I_{X,F}$ (es decir la probabilidad de que el error de posición unidimensional sea mayor que un cierto límite).

5 Por consiguiente, al contrario de los algoritmos tales como por ejemplo el algoritmo conocido a partir de la WO 2006/032422 A1, se considera adicionalmente una probabilidad de detección fallida de un evento de fallo único según tal aspecto de las realizaciones de la presente invención, permitiendo por ello hacer la estimación del parámetro de indicación de integridad más exacta y menos conservadora a fin de permitir aumentar significativamente la disponibilidad del sistema.

La probabilidad de detección fallida P_{MD} del evento de fallo único es la suma de dos términos, en lo sucesivo conocidos como P_{MD_1} y P_{MD_2} como se da en la ecuación (9) de más adelante:

10
$$P_{MD}(\xi, \sigma_{SISA}, \sigma_{SISMA}) = P_{MD_1}(\xi, \sigma_{SISA}, \sigma_{SISMA}) + P_{MD_2}(\xi, \sigma_{SISA}, \sigma_{SISMA}) \quad (9)$$

Aquí, los dos términos P_{MD_1} y P_{MD_2} se dan como se indica en las ecuaciones (9a) y (9b) de más adelante:

$$P_{MD_1}(\xi, \sigma_{SISA}, \sigma_{SISMA}) = -\frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{\xi - T}{\sqrt{2}\sigma_{SISMA}}\right) \quad (9a)$$

$$P_{MD_2}(\xi, \sigma_{SISA}, \sigma_{SISMA}) = +\frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{\xi + T}{\sqrt{2}\sigma_{SISMA}}\right) \quad (9b)$$

15 La letra ξ corresponde a una magnitud de evento temido del vehículo espacial y es un parámetro adimensional que se usa, por ejemplo, en integraciones para determinar probabilidades relacionadas. T es un umbral de detección por ejemplo que corresponde a un umbral de detección como se determina según la ecuación (4) anterior, es decir que es una función del parámetro k_{fa} que es la constante relacionada con una probabilidad de una falsa alarma, la señal en el espacio SISA, indicada por la desviación estándar $\sigma_{SISA,sat}$ y la precisión de monitorización de señal en el espacio SISMA, indicada por la desviación estándar $\sigma_{SISMA,sat}$.

20 La precisión de señal en el espacio SISA y la precisión de precisión de monitorización de señal en el espacio SISMA también se introducen directamente en las fórmulas para los dos términos P_{MD_1} y P_{MD_2} como se puede ver a partir de las fórmulas (9a) y (9b) anteriores.

25 La Figura 2 muestra un ejemplo de la probabilidad P_{MD} de detección defectuosa en una condición defectuosa (evento de fallo único) para un vehículo espacial para diferentes valores de σ_{SISMA} (por ejemplo, σ_{SISMA} es 0,25, 0,5, 1, y 2; σ_{SISA} es 0,96 en todas las probabilidades mostradas en la Figura 2). La probabilidad de detección fallida es una función de los parámetros ξ , T, σ_{SISA} , y σ_{SISMA} , donde la probabilidad de detección fallida se traza como una función del parámetro sesgado de error de intervalo adimensional ξ/T en la Figura 2.

30 Como se puede ver en la Figura 2, para valores de magnitud de error ξ muy por debajo del umbral T, la probabilidad P_{MD} de detección fallida es igual a 1 y, por otra parte, para valores de magnitud de error ξ que son significativamente más grandes que el umbral T, la probabilidad P_{MD} de detección fallida es cero. No obstante, para la magnitud de error ξ cercana al umbral T, la evolución de la probabilidad P_{MD} de detección fallida depende de los valores reales de σ_{SISA} , y σ_{SISMA} y disminuye de 1 a 0 para aumentar la magnitud de error ξ cercana al umbral T.

Es posible simplificar el segundo término P_{MD_2} según la fórmula (10) de más adelante:

$$P_{MD_2} \cong \frac{1}{2} \quad (10)$$

Realizando esta simplificación, la probabilidad de detección fallida llega a ser como sigue:

$$P_{MD}(\xi, \sigma_{SIS1}, \sigma_{SIS2}) \cong -\frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{\xi - I}{\sqrt{2}\sigma_{SIS1}}\right) + \frac{1}{2} = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\frac{\xi - I}{\sqrt{2}\sigma_{SIS1}}\right) = \tilde{P}_{MD}(\xi, \sigma_{SIS1}, \sigma_{SIS2}) \quad (11)$$

Los errores absoluto y relativo introducidos por tal simplificación se tratarán cuantitativamente en la próxima sección.

La probabilidad de impacto en el dominio unidimensional X en caso de un evento temido único también se da por una suma de dos términos, en la siguiente ecuación (12) que se etiqueta como $I_{F,1D,1}$ e $I_{F,1D,2}$:

$$I_{F,1D}(\xi, \sigma_{1D,F}, k_{1D,F}, l_{1D}) = I_{F,1D,1}(\xi, \sigma_{1D,F}, k_{1D,F}, l_{1D}) + I_{F,1D,2}(\xi, \sigma_{1D,F}, k_{1D,F}, l_{1D}) \quad (12)$$

Aquí, los dos términos $I_{F,1D,1}$ e $I_{F,1D,2}$ se dan según las siguientes ecuaciones (12a) y (12b):

$$I_{F,1D,1}(\xi, \sigma_{1D,F}, k_{1D,F}, l_{1D}) = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\frac{\frac{l_{1D}}{k_{1D,F}} - \xi}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{1D,F}}{k_{1D,F}}}\right) \quad (12a)$$

$$I_{F,1D,2}(\xi, \sigma_{1D,F}, k_{1D,F}, l_{1D}) = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\frac{\xi + \frac{l_{1D}}{k_{1D,F}}}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{1D,F}}{k_{1D,F}}}\right) \quad (12b)$$

Los dos términos se dan como funciones del parámetro ξ , la desviación estándar $\sigma_{1D,F}$ del error de posición en un cierto dominio de posición X en un evento de fallo único, el parámetro $k_{1D,F}$ relativo a una transformación desde el intervalo al dominio de posición X, y el umbral de error l_X en el dominio de posición X (se señala de nuevo que los subíndices 1D y X ambos se refieren a un cierto dominio de posición X y se pueden intercambiar en este contexto).

Cuando se pone en las ecuaciones (12a) y (12b) dentro de la ecuación (12), la probabilidad de impacto $I_{F,1D}$ corresponde estrechamente a la segunda línea de la ecuación (3) anterior en la que los términos se multiplican adicionalmente por la probabilidad correspondiente a la probabilidad $P_{OC,F}$ mencionada anteriormente, haciendo por ello evidente que el algoritmo de la WO 2006/032422 A1 solamente considera estas dos probabilidades y desprecia una probabilidad P_{MD} de detección fallida.

La Figura 3 muestra un ejemplo de la probabilidad I_F para el dominio vertical V como una función del parámetro de desviación de error de intervalo adimensional $K \xi / l_v$. La evolución de la probabilidad de impacto en el dominio de posición V se muestra para diferentes valores de la desviación estándar del error de posición en el dominio de posición V (por ejemplo $\sigma_v = 1,0, 2,0, 3,0, \text{ y } 4,0$).

Para una magnitud de error pequeña ξ cercana al cero, la probabilidad I_F de impacto en el dominio de posición V es igual a 0 y para magnitudes de error ξ significativamente más grandes que l_v/k_v , la probabilidad I_F de impacto en el dominio de posición V es igual a 1. No obstante, para valores de magnitud de error ξ cercanos a un valor de l_v/k_v , la probabilidad I_F de impacto en el dominio de posición V aumenta desde 0 a 1 dependiendo del valor real de σ_v .

Con respecto a la probabilidad I_F de impacto en el dominio de posición X en caso de un evento de fallo único se puede simplificar suponiendo que el segundo término es aproximadamente cero según la siguiente fórmula (13):

$$I_{F,1D,2} \cong 0 \quad (13)$$

Por consiguiente, la fórmula para la probabilidad de impacto en el dominio de posición X en caso del evento de fallo único se puede simplificar como se da en la siguiente fórmula (14):

$$I_{F-1D}(\xi, \sigma_{1D,F}, k_{1D,F}, l_{1D}) \cong \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left[\frac{\frac{l_{1D}}{k_{1D,F}} - \xi}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{1D,F}}{k_{1D,F}}} \right] = \tilde{I}_{F-1D}(\xi, \sigma_{1D,F}, k_{1D,F}, l_{1D}) \quad (14)$$

A este respecto, se tiene que señalar que, después de la simplificación descrita anteriormente, debido a una pérdida de simetría de la función simplificada, el parámetro $k_{1D,F}$ ahora representa un valor absoluto de $k_{1D,F}$.

5 El error absoluto y el error relativo que se introducen por la simplificación descrita anteriormente de la probabilidad de impacto en el dominio de posición X de un evento de fallo único se describirán más tarde en la próxima sección.

Según las simplificaciones anteriores con respecto a la probabilidad P_{MD} de detección fallida y la probabilidad $I_{1D,F}$ de impacto en un dominio de posición unidimensional X, se pueden proporcionar expresiones aproximadas de las probabilidades según las ecuaciones anteriores (14) y (11), específicamente, las expresiones definidas como \tilde{P}_{MD} y $\tilde{I}_{1D,F}$.

10 Por consiguiente, teniendo en cuenta el hecho que la probabilidad $P_{OMI,F,sat}$ se puede dar como un producto de la probabilidad de la aparición de un evento de fallo único $P_{OC,F}$, la probabilidad de detección fallida P_{MD} , y la probabilidad de impacto $I_{1D,F}$ en el dominio de posición unidimensional X en caso de un evento de fallo único, y teniendo en cuenta las simplificaciones descritas anteriormente, la contribución de un vehículo espacial a la probabilidad que tiene un error de posición unidimensional que excede el límite de umbral de error l_{1D} , es decir la
 15 probabilidad $P_{OMI,F,sat}$ en la condición de fallo como una función de la desviación de error de intervalo ξ (magnitud del evento temido), se puede aproximar como se da en la siguiente fórmula (15):

$$P_{OMI,F,sat}(\xi) \cong \frac{P_{OC,F,sat}}{4} \left[\operatorname{erfc} \left(\frac{\xi - T}{\sqrt{2} \sigma_{SISMA}} \right) \right] \cdot \left[\operatorname{erfc} \left(\frac{\frac{l_{1D}}{k_{1D,F}} - \xi}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{1D,F}}{k_{1D,F}}} \right) \right] = \tilde{P}_{OMI,F,sat}(\xi) \quad (15)$$

20 La Figura 4 muestra las evoluciones resultantes del producto de la probabilidad P_{MD} de detección fallida y la probabilidad I_F de impacto según las contribuciones de estas probabilidades a la probabilidad $P_{OMI,F,sat}$ de la ecuación (5) anterior.

Aquí, las diferentes evoluciones de la probabilidad I_F de impacto se dan para valores plurales de umbrales de error l_v (por ejemplo $l_v = 5,0$ m, $10,0$ m, $12,5$ m, $15,0$ m, $17,5$ m, $20,0$ m, y $22,5$ m). No obstante, la probabilidad P_{MD} no es dependiente del valor del umbral de error l_v y sigue siendo la misma.

25 Como se puede ver en la Figura 4, el producto de la probabilidad P_{MD} de detección fallida y la probabilidad $I_{F,v}$ de impacto cambia con el cambio de los umbrales de error l_v . Para la determinación de un límite superior del riesgo de integridad IR, tiene que ser considerado el valor máximo del producto.

30 Según una realización de la presente invención, esto se puede asegurar por una condición derivada como por ejemplo se indica en la ecuación (20) de más adelante. La fuerza de las realizaciones de la presente invención según el segundo aspecto y según los aspectos preferidos del primer aspecto de la presente invención es que la probabilidad de detección fallida no se considera solamente como un parámetro independiente sino que se puede considerar exactamente en términos del producto de la probabilidad P_{MD} de detección fallida y la probabilidad de impacto $I_{F,X}$ como se muestra en la Figura 4. Considerando el producto de la probabilidad P_{MD} de detección fallida y la probabilidad de impacto $I_{F,X}$, la determinación del parámetro de indicación de integridad tal como el riesgo de integridad IR y/o el nivel de protección PL se puede realizar de manera más precisa y menos conservadora que
 35 según los métodos y algoritmos conocidos en la técnica anterior.

Según un aspecto preferido de la presente invención, se proporciona ahora una definición de dos funciones auxiliares $a(\xi)$ y $b(\xi)$ que se definen según las siguientes ecuaciones (16) y (17):

$$a(\xi) = \frac{\xi - T}{\sqrt{2}\sigma_{SMSM}} \quad (16)$$

$$b(\xi) = \frac{\frac{k_{1D}}{k_{1D,F}} - \xi}{\frac{\sqrt{2}\sigma_{1D,F}}{k_{1D,F}}} \quad (17)$$

Según estas definiciones de las funciones auxiliares $a(\xi)$ y $b(\xi)$, la fórmula para la contribución de vehículos espaciales total a la probabilidad $P_{OMI,F,sat}$ se puede volver a formular según la fórmula (18) de más adelante:

$$P_{OMI,F,sat}(a,b) \cong \frac{P_{OC,F,sat}}{4} \cdot [erfc(a(\xi))] \cdot [erfc(b(\xi))] = \tilde{P}_{OMI,F,sat}(a,b) \quad (18)$$

5 Ésta se puede volver a escribir en una forma equivalente (implícita) como sigue:

$$P_{OMI,F,sat} - \frac{P_{OC,F,sat}}{4} [erfc(a(\xi))] \cdot [erfc(b(\xi))] = Q_P(P_{OMI,F,sat}, a, b) = 0 \quad (19)$$

10 Según esta forma equivalente de la fórmula (18) como se escribe en la ecuación (19), el lado izquierdo de la ecuación (19) es igual a cero, y el resultado se define como una función Q_P que es una función de la probabilidad $P_{OMI,F,sat}$ y las funciones auxiliares $a(\xi)$ y $b(\xi)$.

Determinando además la primera condición derivada para encontrar la desviación de error del peor intervalo, es decir una desviación que corresponde al máximo de la probabilidad $P_{OMI,F,sat}$ como una función de ξ se da según la fórmula (20):

$$\frac{d\tilde{P}_{OMI,F,sat}[a(\xi), b(\xi)]}{d\xi} = 0 \quad (20)$$

15 Según la regla del producto para derivadas, ésta se puede volver a formular en términos de derivadas parciales como sigue:

$$\frac{d\tilde{P}_{OMI,F,sat}}{da} \cdot \frac{da}{d\xi} + \frac{d\tilde{P}_{OMI,F,sat}}{db} \cdot \frac{db}{d\xi} = 0 \quad (21)$$

Ésta se puede volver a escribir según la ecuación (22) de más adelante poniendo la definición de la ecuación (15) dentro de la ecuación (20) anterior:

$$\frac{derfc(a)}{da} \cdot erfc(b) \cdot \frac{da}{d\xi} + erfc(a) \cdot \frac{derfc(b)}{db} \cdot \frac{db}{d\xi} = 0 \quad (22)$$

20 Adicionalmente, la expresión general para el cálculo de la derivada de la función de error erf según la ecuación (23) de más adelante se puede usar en la ecuación (22):

$$\frac{derfc(a)}{da} = \frac{d[1 - erf(a)]}{da} = -\frac{2}{\sqrt{\pi}} e^{-a^2} \quad (23)$$

Adicionalmente, las derivadas de las funciones auxiliares $a(\xi)$ y $b(\xi)$ se pueden derivar según las siguientes ecuaciones (24) y (25):

$$\frac{da}{d\xi} = \frac{1}{\sqrt{2}\sigma_{SISMA}} \quad (24)$$

$$\frac{db}{d\xi} = \frac{-1}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{ID,F}}{k_{ID,F}}} \quad (25)$$

5 Cuando se introducen las fórmulas anteriores (23) a (25) en la fórmula (22), uno llega a la ecuación según la fórmula (26) de más adelante:

$$-e^{-a^2} \cdot \operatorname{erfc}(b) \cdot \frac{1}{\sigma_{SISMA}} + \operatorname{erfc}(a) \cdot e^{-b^2} \cdot \frac{1}{\frac{\sigma_{ID,F}}{k_{ID,F}}} = 0 \quad (26)$$

Ésta se puede volver a escribir según la ecuación (27):

$$-e^{-a^2} \cdot \operatorname{erfc}(b) + K_s \cdot \operatorname{erfc}(a) \cdot e^{-b^2} = Q_{dP}(a, b, K_s) = 0 \quad (27),$$

en donde se usa la siguiente definición para el parámetro K_s :

$$10 \quad K_s = \frac{\sigma_{SISMA}}{\frac{\sigma_{ID,F}}{k_{ID,F}}} \quad (28)$$

También según las reformulaciones anteriores, el lado izquierdo de la ecuación (27) es igual a cero y se define además para ser una función Q_{dP} que es una función de las funciones auxiliares $a(\xi)$, $b(\xi)$ y el parámetro auxiliar definido K_s .

15 Adicionalmente, a partir de las definiciones de las funciones auxiliares $a(\xi)$ y $b(\xi)$, según las ecuaciones (16) y (17) anteriores, la ecuación (16) se puede resolver para ξ , que entonces se puede introducir en la ecuación (17) como se da en las ecuaciones (29) y (30) de más adelante:

$$\xi = \sqrt{2}\sigma_{SISMA} \cdot a + T \quad (29)$$

$$b = -\frac{\sigma_{SISMA}}{\frac{\sigma_{ID,F}}{k_{ID,F}}} \cdot a + \frac{\frac{l_{ID}}{k_{ID,F}} - T}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{ID,F}}{k_{ID,F}}} \quad (30)$$

Desplazando todos los parámetros al lado izquierdo, la ecuación (30) se puede volver a formular según la ecuación (31):

$$b + K_S \cdot a - (K_L - K_T) = Q_{ab}(a, b, K_S, K_L, K_T) = 0 \quad (31),$$

en la que se usan las siguientes definiciones de los parámetros auxiliares $K_{L,F}$ y K_T según las ecuaciones (32) y (33):

$$K_{L,F} = \frac{\frac{i_{LD}}{k_{LD,F}}}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{LD,F}}{k_{LD,F}}} = \frac{i_{LD}}{\sqrt{2} \sigma_{LD,F}} \quad (32)$$

$$K_T = \frac{I}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{LD,F}}{k_{LD,F}}} \quad (33)$$

5 En la ecuación (31), el lado izquierdo es igual a cero y se define además como una función Q_{ab} que es una función de las funciones auxiliares $a(\xi)$, $b(\xi)$, y los parámetros auxiliares definidos K_S , K_L , y K_T , como se definen en las ecuaciones (32), (33), y (28) anteriores.

Por consiguiente, como se define en las ecuaciones (19), (27), y (31) anteriores, se deriva un sistema de ecuaciones no lineales según las siguientes ecuaciones (34).

$$\begin{cases} Q_P(P_{OMI,F,sat}, a, b) = 0 \\ Q_{dP}(a, b, K_S) = 0 \\ Q_{ab}(a, b, K_S, K_{L,F}, K_T) = 0 \end{cases} \quad (34)$$

10 El sistema de ecuaciones no lineales identifica la denominada Transformación Q y también la Transformación Q* que se pueden usar para resolver un problema de cálculo de un riesgo de integridad y el problema de cálculo de un nivel de protección según una realización de la presente invención. Aquí, los términos Transformación Q y Transformación Q* son términos dados al conjunto anterior de ecuaciones no lineales según la ecuación (34) por los inventores de la presente invención.

15 Determinación de los parámetros de indicación de integridad

Las denominadas Transformación Q y Transformación Q* se basan en estas funciones de parámetros Q_P , Q_{dP} , y Q_{ab} . Específicamente, usar las tres ecuaciones no lineales mencionadas anteriormente de la fórmula (34) anterior para la determinación de un parámetro de riesgo de integridad se conoce como las denominadas Transformaciones Q, y la determinación de un parámetro de nivel de protección en base a las tres ecuaciones no lineales anteriores se conoce como las denominadas Transformaciones Q*.

20 La denominada Transformación Q es una solución matemática de la probabilidad $P_{OMI,F,sat}$ a partir del sistema de ecuaciones no lineales anterior según la ecuación (34), cuando los parámetros auxiliares K_S y $K_{L,F} - K_T$ son conocidos (aquí, los parámetros K_S y $K_{L,F} - K_T$ corresponden a una realización del primer y segundo parámetros auxiliares como se determina en un aspecto preferido de la presente invención como se describió bajo la sección "Compendio de la invención"). Entonces, la solución $P_{OMI,F,sat}$ se puede determinar como un parámetro de salida de la Transformación Q cuando se introducen los parámetros auxiliares K_S y $K_{L,F} - K_T$.

25 Por otra parte, la denominada Transformación Q* corresponde a la solución matemática del parámetro de salida $K_{L,F} - K_T$ a partir del sistema de ecuaciones no lineales anterior según la ecuación (34) cuando se conocen los parámetros auxiliares K_S y $P_{OMI,F,sat}$ (en este caso, los parámetros K_S y $P_{OMI,F,sat}$ son una realización del primer y segundo parámetros auxiliares como se describe con referencia a los aspectos preferidos de la presente invención). El parámetro $K_{L,F} - K_T$ entonces se puede determinar como un parámetro de salida a partir de la Transformación Q*, cuando se introducen los parámetros auxiliares K_S y $P_{OMI,F,sat}$, en donde es posible derivar directamente un nivel de protección PL a partir del parámetro de salida $K_{L,F} - K_T$.

30 La Figura 5 ilustra ejemplarmente la derivada de las ecuaciones no lineales de las funciones Q_P , Q_{dP} , y Q_{ab} como se

da en la ecuación (34) anterior, en donde las ilustraciones en la Figura 5 se basan en la ecuación (15) mencionada anteriormente en combinaciones con las ecuaciones (16) y (17), es decir las definiciones de las funciones auxiliares $a(\xi)$ y $b(\xi)$ se insertan en la ecuación (15) a fin de llegar a la ecuación (19). Entonces, se usa la ecuación (18) para una condición derivada con respecto a una derivada en términos de las variables ξ a fin de llegar a la ecuación (27). Por otra parte, las definiciones de los parámetros $K_{L,F}$, K_P y K_S se insertan en las definiciones de las funciones auxiliares $a(\xi)$ y $b(\xi)$ de las ecuaciones (16) y (17) a fin de llegar a la ecuación (31). Mediante estos pasos, se pueden derivar las tres ecuaciones no lineales para las funciones de parámetros Q_P , Q_{dP} , y Q_{ab} .

El principio básico de determinación del parámetro de riesgo de integridad y un parámetro de nivel de protección que usa las tres ecuaciones no lineales para las funciones de parámetros Q_P , Q_{dP} , y Q_{ab} se ilustran en la Figura 6 en conexión con una realización de la presente invención.

Cuando se determina un parámetro de riesgo de integridad, los parámetros auxiliares K_S y $K_L - K_T$ tienen que ser determinados en base a un parámetro de entrada y un nivel de protección de parámetros de indicación de integridad a fin de ser insertados en las dos ecuaciones no lineales para las funciones de parámetros Q_{dP} , y Q_{ab} a fin de resolver estas dos ecuaciones no lineales para los parámetros auxiliares a y b . Entonces, los parámetros determinados a y b se pueden introducir en la ecuación no lineal para Q_P a fin de determinar el parámetro de riesgo de integridad, por ejemplo $IR_{F,sat}$. Tal determinación se conoce como Transformación Q que se refiere a una "transformación" de los parámetros auxiliares K_S y $K_L - K_T$ en los parámetros de indicación de riesgo de integridad tales como el riesgo de integridad $IR_{F,sat}$.

Cuando se determina un parámetro de límite de protección, se determina el parámetro auxiliar K_S y se usa junto con el parámetro auxiliar $P_{OMI,F,sat}$ para determinar los parámetros auxiliares a y b en base a las dos ecuaciones no lineales para Q_P y Q_{dP} . Entonces, los parámetros determinados a , b se pueden usar para determinar el parámetro $K_L - K_T$ en base a la ecuación no lineal para la función de parámetro Q_{ab} sobre la base de los parámetros determinados a y b y el parámetro determinado K_S . Entonces, el parámetro de límite de protección tal como por ejemplo $PL_{F,sat}$ se puede determinar a partir del parámetro $K_L - K_T$. Esto se conoce como la denominada Transformación Q^* de los parámetros K_S y $P_{OMI,F,sat}$ en el parámetro $K_L - K_T$ para determinar un parámetro de límite de protección a partir del parámetro de salida de la Transformación $Q^* K_L - K_T$.

La Figura 7 muestra un principio de determinación de un parámetro de riesgo de integridad tal como $IR_{F,X,sat}$ sobre la base de la Transformación Q antes mencionada según una realización de la presente invención. Para determinar un parámetro de riesgo de integridad, se requiere un parámetro de entrada relacionado con el umbral de error I_X . El umbral de error I_X como parámetro de entrada se conoce como un límite de alerta AL_X en el dominio de posición X, es decir, el parámetro de entrada AL_X define el valor del parámetro I_X . Adicionalmente, para la determinación de un parámetro de riesgo de integridad, tienen que ser proporcionados los parámetros de información de integridad σ_{SISA} , σ_{SISMA} , k_{fa} , σ_x , y k_x .

Aquí, se pueden recibir al menos los parámetros σ_{SISA} y σ_{SISMA} , desde uno o más de los vehículos espaciales y/o una o más de las estaciones en tierra del sistema de posicionamiento global. El parámetro k_{fa} también se puede recibir o se puede proporcionar sobre la base de un valor predeterminado que, por ejemplo, ya puede estar almacenado en unos medios de almacenamiento. Se prefiere que también los parámetros σ_x y k_x se proporcionen y/o reciban en un aparato para determinar el parámetro de indicación de riesgo de integridad.

En caso de que se conozcan los parámetros I_X , σ_{SISA} , σ_{SISMA} , k_{fa} , σ_x , y k_x , el parámetro de indicación de riesgo de integridad se puede determinar sobre la base de estos parámetros usando el concepto que se ilustra en la Figura 7. Por ejemplo, el parámetro de umbral T se puede determinar sobre la base de los parámetros k_{fa} , σ_{SISA} , y σ_{SISMA} , como se indica en la Figura 7 sobre la base de la fórmula (4) anterior.

Adicionalmente, el parámetro K_T se puede determinar a partir de los parámetros T, σ_x , y k_x sobre la base de la ecuación (33) anterior. Adicionalmente, el parámetro K_L se puede determinar a partir de los parámetros I_X y σ_x sobre la base de la ecuación (32) anterior.

A partir de los parámetros K_T y K_L , se puede determinar el parámetro $K_L - K_T$. Además el parámetro K_S se puede determinar a partir de los parámetros σ_{SISMA} , σ_x , y k_x sobre la base de la ecuación (28) anterior. Cuando los parámetros auxiliares $K_L - K_T$ y K_S son conocidos (por ejemplo realizando el primer y segundo parámetro auxiliar de algunos de los aspectos preferidos como se describe bajo la sección "Compendio de la invención"), estos parámetros se pueden usar para determinar los parámetros a y b sobre la base de las relaciones para las funciones de parámetros Q_{dP} y Q_{ab} como también se indica en la Figura 6. A partir de los parámetros a , b , se puede determinar la probabilidad $P_{OMI,F,sat}$ sobre la base de la ecuación (19) para la función de parámetro Q_P . Aquí, la utilización sucesiva de las ecuaciones lineales para Q_{dP} , Q_{ab} , y Q_P se conoce como la Transformación Q, que tiene la probabilidad $P_{OMI,F,sat}$ como un parámetro de salida de la misma.

La Transformación Q puede incorporar una relación auxiliar que se puede proporcionar y/o almacenar como una tabla de búsqueda para las Transformaciones Q como se describirá más tarde. Entonces, la probabilidad $P_{OMI,F,sat}$ está correspondiendo al parámetro de riesgo de integridad parcial $IR_{F,X,sat}$ de manera que este parámetro de riesgo de integridad parcial se puede determinar según el concepto de la Figura 7 según una realización de la presente invención. Ésta entonces se puede sumar junto con otros riesgos de integridad parciales por ejemplo para otros dominios de posición X y/o para otros vehículos espaciales *sat*, a fin de llegar a un parámetro de riesgo de integridad IR_F , que se puede combinar además con un parámetro de indicación de riesgo de integridad tal como IR_N que indica la contribución de riesgo de integridad que viene de la condición libre de fallos.

La Figura 8 muestra un concepto de determinación de un parámetro de nivel de protección PL sobre la base de la denominada Transformación Q*. Aquí, para la determinación de un parámetro de nivel de probabilidad PL, se requiere como parámetro de entrada un parámetro de indicación de riesgo de integridad tal como IR o al menos un riesgo de integridad parcial IR que está relacionado con al menos uno de un dominio de posición X y/o un vehículo espacial específico *sat*. A partir de tal parámetro de entrada, se puede determinar una probabilidad $P_{OMI,F,sat}$ y, en adición a la misma, se requieren los parámetros de información de integridad adicionales σ_{SISA} , σ_{SISMA} , k_{fa} , σ_x y k_x según esta realización de la presente invención similar al concepto de la Figura 7 como se describió anteriormente.

De nuevo, sobre la base de los parámetros k_{fa} , σ_{SISA} y σ_{SISMA} , se puede determinar el parámetro de umbral T que se puede usar además para determinar el parámetro K_T en combinación con el conocimiento acerca de los parámetros σ_x y k_x . Adicionalmente, se puede determinar el parámetro K_S a partir de los parámetros σ_{SISMA} , σ_x y k_x similar a la determinación del parámetro K_S que se describió con referencia a la Figura 7. Los parámetros K_S y $P_{OMI,F,sat}$ se pueden introducir entonces en las ecuaciones no lineales para las funciones de parámetros Q_P y Q_{dP} para determinar los parámetros a y b. Aquí, los parámetros K_S y $P_{OMI,F,sat}$ incorporan el primer y segundo parámetros auxiliares como se describió anteriormente bajo la sección "Compendio de la invención" según una realización de la presente invención.

Entonces, los parámetros a y b se pueden introducir en la ecuación para la función de parámetro Q_{ab} para determinar el parámetro $K_L - K_T$ como un parámetro de salida de la Transformación Q*. Aquí, el término Transformación Q* se refiere a la aplicación sucesiva de las ecuaciones no lineales Q_P y Q_{dP} y luego Q_{ab} como se indica en la Figura 8. Similar a la descripción de la Figura 7, también la Transformación Q* se puede representar como una relación auxiliar que, por ejemplo, se puede proporcionar y almacenar en una tabla de búsqueda que representa una relación auxiliar basada en la Transformación Q.

Finalmente, tras el conocimiento de los parámetros auxiliares K_T y $K_L - K_T$, se puede determinar el parámetro K_L , que se puede usar para determinar el umbral de error correspondiente I_X a partir de los parámetros K_L y σ_x sobre la base de la ecuación (32) anterior. Entonces, el umbral de error determinado I_X se puede identificar como un parámetro de indicación de nivel de protección PL_X en el dominio de posición X. Éste se puede usar como el parámetro de indicación de integridad a ser determinado o se puede determinar un parámetro de indicación de integridad sobre la base del parámetro PL_X y otros parámetros de indicación de nivel de protección tales como los parámetros de indicación de nivel de protección a partir de otros dominios de posición X y/o otros vehículos espaciales *sat*.

La Figura 9 muestra un ejemplo de una tabla de búsqueda relativa a un ejemplo de una Transformación Q como se describió anteriormente, por ejemplo, con referencia a la Figura 7. La tabla de búsqueda que se muestra en la Figura 9 comprende diferentes valores de salida indicados en líneas y columnas en dependencia de los parámetros auxiliares $K_L - K_T$, en el lado izquierdo y K_S en el lado superior.

Una tabla de búsqueda para una Transformación Q como se muestra ejemplarmente en la Figura 9 hace posible eficiente y fácilmente determinar un parámetro de salida de la Transformación Q sobre la base del parámetro auxiliar $K_L - K_T$ y K_S simplemente buscando la columna derecha y la línea derecha e identificando el parámetro de salida correspondiente. Adicionalmente, es posible interpolar valores entre medias sobre la base de la tabla de búsqueda.

Una tabla de búsqueda para una Transformación Q como se muestra ejemplarmente en la Figura 9 se puede calcular previamente para ser proporcionada eficientemente, por ejemplo almacenada en unos medios de almacenamiento de un aparato, para determinar un parámetro de indicación de integridad de manera que es posible una reducción significativa de carga de cálculo, potencia de procesamiento requerida y tiempo de procesamiento dado que el parámetro de salida se puede determinar fácilmente sobre la base del parámetro auxiliar determinado $K_L - K_T$ y K_S . $K_L - K_T$ y K_S que se pueden determinar a partir de los parámetros de indicación de integridad recibidos y/o proporcionados mediante pasos de cálculo simples que implican operaciones de suma y multiplicación.

La Figura 10 muestra un ejemplo de una tabla de búsqueda relativa a un ejemplo de una Transformación Q como se describió anteriormente, por ejemplo con referencia a la Figura 7. La tabla de búsqueda como se muestra en la Figura 10 comprende diferentes valores de salida indicados en líneas y columnas en dependencia de los parámetros auxiliares $P_{OMI,F,sat}$ en el lado izquierdo y K_S en el lado superior.

5 Una tabla de búsqueda para una Transformación Q* como se muestra ejemplarmente en la Figura 10 hace posible determinar eficiente y fácilmente un parámetro de salida de la Transformación Q* sobre la base del parámetro auxiliar P_{OMI,F,sat} y K_S simplemente buscando la columna derecha y la línea derecha e identificando el parámetro de salida correspondiente. Adicionalmente, es posible interpolar fácilmente valores entre medias sobre la base de la tabla de búsqueda.

10 Una tabla de búsqueda para una Transformación Q* como se muestra ejemplarmente en la Figura 10 se puede calcular previamente para ser proporcionada eficientemente, por ejemplo almacenada en unos medios de almacenamiento de un aparato, para determinar un parámetro de indicación de integridad de manera que es posible una reducción significativa de carga de cálculo, potencia de procesamiento requerida y tiempo de procesamiento dado que el parámetro de salida se puede determinar fácilmente sobre la base del parámetro auxiliar determinado previamente P_{OMI,F,sat} y K_S que se pueden determinar a partir de los parámetros de indicación de integridad recibidos y/o proporcionados mediante pasos de cálculo simples que implican operaciones de suma y multiplicación.

15 Las Figura 11A y 11B muestran ejemplarmente valores de las funciones de parámetros auxiliares a y b en dependencia de los parámetros auxiliares K_S y K_L - K_T según una realización de la presente invención. La Figura 12 ilustra ejemplarmente valores de una probabilidad P_{OMI} según una Transformación Q en base a los parámetros auxiliares K_S y K_L - K_T para determinar parámetros de una tabla de búsqueda como, por ejemplo, se muestra en la Figura 9.

20 Las Figura 13A y 13B muestran ejemplarmente valores de las funciones de parámetros auxiliares a y b en dependencia de los parámetros auxiliares K_S y P_{OMI} según una realización de la presente invención. La Figura 14 ilustra ejemplarmente valores de un parámetro K_T - K_L según una Transformación Q* en base a los parámetros auxiliares K_S y P_{OMI} para determinar parámetros de una tabla de búsqueda como, por ejemplo, se muestra en la Figura 10.

Estimación de la magnitud de errores introducidos por las simplificaciones de la probabilidad de detección fallida y la probabilidad de impacto

25 Se hace referencia a las ecuaciones anteriores (9) y (11). Para determinar el error absoluto $\mathcal{E}_{abs,T}$ que se introduce por tal simplificación como se describe con referencia a la ecuación (11) anterior, la diferencia entre las probabilidades P_{MD} y \tilde{P}_{MD} se determina como sigue según la ecuación (35) de más adelante:

$$\mathcal{E}_{abs,T}(\xi, \sigma_{SISA}, \sigma_{SISMA}) = \left| \tilde{P}_{MD}(\xi, \sigma_{SISA}, \sigma_{SISMA}) - P_{MD}(\xi, \sigma_{SISA}, \sigma_{SISMA}) \right| = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{\xi + T}{\sqrt{2} \sigma_{SISMA}} \right) \quad (35)$$

30 Adicionalmente, introduciendo las variables no dimensionales X_T y σ_T según las siguientes ecuaciones (36) y (37), el error absoluto $\mathcal{E}_{abs,T}$ se puede volver a escribir además según la ecuación (38) de más adelante:

$$x_T = \frac{\xi}{T} > 0 \quad (36)$$

$$\sigma_T = \frac{\sigma_{SISMA}}{T} = \frac{1}{k_{fa} \sqrt{\left(\frac{\sigma_{SISMA}}{\sigma_{SISA}} \right)^2 + 1}} < \frac{1}{k_{fa}} \quad (37)$$

$$\mathcal{E}_{abs,T}(x_T, \sigma_T) = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{x_T + 1}{\sqrt{2} \sigma_T} \right) < \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{x_T + 1}{\sqrt{2} \frac{1}{k_{fa}}} \right) < \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{1}{\sqrt{2} \frac{1}{k_{fa}}} \right) = \frac{1}{2} P_{fa} \quad (38)$$

Aquí, el parámetro k_{fa} se puede determinar a partir de la probabilidad de falsa alarma P_{fa} según la siguiente fórmula (39):

$$k_{fa} = \sqrt{2} \operatorname{erfc}^{-1}(p_{fa}) \quad (39)$$

5 Los valores del error absoluto $\mathcal{E}_{\text{abs},T}$ de la simplificación de la probabilidad P_{MD} de detección fallida como se introduce por la aproximación según la ecuación (11) anterior se muestra en la Figura 15 para la suposición de $P_{fa} = 10^{-7}$. En este sentido, se tiene que señalar que para este valor de la probabilidad P_{fa} de falsa alarma, el parámetro k_{fa} es igual a 5,2, y el parámetro adimensional σ_T es, por lo tanto, menor que 0,19.

Además, el error relativo $\mathcal{E}_{\text{rel},T}$ que se introduce por la simplificación de la probabilidad P_{MD} de detección fallida según la ecuación (11) anterior se puede determinar como sigue según la ecuación (40):

$$\mathcal{E}_{\text{rel},T}(\xi, \sigma_{\text{SMA}}, \sigma_{\text{SMA}}) = \frac{\tilde{P}_{MD}(\xi, \sigma_{\text{SMA}}, \sigma_{\text{SMA}})}{P_{MD}(\xi, \sigma_{\text{SMA}}, \sigma_{\text{SMA}})} - 1 = \frac{\frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\frac{\xi - T}{\sqrt{2}\sigma_{\text{SMA}}}\right)}{-\frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{\xi - T}{\sqrt{2}\sigma_{\text{SMA}}}\right) + \frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{\xi + T}{\sqrt{2}\sigma_{\text{SMA}}}\right)} - 1 \quad (40)$$

10 En términos de las variables adimensionales antes mencionadas X_T y σ_T , ésta se puede volver a escribir según la ecuación (41) de más adelante:

$$\mathcal{E}_{\text{rel},T}(X_T, \sigma_T) = \frac{\frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\frac{X_T - 1}{\sqrt{2}\sigma_T}\right)}{-\frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{X_T - 1}{\sqrt{2}\sigma_T}\right) + \frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{X_T + 1}{\sqrt{2}\sigma_T}\right)} - 1 = \frac{\frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\frac{X_T + 1}{\sqrt{2}\sigma_T}\right)}{-\frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{X_T - 1}{\sqrt{2}\sigma_T}\right) + \frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{X_T + 1}{\sqrt{2}\sigma_T}\right)} \quad (41)$$

El error absoluto $\mathcal{E}_{\text{abs},T}$ y el error relativo $\mathcal{E}_{\text{rel},T}$ de la simplificación de la probabilidad P_{MD} según la ecuación (11) anterior se ilustra además en las Figuras 16A y 16B, que muestran el error absoluto $\mathcal{E}_{\text{abs},T}$ (lado izquierdo; Figura 16A) y el error relativo $\mathcal{E}_{\text{rel},T}$ (lado derecho; Figura 16B) como funciones de las variables adimensionales X_T y σ_T .

15 Adicionalmente, con respecto a la simplificación de la probabilidad $I_{F,X}$ de impacto del dominio de posición X como se describió anteriormente con referencia a las ecuaciones (12) y (14), el error absoluto introducido por tal simplificación se puede determinar según la siguiente ecuación (42):

$$\mathcal{E}_{\text{abs},I}(\xi, \sigma_{IDF}, k_{IDF}, l_{ID}) = \left| \tilde{I}_{F-ID}(\xi, \sigma_{IDF}, k_{IDF}, l_{ID}) - I_{F-ID}(\xi, \sigma_{IDF}, k_{IDF}, l_{ID}) \right| = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}\left(\frac{\frac{\xi}{\sigma_{IDF}} + \frac{l_{ID}}{k_{IDF}}}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{IDF}}{k_{IDF}}}\right) \quad (42)$$

20 Entonces, introduciendo las variables adimensionales X_I y σ_I según las ecuaciones (43) y (44) de más adelante, el error absoluto $\mathcal{E}_{\text{abs},I}$ se puede volver a escribir según la ecuación (45) de más adelante:

$$x_I = \frac{\xi}{\frac{l_{ID}}{k_{ID,F}}} = \frac{k_{ID,F} \xi}{l_{ID}} > 0 \quad (43)$$

$$\sigma_I = \frac{\sigma_{ID,F}}{l_{ID}} = \frac{\sigma_{ID,F}}{K_N \sigma_{ID,N}} < \frac{1}{K_N} \quad (44)$$

$$\varepsilon_{abs,I}(x_I, \sigma_I) = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{x_I + 1}{\sqrt{2} \sigma_I} \right) < \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{x_I + 1}{\sqrt{2} \frac{1}{K_N}} \right) < \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{1}{\sqrt{2} \frac{1}{K_N}} \right) = \frac{1}{2} P_N \quad (45)$$

Aquí, el parámetro K_N se puede determinar a partir de la probabilidad P_N que es la probabilidad de que en una condición normal (es decir una condición libre de fallos) el error de posición exceda el límite de alerta. El parámetro K_N se determina entonces según la ecuación (46) de más adelante:

$$K_N = \sqrt{2} \operatorname{erfc}^{-1}(P_N) \quad (46)$$

5 Los valores del error absoluto $\varepsilon_{abs,I}$ de la simplificación de la probabilidad $I_{F,X}$ de impacto en el dominio de posición X como se introdujo por la aproximación según la ecuación (12) anterior se muestra en la Figura 17 para la suposición de $P_N = 10^{-7}$. Se tiene que señalar que el parámetro K_N es igual a 5,2 para una probabilidad P_N que es igual a 10^{-7} , mientras que el parámetro σ_N es menor que 0,19.

10 Además de los mismos, el error relativo $\varepsilon_{rel,I}$ introducido por la simplificación de la probabilidad $I_{F,X}$ según la ecuación (14) anterior se puede derivar según la siguiente ecuación (47):

$$\varepsilon_{rel,I}(\xi, \sigma_{ID,F}, k_{ID,F}, l_{ID}) = 1 - \frac{\tilde{I}_{F \rightarrow D}(\xi, \sigma_{ID,F}, k_{ID,F}, l_{ID})}{I_{F \rightarrow D}(\xi, \sigma_{ID,F}, k_{ID,F}, l_{ID})} = 1 - \frac{\frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{\frac{l_{ID} - \xi}{k_{ID,F}}}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{ID,F}}{k_{ID,F}}} \right)}{\frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{\frac{l_{ID} - \xi}{k_{ID,F}}}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{ID,F}}{k_{ID,F}}} \right) + \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{\frac{\xi + l_{ID}}{k_{ID,F}}}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{ID,F}}{k_{ID,F}}} \right)} \quad (47)$$

Ésta se puede volver a escribir en términos de las variables adimensionales mencionadas anteriormente x_I y σ_I según la siguiente ecuación (48):

$$\varepsilon_{rel,I}(x_I, \sigma_I) = 1 - \frac{\frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{1 - x_I}{\sqrt{2} \sigma_I} \right)}{\frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{1 - x_I}{\sqrt{2} \sigma_I} \right) + \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{x_I + 1}{\sqrt{2} \sigma_I} \right)} \quad (48)$$

15 El error absoluto $\varepsilon_{abs,I}$ y el error relativo $\varepsilon_{rel,I}$ de la simplificación de la probabilidad $I_{F,X}$ según la ecuación (12) anterior se ilustra además en las Figuras 18A y 18B, que muestran el error absoluto $\varepsilon_{abs,I}$ (lado izquierdo; Figura 18A) y el error relativo $\varepsilon_{rel,I}$ (lado derecho; Figura 18B) como funciones de las variables adimensionales x_I y σ_I .

Sobre la base de las consideraciones anteriores de los errores absoluto y relativo introducidos por las

simplificaciones de la probabilidad P_{MD} de detección fallida y la probabilidad $I_{F,X}$ de impacto en el dominio de posición X, se puede determinar que el error absoluto introducido haciendo estas simplificaciones en la probabilidad determinada $P_{OMI,F,sat}$ es menor que 10^{-7} veces la probabilidad $P_{sat,OC,F}$ de aparición de un evento de fallo único en el vehículo espacial sat.

- 5 Esto se puede demostrar según las ecuaciones (49) a (54) de más adelante bajo la suposición de que las probabilidades P_{fa} de falsa alarma y P_N de una situación en la que el error de posición en una condición nominal (libre de fallos) está más allá del límite de alerta son iguales a 10^{-7} .

$$P_{OMI,F,sat} = \tilde{P}_{OMI,F,sat} + P_{sat,OC,F} \cdot (\epsilon_{MD} \cdot \tilde{I}_{F-1D} + \tilde{P}_{MD} \cdot \epsilon_I + \epsilon_{MD} \cdot \epsilon_I) \quad (49)$$

$$\epsilon_{IR} = P_{OMI,F,sat} - \tilde{P}_{OMI,F,sat} = P_{sat,OC,F} \cdot (\epsilon_{MD} \cdot \tilde{I}_{F-1D} + \tilde{P}_{MD} \cdot \epsilon_I + \epsilon_{MD} \cdot \epsilon_I) = \epsilon_{IR,1} + \epsilon_{IR,2} + \epsilon_{IR,3} \quad (50)$$

$$\frac{\epsilon_{IR}}{P_{sat,OC,F}} = \epsilon_{MD} \cdot \tilde{I}_{F-1D} + \tilde{P}_{MD} \cdot \epsilon_I + \epsilon_{MD} \cdot \epsilon_I < P_{fa} \cdot 1 + 1 \cdot P_N + P_{fa} \cdot P_N \quad (51)$$

$$\epsilon_{IR,1} = P_{sat,OC,F} \cdot \epsilon_{MD} \cdot \tilde{I}_{F-1D} < P_{fa} \cdot 1 = 10^{-7} P_{sat,OC,F} \quad (52)$$

$$\epsilon_{IR,2} = P_{sat,OC,F} \cdot \tilde{P}_{MD} \cdot \epsilon_I < 1 \cdot P_N = 10^{-7} P_{sat,OC,F} \quad (53)$$

$$\epsilon_{IR,3} = P_{sat,OC,F} \cdot \epsilon_{MD} \cdot \epsilon_I < P_{fa} \cdot P_N = 10^{-14} P_{sat,OC,F} \quad (54)$$

Por consiguiente, el error absoluto introducido por las simplificaciones mencionadas anteriormente de la probabilidad P_{MD} de detección fallida y la probabilidad $I_{F,X}$ de impacto en el dominio de posición X es menor que 10^{-7} veces la probabilidad $P_{sat,OC,F}$.

- 15 Específicamente, se podría demostrar que las simplificaciones descritas anteriormente que subyacen las relaciones mencionadas anteriormente, tales como la Transformación Q y la Transformación Q*, introducen solamente errores despreciables de manera que las relaciones auxiliares que se proporcionan por la Transformación Q y/o la Transformación Q* y también por las tablas de búsqueda correspondientes como, por ejemplo, se ilustra en las Figura 9 y 10, son muy cercanas a las soluciones matemáticas exactas de manera que la determinación de los parámetros de indicación de integridad, tales como por ejemplo el riesgo de integridad y/o el nivel de protección se puede realizar no solamente con menos carga de cálculo, sino adicionalmente significativamente más precisa que en algoritmos y métodos conocidos en la técnica anterior. Esto es posible dado que las relaciones usadas corresponden casi idénticamente a las soluciones matemáticas exactas de manera que los parámetros de indicación de integridad determinados reflejan casi exactamente la situación de integridad real del sistema de posicionamiento global disponible al usuario y/o la aplicación que conduce a una disponibilidad óptima del sistema.

20 Esto permite mejorar la determinación de los parámetros de indicación de integridad significativamente dado que los métodos conocidos en la técnica anterior se relacionan solamente con estimaciones de límites superiores conservadores de los parámetros de indicación de integridad conduciendo, por ello, a una disponibilidad reducida del sistema comparado con las realizaciones de la presente invención que se basan en relaciones que consideran la probabilidad de detección fallida, en particular, el producto de la probabilidad de detección fallida con la probabilidad de impacto.

30 El error absoluto total introducido según el concepto descrito anteriormente según una realización de la presente invención introduce solamente errores despreciables del orden de 10^{-7} veces la probabilidad de aparición de un evento de fallo único en un vehículo espacial sat. Dado que la probabilidad total $P_{OMI,F,sat}$ se multiplica por la probabilidad $P_{OC,F,sat}$, el error absoluto introducido por las simplificaciones mencionadas anteriormente es claramente despreciable en la determinación de los parámetros de indicación de integridad tales como los parámetros de riesgo de integridad y/o de nivel de detección.

Transformación Q y Transformación Q* para Monitorización de Integridad Autónoma de Receptor (RAIM)

5 Las relaciones auxiliares tratadas anteriormente conocidas como Transformaciones Q y Transformaciones Q* se han descrito principalmente con respecto a un caso de una denominada arquitectura de integridad de canal de integridad en tierra (GIC), pero tales relaciones auxiliares también se pueden derivar en un caso de una monitorización de integridad autónoma de receptor (RAIM).

10 De hecho, como se derivará a continuación, en ambos casos, las ecuaciones para definir las Transformaciones Q y Transformaciones Q* pueden ser similares. También en caso de arquitectura de integridad de RAIM, la Transformación Q y la Transformación Q* se pueden usar para determinar un parámetro de indicación de integridad según el concepto de nivel de protección y también según el concepto de riesgo de integridad, es decir es posible determinar un parámetro de riesgo de integridad así como un parámetro de nivel de protección similar a las realizaciones que se describieron anteriormente. Aquí, el algoritmo se refiere a un denominado algoritmo de RAIM de separación de solución.

La expresión general para una probabilidad de RAIM simplificada de detección fallida se puede dar como sigue según la ecuación (55):

$$15 \quad \tilde{P}_{\text{RAIM}}^{\text{sat}}(\xi, T^{\text{sat}}, \sigma_i^{\text{sat}}) = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left[\frac{w^{\text{sat}}(\xi) - T^{\text{sat}}}{\sqrt{2\sigma_i^{\text{sat}}}} \right] \quad (55)$$

Aquí, $w^{\text{sat}}(\xi)$ está correspondiendo a una función estadística de prueba de la señal en la desviación espacial que es función de la magnitud de error ξ . En una RAIM de separación de solución, la separación entre una solución de conjunto completo y cada una de las soluciones de subconjunto obtenidas omitiendo uno de la pluralidad de vehículos espaciales (supuesto que está en una condición defectuosa) constituye una estadística de prueba.

20 En ausencia de una desviación en las medidas del intervalo, la función estadística de prueba se da según la siguiente ecuación (56):

$$w^{\text{sat}}(\xi) = k_F^{\text{sat}} \xi \quad (56)$$

Aquí, el parámetro es un parámetro de transformación para la transformación de un intervalo a un dominio de posición en la condición defectuosa, por ejemplo según la ecuación (57):

$$25 \quad k_F^{\text{sat}} = S_{N,0}(:, \text{sat}) \quad (57)$$

donde $S_{N,0}$ es la matriz de mínimos cuadrados que corresponde a la solución del conjunto completo nominal:

$$S_{N,0} = (G^T W_{N,0} G)^{-1} G^T W_{N,0} \quad (58)$$

donde G es una matriz de cosenos directores N por 4 y $W_{N,0}$ es la matriz de ponderación (que es la inversa de una matriz de covarianza) de la solución de mínimos cuadrados del conjunto completo nominal:

$$30 \quad W_{N,0} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_1^2} & 0 & \dots & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_2^2} & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \frac{1}{\sigma_{\text{sat}}^2} & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & \dots & \frac{1}{\sigma_N^2} \end{bmatrix} \quad (59)$$

Aquí, esta matriz $W_{N,0}$ tiene solamente entradas en la diagonal mientras que las entradas fuera de la diagonal son iguales a cero. Las entradas en la diagonal se dan por 1 sobre el cuadrado de la desviación estándar de cada uno de los vehículos espaciales 1 a N, dados según la siguiente fórmula (60):

$$\sigma_{sat}^2 = \sigma_{UERE,sat}^2 + SISA_{sat}^2 \quad (60)$$

5 Adicionalmente, en la ecuación anterior (55), T^{sat} indica un umbral de detección de RAIM que se da, en la ausencia de una desviación en las mediciones del intervalo, según la siguiente fórmula (61):

$$T^{sat} = k_{fa} \cdot \sigma_s^{sat} \quad (61)$$

10 Aquí, k_{fa} indica el número de σ que corresponde a la probabilidad de falsa alarma e indica una desviación estándar de la separación entre el conjunto completo nominal (es decir toda señal en el espacio SIS libre de fallos) y la solución del subconjunto *sat*. La solución de subconjunto *sat* se obtiene omitiendo el vehículo espacial *sat*.

$$\sigma_s^{sat} = \sqrt{dP_{sat}(:, :)} \quad (62)$$

Aquí dP_{sat} es una matriz de covarianza para la separación nominal:

$$dP_{sat} = (S_{N-1,sat} - S_{N,0})(W_{N,0})^{-1}(S_{N-1,sat} - S_{N,0})^T \quad (63)$$

15 donde $S_{N-1,sat}$ es la matriz de mínimos cuadrados que corresponde a la solución del subconjunto *sat* (es decir el subconjunto obtenido omitiendo el vehículo espacial *sat*) *sat*.

$$S_{N-1,sat} = (G^T W_{N-1,sat} G)^{-1} G^T W_{N-1,sat} \quad (64)$$

Aquí, $W_{N-1,sat}$ indica una matriz de ponderación (una inversa de una matriz de covarianza) de la solución de mínimos cuadrados del subconjunto *sat*. La matriz $W_{N-1,sat}$ se da según la siguiente ecuación (65):

$$W_{N-1,sat} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_1^2} & 0 & \dots & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_2^2} & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & \dots & \frac{1}{\sigma_N^2} \end{bmatrix} = M_{sat} W_{N,0} \quad (65)$$

20 donde M_{sat} es una matriz identidad M por N que tiene el elemento diagonal que corresponde al vehículo espacial *sat* fijado a cero.

Adicionalmente, en la ecuación anterior (55), el parámetro $\bar{\sigma}_s^{sat}$ indica desviaciones estándar de la separación entre la solución del conjunto completo no nominal (evento de fallo único) y del subconjunto *sat*.

La solución del subconjunto *sat* se puede obtener omitiendo el vehículo espacial defectuoso *sat*.

$$25 \quad \bar{\sigma}_s^{sat} = \sqrt{d\bar{P}_{sat}(:, :)} \quad (66)$$

Aquí, $d\bar{P}_{sat}$ describe la matriz de covarianza para la separación no nominal como sigue:

$$d\bar{P}_{sat} = (S_{N-1,sat} - S_{N,0})(W_{N,sat})^{-1}(S_{N-1,sat} - S_{N,0})^T \quad (67)$$

Aquí, $W_{N,sat}$ es una matriz de ponderación (inversa de una matriz de covarianza) de la solución de mínimos cuadrados del conjunto completo no nominal (un evento de fallo único):

$$W_{N,sat} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_{x_1}^2} & 0 & \dots & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_{x_2}^2} & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \frac{1}{\sigma_{URE,sat}^2} & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & \dots & \frac{1}{\sigma_N^2} \end{bmatrix} \quad (68)$$

5 La matriz de ponderación $W_{N,sat}$ es una matriz diagonal que tiene solamente entradas diagonales mientras que todas las entradas no diagonales son iguales a cero.

Para todos los vehículos espaciales además las entradas diagonales corresponden a la de la matriz de ponderación mencionada anteriormente $W_{N,0}$ (véase la ecuación (59) y (60) anteriores), mientras que la entrada diagonal para el vehículo espacial *sat* es dependiente de una desviación estándar $\sigma_{URE,sat}$, que se puede calcular según la siguiente ecuación (69):

10

$$\sigma_{sat}^2 = \sigma_{URE,sat}^2 + SISA_{sat}^2 \quad (69)$$

Adicionalmente, la expresión general de la probabilidad de impacto de RAIM simplificada en el dominio de posición se da según la siguiente ecuación (70):

$$\tilde{I}_{F \rightarrow D}(\xi, \sigma_F^{sat}, l) = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{l - w^{sat}(\xi)}{\sqrt{2}\sigma_F^{sat}} \right) \quad (70)$$

15 Aquí, l representa un límite de alerta (por ejemplo, un límite de alerta l_x en un dominio de posición X) y σ_F^{sat} indica una desviación estándar de un error de posición en la condición defectuosa:

$$\sigma_F^{sat} = \sqrt{P_{sat}(\dots)} \quad (71)$$

donde P_{sat} es una matriz de covarianza para la solución del conjunto completo no nominal (evento de fallo único):

$$P_{sat} = S_{N,0} W_{N,sat}^{-1} S_{N,0}^T \quad (72)$$

20 Las ecuaciones que entonces definen las ecuaciones de Transformación Q y Transformación Q^* no cambian comparado con las Transformaciones Q y Transformaciones Q^* relacionadas con el GIC descritas anteriormente.

La única diferencia tiene que ser considerada en la determinación de las variables de entrada auxiliares K_S y K_T que tienen que ser determinadas según la siguiente ecuación (73) y ecuación (74):

$$\tilde{K}_S = \frac{\bar{\sigma}_s^{sat}}{\sigma_F^{sat}} \quad (73)$$

$$\tilde{K}_F = \frac{T^{sat}}{\sqrt{2}\sigma_F^{sat}} \quad (74)$$

No obstante, la determinación de la variable K_L no cambia y se da según la siguiente ecuación (75) (véase por ejemplo la ecuación (32) anterior):

$$\tilde{K}_{L,F} = \frac{1}{\sqrt{2}\sigma_F^{sat}} = K_{L,F} \quad (75)$$

- 5 A partir de las expresiones de la probabilidad simplificada de detección fallida y la probabilidad de impacto, como se describió anteriormente (véase por ejemplo la ecuación (70) y la ecuación (55) anteriores), es posible recuperar las ecuaciones de Transformación Q y demostrar que son similares a aquellas descritas en las secciones anteriores relativas a las Transformaciones Q relacionadas con el GIC (véase por ejemplo la ecuación (34) anterior).
- 10 Aquí, las probabilidades de detección fallida y las probabilidades de impacto según la simplificación se repiten en las siguientes ecuaciones (76) y (77):

$$\tilde{P}_{MD}^{sat}(\xi, T^{sat}, \bar{\sigma}_s^{sat}) = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left[\frac{w^{sat}(\xi) - T^{sat}}{\sqrt{2}\bar{\sigma}_s^{sat}} \right] \quad (76)$$

$$\tilde{I}_{F-ID}(\xi, \sigma_F^{sat}, l) = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{1 - w^{sat}(\xi)}{\sqrt{2}\sigma_F^{sat}} \right) \quad (77)$$

donde T^{sat} es el umbral de detección que se puede determinar como sigue:

$$T^{sat} = k_{\mu} \cdot \sigma_s^{sat} \quad (78)$$

- 15 y $w^{sat}(\xi)$ es la función estadística de prueba que está en ausencia de una desviación en las mediciones del intervalo determinada según la fórmula (79):

$$w^{sat}(\xi) = k_F \frac{\xi}{\sigma} \quad (79)$$

Las variables auxiliares a y b para la determinación de las Transformaciones Q se pueden dar por las siguientes fórmulas (80) y (81):

$$a(\xi) = \frac{w^{sat}(\xi) - T^{sat}}{\sqrt{2\sigma_s^{sat}}} = \frac{k_F^{sat} \xi - k_{fs} \cdot \sigma_s^{sat}}{\sqrt{2\sigma_s^{sat}}} = \frac{\xi - \frac{T^{sat}}{k_F^{sat}}}{\sqrt{2} \frac{\sigma_s^{sat}}{k_F^{sat}}} \quad (80)$$

$$b(\xi) = \frac{1 - w^{sat}(\xi)}{\sqrt{2\sigma_F^{sat}}} = \frac{1 - k_F^{sat} \xi}{\sqrt{2\sigma_F^{sat}}} = \frac{\frac{1}{k_F^{sat}} - \xi}{\sqrt{2} \frac{\sigma_F^{sat}}{k_F^{sat}}} \quad (81)$$

5 La fórmula para calcular directamente un parámetro de indicación de riesgo de integridad tal como por ejemplo $P_{OMI,F,sat}$ se puede considerar de nuevo como un producto de la probabilidad de aparición, la probabilidad de detección fallida, y la probabilidad de impacto, y se puede volver a escribir según la ecuación (82) o de una forma equivalente (implícita) según la ecuación (83) que indica de nuevo una ecuación para la función de parámetro Q_P que es de nuevo una expresión que depende de los parámetros a, b y $P_{OMI,F,sat}$:

$$P_{OMI,F,sat}(a,b) \cong \frac{P_{OC,F,sat}}{4} \cdot [erfc(a(\xi))] \cdot [erfc(b(\xi))] = \tilde{P}_{OMI,F,sat}(a,b) \quad (82)$$

$$P_{OMI,F,sat} - \frac{P_{OC,F,sat}}{4} \cdot [erfc(a(\xi))] \cdot [erfc(b(\xi))] = Q_P(P_{OMI,F,sat}, a, b) = 0 \quad (83)$$

10 A partir de entonces, similar a las ecuaciones (20) a (34) descritas anteriormente y la descripción de las mismas, las tres ecuaciones no lineales para las funciones de parámetros Q_P , Q_{dP} , y Q_{ab} se pueden derivar según las siguientes ecuaciones (87) a (97), como resultado que llega entonces a la expresión que corresponde a la ecuación (34) mencionada anteriormente; véase, la ecuación (98) de más adelante que indica que el sistema de ecuaciones no lineales que identifican las Transformaciones Q y las Transformaciones Q^* se puede derivar como exactamente la misma que en la ecuación (34) anterior:

$$\frac{d\tilde{P}_{OMI,F,sat}[a(\xi), b(\xi)]}{d\xi} = 0 \quad (84)$$

$$\frac{d\tilde{P}_{OSM, F, sat}}{da} \cdot \frac{da}{d\xi} + \frac{d\tilde{P}_{OSM, F, sat}}{db} \cdot \frac{db}{d\xi} = 0 \quad (85)$$

$$\frac{derfc(a)}{da} \cdot erfc(b) \cdot \frac{da}{d\xi} + erfc(a) \cdot \frac{derfc(b)}{db} \cdot \frac{db}{d\xi} = 0 \quad (86)$$

$$\frac{derfc(a)}{da} = \frac{d[1 - erf(a)]}{da} = -\frac{2}{\sqrt{\pi}} e^{-a^2} \quad (87)$$

$$\frac{da}{d\xi} = \frac{1}{\sqrt{2} \frac{\bar{\sigma}_i^{sat}}{k_F^{sat}}} \quad (88)$$

$$\frac{db}{d\xi} = \frac{-1}{\sqrt{2} \frac{\sigma_F^{sat}}{k_F^{sat}}} \quad (89)$$

$$-e^{-a^2} \cdot erfc(b) \cdot \frac{1}{\frac{\bar{\sigma}_i^{sat}}{k_F^{sat}}} + erfc(a) \cdot e^{-b^2} \cdot \frac{1}{\frac{\sigma_F^{sat}}{k_F^{sat}}} = 0 \quad (90)$$

$$-e^{-a^2} \cdot erfc(b) + K_S \cdot erfc(a) \cdot e^{-b^2} = Q_{ap}(a, b, K_S) = 0 \quad (91)$$

$$\hat{K}_S = \frac{\bar{\sigma}_i^{sat}}{\sigma_F^{sat}} \quad (92)$$

$$\xi = \sqrt{2} \frac{\bar{\sigma}_i^{sat}}{k_F^{sat}} \cdot a + \frac{\Gamma^{sat}}{k_F^{sat}} \quad (93)$$

$$b = -\frac{\frac{\bar{\sigma}_s^{sat}}{k_F^{sat}}}{\frac{\sigma_F^{sat}}{k_F^{sat}}} \cdot a + \frac{\frac{l}{k_F^{sat}} - \frac{T^{sat}}{k_F^{sat}}}{\sqrt{2} \frac{\sigma_F^{sat}}{k_F^{sat}}} = -\frac{\bar{\sigma}_s^{sat}}{\sigma_F^{sat}} \cdot a + \frac{l - T^{sat}}{\sqrt{2} \sigma_F^{sat}} \quad (94)$$

$$b + \bar{K}_S \cdot a - (\bar{K}_L - \bar{K}_T) = Q_{ob}(a, b, \bar{K}_S, \bar{K}_L, \bar{K}_T) = 0 \quad (95)$$

$$\bar{K}_{L,F} = \frac{l}{\sqrt{2} \sigma_F^{sat}} \quad (96)$$

$$\bar{K}_T = \frac{T^{sat}}{\sqrt{2} \sigma_F^{sat}} \quad (97)$$

$$\begin{cases} Q_F(P_{OMI,F,sat}, a, b) = 0 \\ Q_{ob}(a, b, \bar{K}_S) = 0 \\ Q_{ob}(a, b, \bar{K}_S, \bar{K}_{L,F}, \bar{K}_T) = 0 \end{cases} \quad (98)$$

Realización de un método para determinar un parámetro de riesgo de integridad en un escenario basado en el GIC

5 El riesgo de integridad IR total se supone que es la suma de tres dominios de posición en esta realización, esto es, una suma del riesgo de integridad longitudinal (IR)_{LG}, el riesgo de integridad lateral (IR)_{LT}, y el riesgo de integridad vertical (IR)_{VE}, que son riesgos de integridad unidimensionales que tienen contribuciones de ambas, condiciones nominales (N) que corresponden a una condición libre de fallos, y condiciones defectuosas (F) relativas a eventos temidos de fallo único.

10 Como se indica en la ecuación (99) de más adelante, el riesgo de integridad IR total es una suma de las contribuciones de riesgo de integridad longitudinal, lateral, y vertical (IR)_{LG}, (IR)_{LT}, e (IR)_{VE}.

$$IR = (IR)_{LG} + (IR)_{LT} + (IR)_{VE} \quad (99)$$

15 Los riesgos de integridad respectivos a partir de los dominios de posición unidimensionales longitudinal, lateral, y vertical tienen contribuciones del estado nominal (es decir IR_{N,LG}, IR_{N,LT}, e IR_{N,VE}). Las contribuciones de las condiciones defectuosas indicadas por un subíndice F tienen contribuciones de cada uno de los vehículos espaciales sat (1, 2, ..., sat, ... N que son el número de vehículos espaciales disponibles totales en los que se basa una determinación de posición). Esto se indica por las sumas sobre el parámetro sat de las contribuciones de la condición defectuosa desde cada uno de los vehículos espaciales IR^{sat}_{F,X}, donde X es longitudinal LG, lateral LT, o vertical VE:

$$(IR)_{LG} = (IR_N)_{LG} + (IR_F)_{LG} = (IR_N)_{LG} + \sum_{sat=1}^N (IR_F^{sat})_{LG} \quad (100)$$

$$(IR)_{LI} = (IR_N)_{LI} + (IR_F)_{LI} = (IR_N)_{LI} + \sum_{sat=1}^N (IR_F^{sat})_{LI} \quad (101)$$

$$(IR)_{VE} = (IR_N)_{VE} + (IR_F)_{VE} = (IR_N)_{VE} + \sum_{sat=1}^N (IR_F^{sat})_{VE} \quad (102)$$

5 Aquí, los parámetros indicados como $(IR_N)_X$, donde X es LG, LT, o VE, se relacionan con los riesgos de integridad longitudinal, lateral, y vertical asociados a la aparición de un evento temido libre de fallos y los parámetros indicados $(IR_F^{sat})_X$, donde X es LG, LT, o VE, se relacionan con los riesgos de integridad longitudinal, lateral, y vertical asociados a la aparición de un evento de fallo único del vehículo espacial *sat* que está en una condición defectuosa.

A continuación, se explicarán más adelante todos los pasos de un método para calcular (determinar) el riesgo de integridad IR, es decir un riesgo de integridad total IR, en base a la Transformación Q.

Paso 1: Determinar K_S

10 Para todos los estados defectuosos, el valor de los parámetros auxiliares $K_{S,X}$ se determina que está definido como sigue para los parámetros lateral, longitudinal, y vertical:

$$(K_S^{sat})_{LG} = \frac{\sigma_{SISMA}}{\frac{\sigma_{LG,F}}{k_{LG,F}}} \quad (103)$$

$$(K_S^{sat})_{LI} = \frac{\sigma_{SISMA}}{\frac{\sigma_{LI,F}}{k_{LI,F}}} \quad (104)$$

$$(K_S^{sat})_{VE} = \frac{\sigma_{SISMA}}{\frac{\sigma_{VE,F}}{k_{VE,F}}} \quad (105)$$

15 En la determinación del parámetro $K_{S,X}$, se usan los siguientes parámetros: σ_{SISMA} (precisión de monitorización de señal en el espacio SISMA), $\sigma_{LG,F}$, $\sigma_{LI,F}$, $\sigma_{VE,F}$, que son las desviaciones estándar de error de posición longitudinal, lateral, y vertical en una condición defectuosa, y $k_{LG,F}$, $k_{LI,F}$, y $k_{VE,F}$ que son los parámetros de transformación desde el intervalo a los dominios de posición longitudinal, lateral, y vertical en la condición defectuosa.

Paso 2: Determinar K_T

20 Para todos los estados defectuosos, los valores de los parámetros auxiliares $K_{T,X}$ (X que es longitudinal LG, lateral, LT, y vertical VE) se definen según las siguientes ecuaciones (106) a (108):

$$(K_T^{sat})_{LG} = \frac{T}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{LG,F}}{k_{LG,F}}} \quad (106)$$

$$(K_T^{sat})_{LI} = \frac{T}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{LI,F}}{k_{LI,F}}} \quad (107)$$

$$(K_T^{sat})_{VE} = \frac{T}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{VE,F}}{k_{VE,F}}} \quad (108)$$

donde T es el umbral de detección que se calcula según la ecuación (3) anterior en base al parámetro k_{fa} , σ_{SISA} , y σ_{SISMA} .

- 5 Adicionalmente, las desviaciones estándar $\sigma_{LG,F}$, $\sigma_{LT,F}$, $\sigma_{VE,F}$, de error de posición longitudinal, lateral, y vertical en la condición defectuosa y los parámetros de transformación $K_{LG,F}$, $K_{LT,F}$, y $k_{VE,F}$ desde el intervalo al dominio de posición longitudinal, lateral, y vertical en la condición defectuosa introducen las definiciones de los parámetros auxiliares K_T .

Paso 3: Determinar $K_{L,F}$

- 10 Para todos los estados defectuosos, los valores de los parámetros auxiliares $K_{L,F,X}$ se determinan para dominios de posición longitudinal, lateral, y vertical según las ecuaciones (109) a (111) como se indica más adelante:

$$(K_{L,F}^{sat})_{LG} = \frac{l_{LG}}{\sqrt{2} \sigma_{LG,F}} \quad (109)$$

$$(K_{L,F}^{sat})_{LT} = \frac{l_{LT}}{\sqrt{2} \sigma_{LT,F}} \quad (110)$$

$$(K_{L,F}^{sat})_{VE} = \frac{l_{VE}}{\sqrt{2} \sigma_{VE,F}} \quad (111)$$

- 15 Aquí, los parámetros l_{LG} , l_{LT} , l_{VE} se relacionan con el límite de alerta longitudinal, lateral, y vertical (que se dan como parámetros de entrada para la determinación de un riesgo de integridad en el límite de alerta dado). Adicionalmente, las desviaciones estándar $\sigma_{LG,F}$, $\sigma_{LT,F}$, $\sigma_{VE,F}$, de error de posición longitudinal, lateral, y vertical se introducen en la determinación de los parámetros $K_{L,F,X}$.

Paso 4: Determinar $K_{L,N}$

También para el estado nominal N, los valores de los parámetros auxiliares $K_{L,N,X}$ se determinan para los dominios de posición longitudinal, lateral, y vertical según las ecuaciones (112) a (114):

$$(K_{L,N})_{LG} = \frac{l_{LG}}{\sqrt{2} \sigma_{LG,N}} \quad (112)$$

$$(K_{L,N})_{LT} = \frac{l_{LT}}{\sqrt{2} \sigma_{LT,N}} \quad (113)$$

$$(K_{L,N})_{VE} = \frac{l_{VE}}{\sqrt{2} \sigma_{VE,N}} \quad (114)$$

- 20 Aquí, de nuevo los límites de alerta longitudinal, lateral, y vertical l_{LG} , l_{LT} , l_{VE} se introducen en las ecuaciones y, en adición a los mismos, las desviaciones estándar del error de posición longitudinal, lateral, y vertical en la condición

nominal N se introducen a las ecuaciones (es decir $\sigma_{LG,N}$, $\sigma_{LT,N}$, $\sigma_{VE,N}$).

Paso 5: Determinar el riesgo de integridad para cada vehículo espacial sat asociado a la condición defectuosa del vehículo espacial sat

- 5 Para todos los estados defectuosos, es decir para cada uno de los eventos de fallo único de cada uno de los vehículos espaciales sat, se puede determinar el riesgo de integridad longitudinal, lateral, y vertical relacionado con el vehículo espacial sat en la condición defectuosa según las ecuaciones (115) a (117) en base a los parámetros determinados K_L , K_T , y K_S , como se ilustra por ejemplo según el concepto de la Figura 7 anterior.

$$(IR_F^{sat})_{LG} = Q\left\{\left(K_S^{sat}\right)_{LG} \cdot \left(K_{L,F}^{sat}\right)_{LG} - \left(K_T^{sat}\right)_{LG}\right\} \quad (115)$$

$$(IR_F^{sat})_{LT} = Q\left\{\left(K_S^{sat}\right)_{LT} \cdot \left(K_{L,F}^{sat}\right)_{LT} - \left(K_T^{sat}\right)_{LT}\right\} \quad (116)$$

$$(IR_F^{sat})_{VE} = Q\left\{\left(K_S^{sat}\right)_{VE} \cdot \left(K_{L,F}^{sat}\right)_{VE} - \left(K_T^{sat}\right)_{VE}\right\} \quad (117)$$

- 10 Aquí, $Q\{\}$ representa la Transformación Q que se aplica a los parámetros auxiliares K_S y $K_{L,F} - K_T$ (que incorporan el primer y segundo parámetro auxiliar de los aspectos preferidos de la presente invención como se describió bajo la sección "Compendio de la invención").

Para una cierta aplicación, $K_{L,F}$ es constante y cuando se dan los parámetros K_S y K_T , es posible determinar directamente el riesgo de integridad unidimensional $IR_{F,X}^{sat}$ en un cierto dominio de posición X unidimensional.

- 15 La Transformación Q matemática invariante se puede proporcionar y/o almacenar como una tabla de búsqueda, por ejemplo en un receptor usado por un usuario (por ejemplo de la misma forma en la que se pueden almacenar otras funciones matemáticas como la función de densidad de probabilidad X^2). Por consiguiente, el paso 5 implica solamente una carga de procesamiento despreciable, dado que la relación de Transformación Q se puede calcular previamente y almacenar como una tabla de búsqueda.

Paso 6: Determinar el riesgo de integridad asociado con la condición nominal

- 20 Para el estado nominal, los riesgos de integridad longitudinal, lateral, y vertical en la condición nominal $IR_{N,X}$ en los diferentes dominios de posición X se pueden determinar según las siguientes ecuaciones (118) a (120):

$$(IR_N)_{LG} = P_{GC,N} \cdot \operatorname{erfc}\left[\left(K_{L,N}\right)_{LG}\right] \quad (118)$$

$$(IR_N)_{LT} = P_{GC,N} \cdot \operatorname{erfc}\left[\left(K_{L,N}\right)_{LT}\right] \quad (119)$$

$$(IR_N)_{VE} = P_{GC,N} \cdot \operatorname{erfc}\left[\left(K_{L,N}\right)_{VE}\right] \quad (120)$$

Paso 7: Determinar el riesgo de integridad longitudinal

- 25 El riesgo de integridad longitudinal resultante $(IR)_{LG}$ entonces se puede determinar añadiendo los riesgos de integridad correspondientes como se determinó anteriormente y que están asociados a los estados nominales y los estados defectuosos en el dominio de posición longitudinal:

$$(IR)_{LG} = (IR_N)_{LG} + (IR_F)_{LG} = (IR_N)_{LG} + \sum_{sat=i}^N (IR_F^{sat})_{LG} \quad (121)$$

Paso 8: Determinar el riesgo de integridad lateral

De manera similar, el riesgo de integridad lateral resultante $(IR)_{LT}$ se puede determinar según la ecuación (122):

$$(IR)_{LI} = (IR_N)_{LI} + (IR_F)_{LI} = (IR_N)_{LI} + \sum_{i=1}^N (IR_F^{i,at})_{LI} \quad (122)$$

Paso 9: Determinar el riesgo de integridad vertical

De manera similar, el riesgo de integridad vertical resultante $(IR)_{VE}$ se puede determinar según la ecuación (123):

$$(IR)_{VE} = (IR_N)_{VE} + (IR_F)_{VE} = (IR_N)_{VE} + \sum_{i=1}^N (IR_F^{i,at})_{VE} \quad (123)$$

5 Paso 10: Determinar el riesgo de integridad total

Finalmente, el riesgo de integridad total se puede determinar añadiendo los componentes longitudinal, lateral, y vertical que se determinan en los pasos 7 a 9 anteriores según la ecuación (124):

$$IR = (IR)_{LG} + (IR)_{LI} + (IR)_{VE} \quad (124)$$

10 Con respecto a las realizaciones descritas anteriormente, se tiene que señalar que esta realización se puede modificar intercambiando algunos de los pasos anteriores y/o combinando algunos de los pasos anteriores. Específicamente, con respecto a los pasos anteriores 1, 2, 3, y 4, se tiene que señalar que estos pasos se pueden intercambiar en cualquier orden y/o también se pueden realizar simultáneamente. También los pasos 7 a 9 que se describieron anteriormente se pueden intercambiar en cualquier orden o se pueden realizar simultáneamente. El paso 6 se puede intercambiar con cualquiera de los pasos 1 a 5 y 6 a 9 o realizar simultáneamente.

15 Adicionalmente, se tiene que señalar que los parámetros de riesgo de integridad determinados en las ecuaciones (115), (116), (117), (121), (122), (123), y (124) cada una se puede considerar como un parámetro que incorpora un parámetro de indicación de integridad en el sentido de la presente invención como se describió anteriormente bajo la sección "Compendio de la invención".

Realización de un método para determinar un parámetro de nivel de protección en un escenario basado en el GIC

20 Para la determinación de los parámetros de riesgo de integridad como por ejemplo se describe con referencia a la realización previa, para determinar un parámetro de riesgo de integridad total, los parámetros de riesgo de integridad parciales se han añadido juntos a fin de determinar un riesgo de integridad total. Cuando se determina parámetros de indicación de un nivel de protección o de un nivel de protección, es posible determinar primero los parámetros de nivel de protección que indican los niveles de protección en diferentes condiciones tales como condiciones defectuosa y libre de fallos y también en el caso de la condición defectuosa para cada uno de la pluralidad de vehículos espaciales disponibles, donde estos parámetros de nivel de protección no se añaden juntos sino que el valor máximo de los mismos se determina como el parámetro de nivel de protección total, tal como por ejemplo un nivel de protección en un cierto dominio de posición X (por ejemplo X que es longitudinal LG, lateral LT, o vertical VE).

30 Por ejemplo, el límite de protección longitudinal PL_{LG} , el límite de protección lateral PL_{LT} , y el límite de protección vertical PL_{VE} (que son límites de protección unidimensionales en uno de los tres dominios de posición unidimensionales posibles longitudinal, lateral y vertical) se dan según las siguientes ecuaciones (125) a (127):

$$PL_{LG} = \max[(PL_N)_{LG}, (PL_F)_{LG}] = \max_{N,F} \left[(PL_N)_{LG}, \max_{1 \leq i \leq N_{tot}} (PL_F^{i,at})_{LG} \right] \quad (125)$$

$$PL_{LT} = \max[(PL_N)_{LT}, (PL_F)_{LT}] = \max_{N,F} \left[(PL_N)_{LT}, \max_{1 \leq i \leq N_{tot}} (PL_F^{i,at})_{LT} \right] \quad (126)$$

$$PL_{VE} = \max[(PL_N)_{VE}, (PL_F)_{VE}] = \max_{N,F} \left[(PL_N)_{VE}, \max_{1 \leq i \leq N_{tot}} (PL_F^{i,at})_{VE} \right] \quad (127)$$

35 Aquí, los parámetros $(PL_N)_{LG}$, $(PL_N)_{LT}$, $(PL_N)_{VE}$ indican los límites de protección longitudinal, lateral, y vertical

(también conocidos como niveles de protección) asociados a la aparición de un evento temido libre de fallos.

5 Los parámetros $(PL_F^{sat})_{LG}$, $(PL_F^{sat})_{LT}$, $(PL_F^{sat})_{VE}$ indican el nivel de protección longitudinal, lateral, y vertical asociados a la aparición de un evento de fallo único relacionado con un fallo del vehículo espacial específico *sat*. Cuando se toma el valor máximo de todos los niveles de protección de un dominio de posición asociado a la aparición de los vehículos espaciales *sat* desde 1 a N_{sat} , este valor máximo indica el nivel de protección total en este dominio de posición para la aparición de un evento de fallo único según el cual exactamente uno de los vehículos espaciales *sat* está en una condición anormal (evento de fallo único – caso defectuoso).

10 A continuación, se explicará un método para determinar un parámetro de nivel de protección en base a las Transformaciones Q^* descritas anteriormente (véase por ejemplo la Figura 8 y la descripción de la misma) según una realización de la presente invención más adelante.

Paso 1: Determinar el parámetro K_S

15 Para todos los estados defectuosos (es decir las suposiciones de que particularmente el vehículo espacial *sat* está en una condición anormal para cada uno de los vehículos espaciales *sat*), los valores de los parámetros auxiliares $(K_S^{sat})_{LG}$, $(K_S^{sat})_{LT}$, y $(K_S^{sat})_{VE}$ se determinan según las siguientes ecuaciones (128) a (130) que se basan en la definición de la ecuación (28) anterior.

$$(K_S^{sat})_{LG} = \frac{\sigma_{SISMA}}{\frac{\sigma_{LG,F}}{k_{LG,F}}} \quad (128)$$

$$(K_S^{sat})_{LT} = \frac{\sigma_{SISMA}}{\frac{\sigma_{LT,F}}{k_{LT,F}}} \quad (129)$$

$$(K_S^{sat})_{VE} = \frac{\sigma_{SISMA}}{\frac{\sigma_{VE,F}}{k_{VE,F}}} \quad (130)$$

20 Aquí, σ_{SISMA} es la precisión de monitorización de señal en el espacio, los parámetros $\sigma_{X,F}$ (X que es LG, LT, y VE) indican las desviaciones estándar de errores de posición longitudinal, lateral, y vertical en una condición defectuosa, y los parámetros $k_{X,F}$ (X que es LG, LT, y VE) indican los parámetros de transformación respectivos desde el intervalo a los dominios de posición longitudinal, lateral, y vertical en la condición defectuosa.

Paso 2: Determinar el parámetro K_T

25 Para todos los estados defectuosos, es decir para cada vehículo espacial *sat* (bajo las suposiciones de que particularmente el vehículo espacial *sat* está en una condición anormal), el valor de los parámetros auxiliares $(K_T)_X$ (X que es LG, LT, y VE) se determinan según las ecuaciones de más adelante (131) a (133) que se basan en la definición de la ecuación (33) anterior:

$$(K_T^{sat})_{LG} = \frac{T}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{LG,F}^{sat}}{k_{LG,F}^{sat}}} \quad (131)$$

$$(K_T^{sat})_{LF} = \frac{T}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{LF,F}^{sat}}{k_{LF,F}^{sat}}} \quad (132)$$

$$(K_T^{sat})_{VE} = \frac{T}{\sqrt{2} \frac{\sigma_{VE,F}^{sat}}{k_{VE,F}^{sat}}} \quad (133)$$

donde T es el umbral de detección que se puede determinar en base a los parámetros k_{fa} , σ_{SISA} , y σ_{SISMA} según la ecuación (3) anterior (véase la ecuación (3')):

$$T = k_{fa} \sqrt{\sigma_{SISA}^2 + \sigma_{SISMA}^2} \quad (3')$$

- 5 Adicionalmente, las desviaciones estándar de error de posición longitudinal, lateral, y vertical en la condición defectuosa ($\sigma_{LG,F}$, $\sigma_{LT,F}$, $\sigma_{VE,F}$) y los parámetros de transformación desde el intervalo al dominio de posición longitudinal, lateral, y vertical en la condición defectuosa ($k_{LG,F}$, $k_{LT,F}$, y $k_{VE,F}$) se introducen en las ecuaciones (131) a (133) según las definiciones de los parámetros auxiliares K_T .

Paso 3: Determinar el parámetro $K_{L,F}$

- 10 Para todos los estados defectuosos, es decir para cada vehículo espacial *sat* (bajo las suposiciones de que particularmente el vehículo espacial *sat* está en una condición anormal), el valor de los parámetros auxiliares ($K_{L,F}$)_X (X que es LG, LT, y VE) se pueden determinar utilizando la Transformación Q^* como por ejemplo se describió con referencia a la Figura 7 anteriormente.

$$(K_{L,F}^{sat})_{LG} = Q^* \left\{ (K_S^{sat})_{LG}, (P_F^{sat})_{LG} \right\} + (K_T^{sat})_{LG} \quad (134)$$

$$(K_{L,F}^{sat})_{LT} = Q^* \left\{ (K_S^{sat})_{LT}, (P_F^{sat})_{LT} \right\} + (K_T^{sat})_{LT} \quad (135)$$

$$(K_{L,F}^{sat})_{VE} = Q^* \left\{ (K_S^{sat})_{VE}, (P_F^{sat})_{VE} \right\} + (K_T^{sat})_{VE} \quad (136)$$

- 15 Esto, por ejemplo, se puede realizar utilizando una tabla de búsqueda tal como, por ejemplo, una tabla de búsqueda como se describió con referencia a la Figura 10 anteriormente.

- 20 $Q^* \{ \}$ representa la Transformación Q^* que se aplica a los parámetros K_S y P_F^{sat} . Para cierta aplicación, para un conjunto dado de parámetros K_S , P_F^{sat} , y K_T , es posible por consiguiente determinar directamente el parámetro $K_{L,F}$. La Transformación Q^* matemática invariante se puede proporcionar y/o almacenar como una tabla de búsqueda en el receptor (por ejemplo de una forma similar al suministro de otras funciones matemáticas como por ejemplo la función de densidad de probabilidad X^2).

Paso 4: Determinar $K_{L,N}$

- 25 Para el estado nominal N (es decir la condición libre de fallos), el valor de los parámetros auxiliares ($K_{L,N}$)_X (X que es LG, LT, y VE) para el dominio de posición longitudinal, lateral, y vertical se puede determinar según las siguientes ecuaciones (137) a (139):

$$(K_{L,N})_{LG} = \text{erfc}^{-1} \left(\frac{P_{LG,N}}{P_{OC,N}} \right) \quad (137)$$

$$(K_{L,N})_{LT} = \text{erfc}^{-1} \left(\frac{P_{LT,N}}{P_{OC,N}} \right) \quad (138)$$

$$(K_{L,N})_{VE} = \text{erfc}^{-1} \left(\frac{P_{VE,N}}{P_{OC,N}} \right) \quad (139)$$

5 Aquí, los parámetros $P_{X,N}$ (X que es LG, LT, y VE) indican las probabilidades respectivas de que el error de posición en el dominio de posición X, es decir el error de posición longitudinal, el error de posición lateral, o el error de posición vertical, sea mayor que el nivel de protección PL_X en la condición nominal (es decir el caso libre de fallos lo cual significaría que el error de posición exceda el umbral de error que corresponde al nivel de protección dado aunque cada uno de los satélites esté en una condición nominal). $P_{OC,N}$ indica la probabilidad de aparición de un evento temido libre de fallos.

10 Se tiene que señalar que este paso 4 se puede realizar antes o después de cualquiera de los pasos anteriores 1 a 3 y el paso 5 descrito más adelante dado que el parámetro $K_{L,N}$ se requerirá no antes del paso 6. También se puede realizar simultáneamente con uno o más de los pasos 1 a 5.

Paso 5: Determinar el nivel de protección PL asociado con la condición defectuosa de un cierto vehículo espacial sat

15 Para todos los estados defectuosos, es decir para cada vehículo espacial sat (bajo las suposiciones de que particularmente el vehículo espacial sat está en una condición anormal), el nivel de protección del vehículo espacial longitudinal, lateral, y vertical en la condición defectuosa se puede determinar para los dominios de posición LG, LT, y VE según las siguientes ecuaciones (140) a (142):

$$(PL_F^{sat})_{LG} = \sqrt{2} (K_{L,F}^{sat})_{LG} \sigma_{LG,F}^{sat} \quad (140)$$

$$(PL_F^{sat})_{LT} = \sqrt{2} (K_{L,F}^{sat})_{LT} \sigma_{LT,F}^{sat} \quad (141)$$

$$(PL_F^{sat})_{VE} = \sqrt{2} (K_{L,F}^{sat})_{VE} \sigma_{VE,F}^{sat} \quad (142)$$

Los parámetros $\sigma_{X,F}^{sat}$ (X que es LG, LT, y VE) indican las desviaciones estándar de los errores de posición longitudinal, lateral, y vertical en una condición defectuosa (puede ser el mismo valor para cada uno de los vehículos espaciales sat o ser proporcionado independientemente para la pluralidad de los vehículos espaciales sat).

20 Paso 6: Determinar el nivel de protección asociado con la condición nominal (condición libre de fallos)

Para la condición nominal, los niveles de protección longitudinal, lateral, y vertical en la condición normal N, es decir $(PL_N)_X$ (X que es LG, LT, y VE) se pueden determinar según las siguientes ecuaciones (143) a (145) en base a la definición anterior según la ecuación (8):

$$(PL_N)_{LG} = \sqrt{2} (K_{L,N})_{LG} \sigma_{LG,N} \quad (143)$$

$$(PL_N)_{LT} = \sqrt{2}(K_{L,N})_{LT} \sigma_{LT,N} \quad (144)$$

$$(PL_N)_{VE} = \sqrt{2}(K_{L,N})_{VE} \sigma_{VE,N} \quad (145)$$

Los parámetros $\sigma_{X,N}$ (X que es LG, LT, y VE) indican las desviaciones estándar de los errores de posición longitudinal, lateral, y vertical en una condición libre de fallos.

Paso 7: Determinar el nivel de protección longitudinal

- 5 El nivel de protección longitudinal resultante PL_{LG} se puede determinar determinando el valor máximo entre los niveles de protección correspondientes asociados a la condición nominal N y los niveles de protección correspondientes asociados a todos los estados defectuosos según la siguiente ecuación (146):

$$PL_{LG} = \max[(PL_N)_{LG}, (PL_F)_{LG}] = \max_{N,F} \left[(PL_N)_{LG}, \max_{\substack{1 \leq i \leq N_{est} \\ 1 \leq j \leq N_{est}}} (PL_F^{est})_{LG} \right] \quad (146)$$

Paso 8: Determinar el nivel de protección lateral

- 10 El nivel de protección lateral resultante PL_{LT} se puede determinar determinando el valor máximo entre los niveles de protección correspondientes asociados a la condición nominal N y los niveles de protección correspondientes asociados a todos los estados defectuosos según la siguiente ecuación (147):

$$PL_{LT} = \max[(PL_N)_{LT}, (PL_F)_{LT}] = \max_{N,F} \left[(PL_N)_{LT}, \max_{\substack{1 \leq i \leq N_{est} \\ 1 \leq j \leq N_{est}}} (PL_F^{est})_{LT} \right] \quad (147)$$

Paso 9: Determinar el nivel de protección vertical

- 15 El nivel de protección vertical resultante PL_{VE} se puede determinar determinando el valor máximo entre los niveles de protección correspondientes asociados a la condición nominal N y los niveles de protección correspondientes asociados a todos los estados defectuosos según la siguiente ecuación (148):

$$PL_{VE} = \max[(PL_N)_{VE}, (PL_F)_{VE}] = \max_{N,F} \left[(PL_N)_{VE}, \max_{\substack{1 \leq i \leq N_{est} \\ 1 \leq j \leq N_{est}}} (PL_F^{est})_{VE} \right] \quad (148)$$

- 20 Se tiene que señalar que se puede intercambiar el orden de algunos de los pasos anteriores y algunos de los pasos incluso se pueden realizar simultáneamente. Por ejemplo, los pasos 1 y 2 se pueden realizar en cualquier orden o simultáneamente, el paso 4 se puede intercambiar con cualquiera de los pasos 1 a 5, o ser realizado simultáneamente con cualquiera de los pasos 1 a 5, y finalmente, también se puede intercambiar el orden de los pasos 7 a 9 unos con otros o se pueden realizar simultáneamente. El paso 6 se puede determinar después o simultáneamente con el paso 4, pero se puede intercambiar con cualquiera de los pasos 1, 2, 3, y 5, o se puede realizar simultáneamente.

Según esta realización, es posible determinar cada uno de los niveles de protección asociados a los dominios de posición lateral LT, longitudinal LG, y vertical VE. Se tiene que señalar que cada uno de los límites de protección parcial anteriores que está asociado al estado nominal o defectuoso o solamente un estado de fallo único de un vehículo espacial específico son parámetros de indicación de integridad en el sentido de los aspectos de la invención que se describieron bajo la sección "Compendio de la invención". Los parámetros de riesgo de integridad determinados en las ecuaciones (140), (141), (142), (146), (147), y (148) cada uno se puede considerar como un parámetro que incorpora un parámetro de indicación de integridad en el sentido de la presente invención como se describió anteriormente bajo la sección "Compendio de la invención".

Adicionalmente, también es posible derivar además un parámetro de límite de protección más general obtenido a partir de los parámetros de nivel de protección mencionados anteriormente PL_{LG} , PL_{LT} , PL_{VE} combinando estos parámetros tal como por ejemplo tomando el valor máximo de los mismos.

Realización de un método para determinar un parámetro de riesgo de integridad en un escenario basado en RAIM

Paso 1: Determinar los parámetros K_S

Para todos los estados defectuosos, es decir para cada uno de los vehículos espaciales disponibles *sat* (bajo las suposiciones de que particularmente el vehículo espacial *sat* está en una condición anormal), el valor de los parámetros auxiliares $(K_S)_X$ (X que es LG, LT, y VE) se puede determinar según las siguientes ecuaciones (149) a (151) en base a la definición de la ecuación (73) anterior:

$$\left(\bar{K}_S^{sat}\right)_{LG} = \frac{\bar{\sigma}_{1,LG}^{sat}}{\sigma_{LG,F}^{sat}} \quad (149)$$

$$\left(\bar{K}_S^{sat}\right)_{LI} = \frac{\bar{\sigma}_{1,LI}^{sat}}{\sigma_{LI,F}^{sat}} \quad (150)$$

$$\left(\bar{K}_S^{sat}\right)_{VE} = \frac{\bar{\sigma}_{1,VE}^{sat}}{\sigma_{VE,F}^{sat}} \quad (151)$$

5

Paso 2: Determinar los parámetros K_T

Para todos los estados defectuosos, es decir para cada uno de los vehículos espaciales disponibles *sat* (bajo las suposiciones de que particularmente el vehículo espacial *sat* está en una condición anormal), el valor de los parámetros auxiliares $(K_T)_X$ (X que es LG, LT, y VE) se puede determinar según las siguientes ecuaciones (152) a (154) que se basan en la definición de la ecuación (74) anterior:

10

$$\left(\bar{K}_T^{sat}\right)_{LG} = \frac{I_{LG}^{sat}}{\sqrt{2\sigma_{LG,F}^{sat}}} \quad (152)$$

$$\left(\bar{K}_T^{sat}\right)_{LI} = \frac{I_{LI}^{sat}}{\sqrt{2\sigma_{LI,F}^{sat}}} \quad (153)$$

$$\left(\bar{K}_T^{sat}\right)_{VE} = \frac{I_{VE}^{sat}}{\sqrt{2\sigma_{VE,F}^{sat}}} \quad (154)$$

Paso 3: Determinar los parámetros $K_{L,F}$

Para todos los estados defectuosos, es decir para cada uno de los vehículos espaciales disponibles *sat* (bajo las suposiciones de que particularmente el vehículo espacial *sat* está en una condición anormal), el valor de los parámetros auxiliares $(K_{L,F})_X$ (X que es LG, LT, y VE) se puede determinar según las siguientes ecuaciones (155) a (157) que se basan en la definición de la ecuación (75) anterior:

15

$$\left(\bar{K}_{L,F}^{sat}\right)_{LG} = \frac{I_{LG}^{sat}}{\sqrt{2\sigma_{LG,F}^{sat}}} \quad (155)$$

$$\left(\bar{K}_{L,F}^{sat}\right)_{LI} = \frac{I_{LI}^{sat}}{\sqrt{2}\sigma_{LI,F}^{sat}} \quad (156)$$

$$\left(\bar{K}_{L,F}^{sat}\right)_{VE} = \frac{I_{VE}^{sat}}{\sqrt{2}\sigma_{VE,F}^{sat}} \quad (157)$$

Aquí, los parámetros I_X^{sat} indican los umbrales de error respectivos (es decir los límites de alerta en la determinación de un riesgo de integridad) para los dominios de posición longitudinal (X = LG), lateral (X = LT), y vertical (X = VE).

Paso 4: Determinar los parámetros $K_{L,N}$

- 5 Para el estado nominal N, es decir para la condición libre de fallos, el valor de los parámetros auxiliares $(K_{L,N})_X$ (X que es LG, LT, y VE) se puede determinar según las siguientes ecuaciones (158) a (160) que son similares a la definición del parámetro respectivo $K_{L,N}$ en el escenario basado en el GIC (véase por ejemplo la ecuación (8) anterior):

$$\left(K_{L,N}\right)_{LG} = \frac{I_{LG}}{\sqrt{2}\sigma_{LG,N}} \quad (158)$$

$$\left(K_{L,N}\right)_{LT} = \frac{I_{LT}}{\sqrt{2}\sigma_{LT,N}} \quad (159)$$

$$\left(K_{L,N}\right)_{VE} = \frac{I_{VE}}{\sqrt{2}\sigma_{VE,N}} \quad (160)$$

- 10 Aquí, los parámetros $\sigma_{X,N}$ indican las desviaciones estándar del error de posición longitudinal (X = LG), lateral (X = LT), y vertical (X = VE) en la condición nominal N que se puede determinar según las siguientes ecuaciones (161) a (163),

$$\sigma_{LG,N} = \sqrt{P_0(1.1)} \quad (161)$$

$$\sigma_{LT,N} = \sqrt{P_0(2.2)} \quad (162)$$

$$\sigma_{VE,N} = \sqrt{P_0(3.3)} \quad (163)$$

- 15 donde P_0 indica la matriz de covarianza de la solución del conjunto completo nominal que se da según la siguiente ecuación (164) (para $W_{N,0}$, ver la ecuación (59) anterior):

$$P_0 = \left(G^T W_{N,0} G\right)^{-1} \quad (164)$$

Paso 5: Determinar el riesgo de integridad IR asociado con la condición defectuosa de un vehículo espacial sat

Para todos los estados defectuosos, es decir para cada uno de los vehículos espaciales sat (bajo las suposiciones

de que particularmente el vehículo espacial *sat* está en una condición anormal), los parámetros de riesgo de integridad longitudinal, lateral, y vertical IR_F^{sat} se pueden determinar utilizando la Transformación Q similar al escenario basado en el GIC mencionado anteriormente según las siguientes ecuaciones (165) a (167):

$$(IR_F^{sat})_{LG} = Q\left\{\left(\tilde{K}_S^{sat}\right)_{LG}, \left(\tilde{K}_{L,F}^{sat}\right)_{LG} - \left(\tilde{K}_T^{sat}\right)_{LG}\right\} \quad (165)$$

$$(IR_F^{sat})_{LT} = Q\left\{\left(\tilde{K}_S^{sat}\right)_{LT}, \left(\tilde{K}_{L,F}^{sat}\right)_{LT} - \left(\tilde{K}_T^{sat}\right)_{LT}\right\} \quad (166)$$

$$(IR_F^{sat})_{VE} = Q\left\{\left(\tilde{K}_S^{sat}\right)_{VE}, \left(\tilde{K}_{L,F}^{sat}\right)_{VE} - \left(\tilde{K}_T^{sat}\right)_{VE}\right\} \quad (167)$$

5 Paso 6: Determinar los parámetros de riesgo de integridad asociados con la condición nominal N

Para la condición nominal N, es decir la condición libre de fallos también conocida como evento temido libre de fallos, se pueden determinar los riesgos de integridad longitudinal, lateral, y vertical en la condición normal N según las siguientes ecuaciones (168) a (170) que se basan en la ecuación (7) anterior:

$$(IR_N)_{LG} = P_{OC,N} \cdot \text{erfc}\left[\left(K_{L,N}\right)_{LG}\right] \quad (168)$$

$$(IR_N)_{LT} = P_{OC,N} \cdot \text{erfc}\left[\left(K_{L,N}\right)_{LT}\right] \quad (169)$$

$$(IR_N)_{VE} = P_{OC,N} \cdot \text{erfc}\left[\left(K_{L,N}\right)_{VE}\right] \quad (170)$$

10

Paso 7: Determinar el parámetro de riesgo de integridad longitudinal

El riesgo de integridad longitudinal resultante $(IR)_{LG}$ para el dominio de posición longitudinal se puede determinar añadiendo los riesgos de integridad correspondientes como se determinó anteriormente asociados a los estados nominales N y los parámetros de riesgo de integridad asociados a cada uno de los estados defectuosos posibles (es decir para cada uno de los vehículos espaciales disponibles 1, 2, ..., N_{sat}) según la siguiente ecuación (171):

15

$$(IR)_{LG} = (IR_N)_{LG} + (IR_F)_{LG} = (IR_N)_{LG} + \sum_{sat=1}^N (IR_F^{sat})_{LG} \quad (171)$$

Paso 8: Determinar el parámetro de riesgo de integridad lateral

El riesgo de integridad lateral resultante $(IR)_{LT}$ para el dominio de posición lateral se puede determinar añadiendo los riesgos de integridad correspondientes como se determinó anteriormente asociados con los estados nominales N y los parámetros de riesgo de integridad asociados a cada uno de los estados defectuosos posibles (es decir para cada uno de los vehículos espaciales disponibles 1, 2, ..., N_{sat}) según la siguiente ecuación (172):

20

$$(IR)_{LT} = (IR_N)_{LT} + (IR_F)_{LT} = (IR_N)_{LT} + \sum_{sat=1}^N (IR_F^{sat})_{LT} \quad (172)$$

Paso 9: Determinar el parámetro de riesgo de integridad vertical

El riesgo de integridad vertical resultante $(IR)_{VE}$ se puede determinar añadiendo los riesgos de integridad correspondientes como se determinó anteriormente asociados a los estados nominales N y los parámetros de riesgo de integridad asociados a cada uno de los estados defectuosos posibles (es decir para cada uno de los vehículos espaciales disponibles 1, 2, ..., N_{sat}) según la siguiente ecuación (173):

25

$$(IR)_{VE} = (IR_N)_{VE} + (IR_F)_{VE} = (IR_N)_{VE} + \sum_{sat=1}^N (IR_F^{sat})_{VE} \quad (173)$$

Paso 10: Determinar el parámetro de riesgo de integridad total IR

5 El parámetro de riesgo de integridad total IR que tiene las contribuciones de cada una de las condiciones defectuosas y las condiciones libres de fallos y a partir de cada uno de los dominios de posición longitudinal, lateral, y vertical se puede derivar añadiendo los componentes longitudinal, lateral, y vertical derivados anteriormente como se determinó en el paso 7 al paso 9 según la siguiente ecuación (174):

$$IR = (IR)_{LG} + (IR)_{LT} + (IR)_{VE} \quad (174)$$

10 Con respecto a las realizaciones descritas anteriormente, se tiene que señalar que esta realización se puede modificar intercambiando algunos de los pasos anteriores y/o combinando algunos de los pasos anteriores. Específicamente, con respecto a los pasos anteriores 1, 2, 3, y 4, se tiene que señalar que estos pasos se pueden intercambiar en cualquier orden y/o también ser realizados simultáneamente. También los pasos 7 a 9 como se describió anteriormente se pueden intercambiar en cualquier orden o ser realizados simultáneamente. El paso 6 se puede intercambiar con cualquiera de los pasos 1 a 5 y 6 a 9 o realizar simultáneamente.

15 Adicionalmente, se tiene que señalar que los parámetros de riesgo de integridad determinados en las ecuaciones (165), (166), (167), (171), (172), (173), y (174) cada uno se puede considerar como un parámetro que incorpora un parámetro de indicación de integridad en el sentido de la presente invención como se describió anteriormente bajo la sección "Compendio de la invención".

Realización de un método para determinar un parámetro de nivel de protección en un escenario basado en RAIM

Paso 1: Determinar el parámetro K_S

20 Para todos los estados defectuosos, es decir para cada uno de los vehículos espaciales disponibles *sat* (bajo las suposiciones de que particularmente el vehículo espacial *sat* está en una condición anormal), el valor de los parámetros auxiliares $(K_S^{sat})_X$ para el dominio de posición longitudinal ($X = LG$), lateral ($X = LT$), y vertical ($X = VE$) y para cada vehículo espacial *sat* se puede determinar según las ecuaciones (175) a (177) de más adelante similar al paso 1 anterior de la determinación de riesgo de integridad en un escenario basado en RAIM:

$$(\hat{K}_S^{sat})_{LG} = \frac{\bar{\sigma}_{s, LG}^{sat}}{\sigma_{LG, F}^{sat}} \quad (175)$$

$$(\hat{K}_S^{sat})_{LT} = \frac{\bar{\sigma}_{s, LT}^{sat}}{\sigma_{LT, F}^{sat}} \quad (176)$$

$$(\hat{K}_S^{sat})_{VE} = \frac{\bar{\sigma}_{s, FE}^{sat}}{\sigma_{VE, F}^{sat}} \quad (177)$$

25 Aquí, los parámetros $\bar{\sigma}_{s, X}^{sat}$ (X que es LG, LT, o VE) indican las desviaciones estándar de la separación entre la solución longitudinal, lateral, y vertical del conjunto completo no nominal (una condición de fallo de vehículo espacial única) y del subconjunto *sat*.

30 La solución del subconjunto *sat* se puede obtener omitiendo el vehículo espacial defectuoso *sat*. Estas desviaciones estándar se dan según las ecuaciones (178) a (180):

$$\bar{\sigma}_{s,IG}^{sat} = \sqrt{d\bar{P}_{sat}(1,1)} \quad (178)$$

$$\bar{\sigma}_{s,LI}^{sat} = \sqrt{d\bar{P}_{sat}(2,2)} \quad (179)$$

$$\bar{\sigma}_{s,VE}^{sat} = \sqrt{d\bar{P}_{sat}(3,3)} \quad (180)$$

Aquí, $d\bar{P}_{sat}$ indica la matriz de covarianza para la separación no nominal según la siguiente ecuación (181):

$$d\bar{P}_{sat} = (S_{N-1,sat} - S_{N,0})(W_{N,sat})^{-1}(S_{N-1,sat} - S_{N,0})^T \quad (181)$$

- 5 $S_{N-1,sat}$ y $S_{N,0}$ se relacionan con las matrices de mínimos cuadrados que corresponden a la solución del subconjunto *sat* (por ejemplo el subconjunto obtenido omitiendo el vehículo espacial *sat*) y la del conjunto completo nominal. Se pueden determinar según las siguientes ecuaciones (182) y (183):

$$S_{N-1,sat} = (G^T W_{N-1,sat} G)^{-1} G^T W_{N-1,sat} \quad (182)$$

$$S_{N,0} = (G^T W_{N,0} G)^{-1} G^T W_{N,0} \quad (183)$$

Aquí, G indica la matriz de cosenos directores N por 4, y $W_{N,0}$ indica la matriz de ponderación (la inversa de la matriz de covarianza) de la solución de mínimos cuadrados del conjunto completo nominal:

$$W_{N,0} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_1^2} & 0 & \dots & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_2^2} & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \frac{1}{\sigma_{sat}^2} & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & \dots & \frac{1}{\sigma_N^2} \end{bmatrix} \quad (184)$$

10

$$\sigma_{sat}^3 = \sigma_{UERE,sat}^2 + SISA_{sat}^2 \quad (185)$$

La matriz de ponderación $W_{N-1,sat}$ (inversa de una matriz de covarianza) es una matriz de ponderación de la solución de mínimos cuadrados del subconjunto *sat*,

$$W_{N-1,sat} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_1^2} & 0 & \dots & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_2^2} & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & \dots & \frac{1}{\sigma_N^2} \end{bmatrix} = M_{sat} W_{N,S} \quad (186)$$

donde M_{sat} es una matriz identidad N por N que tiene las entradas 1 en cada uno de los elementos diagonales excepto el elemento diagonal que corresponde al vehículo espacial sat, en donde el elemento diagonal relacionado con el vehículo espacial sat se fija a 0.

- 5 Adicionalmente, $W_{N,sat}$ indica una matriz de ponderación (inversa de una matriz de covarianza) de la solución de mínimos cuadrados del conjunto completo no nominal (un fallo de vehículo espacial único):

$$W_{N,sat} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_1^2} & 0 & \dots & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_2^2} & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \frac{1}{\sigma_{VEE,sat}^2} & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & \dots & \frac{1}{\sigma_N^2} \end{bmatrix} \quad (187)$$

$$\sigma_{sat}^2 = \sigma_{VEE,sat}^2 + SISA_{sat}^2 \quad (188)$$

Aquí, las desviaciones estándar $\sigma_{X,F}^{sat}$ (X que es LG, LT, y VE) del error de posición longitudinal, lateral, y vertical en la condición defectuosa se dan en las siguientes ecuaciones (189) a (191):

$$\sigma_{LG,F}^{sat} = \sqrt{P_{sat}(1,1)} \quad (189)$$

$$\sigma_{LT,F}^{sat} = \sqrt{P_{sat}(2,2)} \quad (190)$$

$$\sigma_{VE,F}^{sat} = \sqrt{P_{sat}(3,3)} \quad (191)$$

- 10 Aquí, P_{sat} indica la matriz de covarianza para la solución del conjunto completo no nominal y se puede determinar según la ecuación (192):

$$P_{sat} = S_{N,S} W_{N,sat}^{-1} S_{N,S}^T \quad (192)$$

Paso 2: Determinar el parámetro K_T

5 Para todos de los estados defectuosos, es decir para cada uno de los vehículos espaciales *sat* (bajo las suposiciones de que particularmente el vehículo espacial *sat* está en una condición anormal), el valor de los parámetros auxiliares $K_{T,X}^{sat}$ (X que es LG, LT, y VE) se puede determinar según las siguientes ecuaciones (193) a (195) que corresponden a las ecuaciones (155) a (157) del paso 3 de la realización descrita anteriormente para un método para la determinación de un riesgo de integridad en un escenario basado en RAIM.

$$(K_T^{sat})_{LG} = \frac{I_{LG}^{sat}}{\sqrt{2\sigma_{LG,F}^{sat}}} \quad (193)$$

$$(K_T^{sat})_{LT} = \frac{I_{LT}^{sat}}{\sqrt{2\sigma_{LT,F}^{sat}}} \quad (194)$$

$$(K_T^{sat})_{VE} = \frac{I_{VE}^{sat}}{\sqrt{2\sigma_{VE,F}^{sat}}} \quad (195)$$

Aquí, los parámetros T_X^{sat} (X que es LG, LT, y VE) indican los umbrales de detección longitudinal, lateral, y vertical que se dan según las siguientes fórmulas (196) a (198):

$$I_{LG}^{sat} = k_{fa, LG} \cdot \sigma_{L, LG}^{sat} \quad (196)$$

$$I_{LT}^{sat} = k_{fa, LT} \cdot \sigma_{L, LT}^{sat} \quad (197)$$

$$I_{VE}^{sat} = k_{fa, VE} \cdot \sigma_{L, VE}^{sat} \quad (198)$$

10 Aquí, los parámetros $k_{fa,X}$ (X que es LG, LT, y VE) indican el número de σ que corresponde a la probabilidad de falsa alarma (respectivamente los componentes longitudinal, lateral, y vertical de los mismos), y los parámetros $\sigma_{s,X}^{sat}$ (X que es LG, LT, y VE) indican las desviaciones estándar de la separación entre la solución longitudinal, lateral, y vertical del conjunto completo nominal (todas las señales en el espacio SIS libres de fallos) y del subconjunto *sat*.

15

La solución del subconjunto *sat* se puede obtener omitiendo el vehículo espacial *sat*.

$$\sigma_{L, LG}^{sat} = \sqrt{dP_{sat}(1,1)} \quad (199)$$

$$\sigma_{L, LT}^{sat} = \sqrt{dP_{sat}(2,2)} \quad (200)$$

$$\sigma_{L, VE}^{sat} = \sqrt{dP_{sat}(3,3)} \quad (201)$$

Aquí, dP_{sat} indica la matriz de covarianza para la separación nominal que se puede determinar según la siguiente ecuación (202):

$$dP_{sat} = (S_{N-1,sat} - S_{N,0})(W_{N,0})^{-1}(S_{N-1,sat} - S_{N,0})^T \quad (202)$$

Aquí, $S_{N-1,sat}$ y $S_{N,0}$ representan las matrices de mínimos cuadrados que corresponden a la solución del subconjunto *sat* (el subconjunto obtenido omitiendo el vehículo espacial *sat*) y del conjunto completo nominal (como se explicó anteriormente).

5 Paso 3: Determinar los parámetros $K_{L,F}$

Para todos los estados defectuosos, es decir para cada uno de los vehículos espaciales *sat* (bajo las suposiciones de que particularmente el vehículo espacial *sat* está en una condición anormal), el valor de los parámetros auxiliares $(K_{L,F})_X$ (X que es LG, LT, y VE) se puede determinar usando las Transformaciones Q^* como ya se ilustró con respecto a un ejemplo en la Figura 8 y la descripción de la misma.

10 Las fórmulas correspondientes son:

$$\left(\hat{K}_{L,F}^{sat}\right)_{LG} = Q^* \left\{ \left(\hat{K}_S^{sat}\right)_{LG}, \left(P_F^{sat}\right)_{LG} \right\} + \left(\hat{K}_T^{sat}\right)_{LG} \quad (203)$$

$$\left(\hat{K}_{L,F}^{sat}\right)_{LT} = Q^* \left\{ \left(\hat{K}_S^{sat}\right)_{LT}, \left(P_F^{sat}\right)_{LT} \right\} + \left(\hat{K}_T^{sat}\right)_{LT} \quad (204)$$

$$\left(\hat{K}_{L,F}^{sat}\right)_{VE} = Q^* \left\{ \left(\hat{K}_S^{sat}\right)_{VE}, \left(P_F^{sat}\right)_{VE} \right\} + \left(\hat{K}_T^{sat}\right)_{VE} \quad (205)$$

Aquí $(P_F^{sat})_X$ (X que es LG, LT, y VE) indican las probabilidades respectivas de que los errores de posición longitudinal, lateral, y vertical excedan los niveles de protección longitudinal, lateral, y vertical respectivos en la condición defectuosa.

15 Paso 4: Determinar los parámetros $K_{L,N}$

Para el estado nominal N (es decir el evento temido libre de fallos), el valor de los parámetros auxiliares $(K_{L,N})_X$ (X que es LG, LT, y VE) se puede determinar según las siguientes ecuaciones (206) a (208):

$$\left(K_{L,N}\right)_{LG} = \text{erfc}^{-1} \left[\frac{\left(P_N\right)_{LG}}{P_{OC,N}} \right] \quad (206)$$

$$\left(K_{L,N}\right)_{LT} = \text{erfc}^{-1} \left[\frac{\left(P_N\right)_{LT}}{P_{OC,N}} \right] \quad (207)$$

$$\left(K_{L,N}\right)_{VE} = \text{erfc}^{-1} \left[\frac{\left(P_N\right)_{VE}}{P_{OC,N}} \right] \quad (208)$$

20 Aquí, $P_{OC,N}$ indica la probabilidad de una aparición de una condición libre de fallos (a este respecto, se tiene que señalar que en un escenario típico, la probabilidad $P_{OC,N}$ se puede suponer que es igual a 1, es decir $P_{OC,N} = 1$). Adicionalmente, los parámetros $(P_N)_X$ (X que es LG, LT, y VE) indican las probabilidades respectivas de que el error de posición longitudinal, lateral, y vertical exceda los niveles de protección longitudinal, lateral, y vertical, respectivamente, en la condición nominal N.

Paso 5: Determinar el límite de protección PL asociado con la condición defectuosa

Para todos los estados defectuosos, es decir para cada uno de los vehículos espaciales *sat* (bajo las suposiciones de que particularmente el vehículo espacial *sat* está en una condición anormal), los límites de protección longitudinal, lateral, y vertical $(PL_F^{sat})_X$ (X que es LG, LT, y VE) se pueden determinar según las siguientes ecuaciones (209) a (211):

$$(PL_F^{sat})_{LG} = \sqrt{2}(\bar{K}_{L,F}^{sat})_{LG} \sigma_{LG,F}^{sat} \quad (209)$$

$$(PL_F^{sat})_{LT} = \sqrt{2}(\bar{K}_{L,F}^{sat})_{LT} \sigma_{LT,F}^{sat} \quad (210)$$

$$(PL_F^{sat})_{VE} = \sqrt{2}(\bar{K}_{L,F}^{sat})_{VE} \sigma_{VE,F}^{sat} \quad (211)$$

5

Paso 6: Determinar el límite de protección PL asociado con la condición nominal N

Para el estado nominal N, es decir una condición libre de fallos, los límites de protección longitudinal, lateral, y vertical en una condición normal N se pueden determinar según las siguientes ecuaciones (212) a (214):

$$(PL_N)_{LG} = \sqrt{2}(K_{L,N})_{LG} \sigma_{LG,N} \quad (212)$$

$$(PL_N)_{LT} = \sqrt{2}(K_{L,N})_{LT} \sigma_{LT,N} \quad (213)$$

$$(PL_N)_{VE} = \sqrt{2}(K_{L,N})_{VE} \sigma_{VE,N} \quad (214)$$

10 Aquí, los parámetros $\sigma_{X,N}$ (X que es LG, LT, y VE) indican las desviaciones estándar del error de posición longitudinal, lateral, y vertical en la condición nominal N y se pueden determinar según las siguientes ecuaciones (215) a (217):

$$\sigma_{LG,N} = \sqrt{P_0(1,1)} \quad (215)$$

$$\sigma_{LT,N} = \sqrt{P_0(2,2)} \quad (216)$$

$$\sigma_{VE,N} = \sqrt{P_0(3,3)} \quad (217)$$

15 Aquí, P_0 representa la matriz de covarianza para la solución del conjunto completo y se puede determinar según la ecuación (218):

$$P_0 = (G^T W_{N,0} G)^{-1} \quad (218)$$

Paso 7: Determinar el límite de protección longitudinal PL_{LG}

El límite de protección longitudinal resultante PL_{LG} en el dominio longitudinal se puede determinar determinando el valor máximo entre los límites de protección correspondientes asociados con el estado nominal y los límites de protección asociados a todos los estados defectuosos en el dominio de posición longitudinal:

$$PL_{LG} = \max[(PL_N)_{LG}, (PL_F)_{LG}] = \max_{N,F} \left[(PL_N)_{LG}, \max_{\substack{1 \leq i \leq N \\ 1 \leq j \leq N}} (PL_F^{(i,j)})_{LG} \right] \quad (219)$$

5 Paso 8: Determinar el límite de protección lateral PL_{LT}

El límite de protección lateral resultante PL_{LT} en el dominio lateral se puede determinar determinando el valor máximo entre los límites de protección correspondientes asociados al estado nominal y los límites de protección asociados a todos los estados defectuosos en el dominio de posición lateral:

$$PL_{LT} = \max[(PL_N)_{LT}, (PL_F)_{LT}] = \max_{N,F} \left[(PL_N)_{LT}, \max_{\substack{1 \leq i \leq N \\ 1 \leq j \leq N}} (PL_F^{(i,j)})_{LT} \right] \quad (220)$$

10 Paso 9: Determinar el límite de protección vertical PL_{VE}

El límite de protección vertical resultante PL_{VE} en el dominio vertical se puede determinar determinando el valor máximo entre los límites de protección correspondientes asociados al estado nominal y los límites de protección asociados a todos los estados defectuosos en el dominio de posición vertical:

$$PL_{VE} = \max[(PL_N)_{VE}, (PL_F)_{VE}] = \max_{N,F} \left[(PL_N)_{VE}, \max_{\substack{1 \leq i \leq N \\ 1 \leq j \leq N}} (PL_F^{(i,j)})_{VE} \right] \quad (221)$$

15 Se tiene que señalar que el orden de algunos de los pasos anteriores se puede intercambiar y algunos de los pasos incluso se pueden realizar simultáneamente. Por ejemplo, los pasos 1 y 2 se pueden realizar en cualquier orden o simultáneamente, el paso 4 se puede intercambiar con cualquiera de los 1 a 5, o ser realizados simultáneamente con cualquiera de los pasos 1 a 5, y finalmente, también el orden de los pasos 7 a 9 se pueden intercambiar unos con otros o se puede realizar simultáneamente. El paso 6 se puede determinar después o simultáneamente con el
 20 paso 4, pero se puede intercambiar con cualquiera de los pasos 1, 2, 3, y 5, o se puede realizar simultáneamente.

Según esta realización, es posible determinar cada uno de los niveles de protección asociados a los dominios de posición lateral LT, longitudinal LG, y vertical VE. Se tiene que señalar que cada uno de los límites de protección parcial anteriores que están asociados al estado nominal o al defectuoso o solamente un estado defectuoso único de un vehículo espacial específico son parámetros de indicación de integridad en el sentido de los aspectos de la
 25 invención como se describió bajo la sección "Compendio de la invención". Los parámetros de riesgo de integridad determinados en las ecuaciones (209), (210), (211), (219), (220), y (221) se pueden considerar cada uno como un parámetro que incorpora un parámetro de indicación de integridad en el sentido de la presente invención como se describió anteriormente bajo la sección "Compendio de la invención".

Adicionalmente, también es posible derivar además un parámetro de límite de protección más general obtenido a partir de los parámetros de nivel de protección mencionados anteriormente PL_{LG} , PL_{LT} , PL_{VE} combinando estos parámetros tal como por ejemplo tomando el valor máximo de los mismos.

Realización de un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad según la presente invención

La Figura 19 muestra un ejemplo de una realización de un aparato 100 para determinar un parámetro de indicación de integridad (tal como, por ejemplo, un riesgo de integridad IR, y un nivel de protección PL, o parámetros parciales
 35 de los mismos) que son adecuados para indicar la integridad o al menos una integridad parcial de información de posicionamiento determinada a partir de señales de información de posicionamiento que se diseminan desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global, tales como por ejemplo satélites de un sistema de posicionamiento global tal como por ejemplo GPS o Galileo, o similares.

El aparato 100 según esta realización comprende unos medios de suministro de parámetros de entrada 110 para proporcionar un parámetro de entrada. Por ejemplo, cuando se determina un riesgo de integridad IR o al menos un parámetro de riesgo de integridad parcial, existen los parámetros de entrada requeridos tales como por ejemplo al menos un límite de alerta AL o límites de alerta parciales, tales como límites de alerta AL_x en un cierto dominio de posición. Éstos se pueden asociar entonces con un umbral de error I_x que se pueden usar para la determinación de un riesgo de integridad en el límite de alerta AL o para un riesgo de integridad parcial IR_x en el límite de alerta parcial
 45 AL_x . Adicionalmente, cuando se determina un nivel de protección PL como un parámetro de indicación de integridad

en el sentido de la presente invención, un parámetro de entrada tal como un riesgo de integridad o al menos un riesgo de integridad parcial va a ser introducido como un parámetro de entrada.

Los medios de suministro de parámetros de integridad 110 se configuran para proporcionar un parámetro de entrada para la determinación de un parámetro de indicación de integridad según al menos una de las realizaciones descritas anteriormente y aspectos preferidos de los métodos de la presente invención. Por ejemplo, los medios de suministro de parámetros de entrada 110 pueden tener parámetros de entrada predeterminados almacenados en unos medios de almacenamiento que se pueden proporcionar para la determinación del parámetro de indicación de integridad. También, es posible que los medios de suministro de parámetros de entrada 110 comprendan medios de entrada que se pueden usar por un usuario o un administrador para introducir los parámetros de entrada a ser usados para la determinación de los parámetros de indicación de integridad. Adicionalmente, los medios de suministro de parámetros de entrada 110 se pueden configurar para determinar o recibir instrucciones por un usuario o un administrador si el parámetro de entrada es un parámetro relacionado con el riesgo de integridad de manera que un parámetro de indicación de integridad relacionado con el nivel de protección va a ser determinado, o si el parámetro es un nivel de protección relacionado de manera que se puede determinar un parámetro de indicación de integridad relacionado con el riesgo de integridad.

Adicionalmente, como se describió con referencia a las realizaciones mencionadas anteriormente y los aspectos preferidos de la presente invención, la determinación de un parámetro de indicación de integridad requiere parámetros de indicación de integridad que también tienen que ser conocidos o ser posiblemente derivados a fin de ser capaces de determinar el parámetro de indicación de integridad. Al menos algunos de los parámetros de indicación de integridad se reciben en el aparato 100 por unos medios de recepción 120 que se consideran para recibir una pluralidad de parámetros de información de integridad que, por ejemplo, se envían desde uno o más de los vehículos espaciales y/o una o más de las estaciones en tierra del sistema de posicionamiento global. Por ejemplo, parámetros tales como la precisión de señal en el espacio SISA y la precisión de monitorización de señal en el espacio SISMA se pueden recibir desde estaciones en tierra o desde los vehículos espaciales directamente en un receptor de un usuario, mientras que otros parámetros de información de integridad también se puede almacenar ya en unos medios de almacenamiento 140 del aparato 100.

Por consiguiente, el aparato 100 también comprende unos medios de almacenamiento 140 que están configurados para almacenar datos y se pueden usar para almacenar parámetros de entrada predeterminados, algunos de los parámetros de información de integridad requeridos, medios de programa que están configurados para determinar un parámetro de indicación de integridad en combinación con unos medios de procesamiento 130 del aparato 100 o realizar uno o más de los pasos del método mencionados anteriormente de las realizaciones del método para determinar un parámetro de indicación de integridad en combinación con los medios de procesamiento 130 del aparato 100.

Los medios de almacenamiento 140 se pueden usar además para proporcionar/almacenar una o más tablas de búsqueda que corresponden a relaciones auxiliares tales como por ejemplo la Transformación Q y la Transformación Q* según los ejemplos de las Figuras 9 y 10, por ejemplo. También, se pueden almacenar relaciones auxiliares similares y otras funciones matemáticas tales como la función de densidad de probabilidad X^2 en los medios de almacenamiento 140.

Para realizar los medios de almacenamiento 140, es posible usar cualquiera de las tecnologías de medios de almacenamiento conocidas, tales como por ejemplo un disco duro, una memoria instantánea, medios de almacenamiento móviles tales como medios de almacenamiento USB, discos ópticos, RAM, ROM, o similares.

Finalmente, el aparato 100 comprende unos medios de procesamiento 130 que, por ejemplo, pueden comprender una CPU, en donde el aparato 100 se adapta de manera que los medios de procesamiento 140 en combinación con los medios de recepción 120, los medios de suministro de parámetro de entrada 110, y los medios de almacenamiento 140, que se pueden conectar a través de un canal principal a los medios de procesamiento 130, está configurado para determinar un parámetro de indicación de integridad según al menos una de las realizaciones mencionadas anteriormente, aspectos y aspectos preferidos de métodos según la presente invención. Preferiblemente, el aparato está configurado de manera que el aparato 100 está adaptado para realizar una pluralidad e incluso todas las realizaciones mencionadas anteriormente, aspectos, y aspectos preferidos de métodos de la presente invención. En particular, los medios de procesamiento 130 se pueden adaptar para realizar operaciones matemáticas tales como suma y multiplicación de parámetros, tales como por ejemplo el parámetro de entrada, los parámetros de información de integridad recibidos y/o almacenados, y/u otros parámetros.

Efectos de la presente Invención

La presente invención proporciona un método y un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad según un concepto de integridad basado en el riesgo de integridad y/o según un concepto de integridad basado en el nivel de protección para un sistema de posicionamiento global tal como por ejemplo GPS o Galileo.

Por ejemplo, para el concepto basado en el riesgo de integridad, generalmente se define un riesgo de integridad IR como la probabilidad de que el error de posición de la información de posición determinada a partir de la señal en el

- espacio SIS recibida desde una pluralidad de vehículos espaciales disponibles, tales como satélites del sistema de posicionamiento global, exceda un cierto umbral de tolerancia sin que sea detectado (típicamente, tales situaciones se pueden detectar dado que los vehículos espaciales se monitorizan a sí mismos y/o se monitorizan por estaciones en tierra GSS del sistema de posicionamiento global; no obstante, cuando no se detecta y no se emite a tiempo una alerta para advertir a un usuario, puede haber una pérdida de integridad es decir dentro de un periodo de tiempo predeterminado).
- 5 Tal parámetro de riesgo de integridad IR se puede usar como un indicador de rendimiento de integridad de la información de posicionamiento determinada que se puede usar por un usuario y/o una aplicación para estimar la integridad actual de la información de posicionamiento para ser capaz de decidir si confiar o no en la información de posicionamiento. Para la determinación de un riesgo de integridad, se consideran dos condiciones que podrían contribuir a una pérdida de integridad como se define en la definición del riesgo de integridad anterior, esto es, una denominada contribución de riesgo de integridad libre de fallos y una contribución de riesgo de integridad defectuosa.
- 10 Las contribuciones de riesgo de integridad libre de fallos se relacionan con las hipótesis de que todos los vehículos espaciales que están disponibles a los usuarios están en una condición normal, es decir la señal en el espacio SIS enviada desde estos vehículos espaciales no excede los umbrales de error tolerables, sino que la combinación estocástica de los errores que oscilan de todos los vehículos espaciales disponibles todavía conduce a un error de posición total que excede la tolerancia, siendo por ello una posible contribución al riesgo de integridad total IR.
- 15 Los vehículos espaciales en una condición nominal presentan un vector de error entre los datos de navegación perfectos y los datos de navegación transmitidos realmente para los que normalmente hay un conocimiento "a priori" estadístico preciso y un conocimiento "a priori" no determinístico.
- 20 Por otra parte, la denominada contribución de riesgo de integridad de condición defectuosa llega a partir de la hipótesis de que exactamente uno de los vehículos espaciales está en una condición no nominal (también conocida como una condición defectuosa o condición de fallo) en la que el error de posición y/o tiempo excede un cierto umbral para el exactamente un vehículo espacial y el error que oscila por lo tanto conduce a un error de posición para exceder la tolerancia en base a este evento de fallo único de exactamente un vehículo espacial.
- 25 Un vehículo espacial en una condición no nominal presenta un vector de error entre los datos de navegación perfectos y los datos de navegación transmitidos para los que no hay un conocimiento "a priori" estadístico y un conocimiento "a priori" no determinístico.
- 30 Por lo tanto, es difícil determinar la contribución de riesgo de integridad de caso defectuoso con precisión sin proporcionar estimaciones conservadoras que conduzcan a una disponibilidad innecesariamente alta del sistema debido a la determinación de un límite superior de un riesgo de integridad total que es mayor que un riesgo de integridad real.
- 35 En este sentido, se tiene que señalar que los eventos temidos de fallo en los que dos o más vehículos espaciales están en una condición no nominal al mismo tiempo es despreciable en las realizaciones descritas anteriormente, dado que tales eventos son significativamente menos probables que los eventos de fallo único en los que exactamente un vehículo espacial está en una condición no nominal. No obstante, la presente invención no está limitada a esto y el riesgo de integridad total también podría incluir adicionalmente las contribuciones consideradas a partir de la hipótesis de que dos o más vehículos espaciales están en la condición no nominal al mismo tiempo (véase por ejemplo la WO 2005/088332 A2 con respecto a las contribuciones adicionales a partir de la hipótesis de dos o más satélites en la condición no nominal).
- 40 Para el caso defectuoso, normalmente es necesario hacer una estimación de la probabilidad de una aparición de fallo (es decir de un evento de fallo único en este caso), donde esta probabilidad P_{OC} se puede derivar de un análisis (por ejemplo generalmente $2,7 \times 10^{-6}$ en 150 segundos).
- 45 Según un primer aspecto de la presente invención, las contribuciones al riesgo de integridad de la condición defectuosa (relativas a eventos de fallo único) están basadas en una simplificación casi exacta del producto de una probabilidad de detección fallida P_{MD} y una probabilidad de impacto en el dominio de posición $I_{F,X}$, de manera que es posible basar la determinación de los parámetros de indicación de integridad en una simplificación exacta del producto $P_{MD} \times I_{F,X}$ (véase por ejemplo las Figuras 2, 3, y 4 y la descripción de las mismas).
- 50 Por consiguiente, es posible según este aspecto determinar un parámetro de indicación de integridad muy exacto y preciso que está representando casi exactamente el riesgo de integridad o el nivel de protección real de manera que la disponibilidad del sistema según este aspecto de la presente invención se puede mejorar significativamente, por ejemplo, comparado con el algoritmo actual como se prevé para el riesgo de integridad de Galileo (véase por ejemplo la WO 2006/032422 A1).
- 55 Este aspecto de la presente invención puede tener en cuenta la probabilidad de una detección fallida de un evento de fallo único que es casi un 100% matemáticamente y físicamente riguroso y preciso a fin de permitir la

determinación de un parámetro de riesgo de integridad menor que el parámetro de riesgo de integridad determinado según el algoritmo de la WO 2006/032422 A1 en un factor entre 5,5 y 8,5 según simulaciones y comparaciones de algoritmos realizadas por los inventores de la presente invención.

5 Por lo tanto, se puede mejorar y aumentar significativamente la disponibilidad del sistema con este aspecto de la presente invención en un factor de hasta el 100%. Esto también es posible debido a que la magnitud de fallo según el algoritmo de la WO 2006/032422 A1 se basa en un componente determinístico, tal como un umbral de barrera de detección, y un componente estocástico, tal como una incertidumbre de barrera de desviación estándar gaussiana, mientras que este aspecto de la presente invención hace posible determinar el parámetro de indicación de riesgo de integridad sin suposiciones acerca de maximizar el riesgo de integridad (véase la Figura 4, es decir usando el máximo del producto de P_{MD} e I_F) permitiendo, por ello, reflejar casi exactamente la integridad real de manera que se puede mejorar significativamente la disponibilidad sin ninguna disminución en la integridad y la fiabilidad del concepto de integridad.

15 Adicionalmente, según un segundo aspecto de la presente invención, es posible determinar los parámetros de indicación de integridad utilizando una relación auxiliar simple que necesita solamente dos parámetros determinados auxiliariamente como parámetros de entrada que se puede determinar fácilmente en base al parámetro de entrada y los parámetros de información de integridad recibidos y/o almacenados a fin de dar un parámetro de salida que o bien ya corresponde directamente o al menos permite determinar fácilmente el parámetro de indicación de integridad resultante de manera que se puede reducir significativamente la carga de procesamiento y la carga de cálculo en la determinación de los parámetros de indicación de integridad.

20 Además, es posible ventajosamente proporcionar tal relación auxiliar según las denominadas Transformación Q y Transformación Q* (que es un nombre dado a los algoritmos de este aspecto de la presente invención por los inventores de la presente invención) mencionadas anteriormente que se pueden almacenar en forma de una o más tablas de búsqueda. Éstas, por ejemplo, se pueden calcular previamente y almacenar en unos medios de almacenamiento (por ejemplo los medios de almacenamiento 140) que permiten determinar eficientemente un parámetro de salida sin ningún esfuerzo de cálculo y carga de cálculo en base a dos parámetros de entrada auxiliares.

25 Por consiguiente, la carga de cálculo se puede reducir drásticamente. Según simulaciones realizadas por los inventores de la presente invención, según este aspecto de la presente invención, es posible reducir la carga de cálculo en un factor de 5 en comparación con el algoritmo para determinar un riesgo de integridad según la WO 2006/032422 A1. Esto permite incluso ventajosamente determinar más eficientemente un parámetro de indicación de integridad en un dispositivo receptor compacto a nivel de usuario, es decir unos medios de posicionamiento global que están comprendidos en aparatos electrónicos tales como teléfonos celulares, ordenadores agenda, o similares.

30 La precisión del método se puede mejorar además no solamente tomando los valores exactos de la tabla de búsqueda sino haciendo posible mediante unos medios de procesamiento de un aparato para determinar el parámetro de indicación de integridad interpolar entre diferentes entradas en las tablas de búsqueda que representan una o más relaciones auxiliares tales como la Transformación Q y la Transformación Q*.

35 Cuando se combina el primer y segundo aspecto de la presente invención, es decir determinar el parámetro de indicación de integridad sobre la base de una relación que implica la probabilidad de detección fallida, en particular el producto de la probabilidad de detección fallida con la probabilidad de impacto, con el segundo aspecto de la presente invención, es decir determinar el parámetro de indicación de integridad utilizando una relación auxiliar que es preferiblemente una relación auxiliar entre dos parámetros auxiliares y un parámetro de salida a partir del cual se puede determinar fácilmente el parámetro de indicación de integridad o ya corresponde al parámetro de salida, los efectos de la invención se pueden obtener como sigue:

- 45
- la disponibilidad del sistema se puede aumentar significativamente mientras que mantiene el alto nivel de integridad, y
 - la carga y esfuerzo de procesamiento/cálculo se puede reducir significativamente de manera que es posible determinar los parámetros de indicación de integridad de manera eficiente y precisa al mismo tiempo en alta disponibilidad del sistema.

50 Se tiene que señalar que la presente invención hace posible determinar los parámetros de indicación de integridad en base al concepto basado en el riesgo de integridad y en base al concepto basado en el nivel de protección, es decir, es posible determinar de manera eficiente y precisa los riesgos de integridad así como los niveles de protección usando un método similar según uno o más aspectos de la presente invención, lo cual además hace posible ventajosamente determinar los parámetros de indicación de integridad según ambos, el concepto basado en el riesgo de integridad y el concepto basado en el nivel de protección a fin de hacer posible ventajosamente comparar los resultados de un concepto con los resultados del otro concepto. Esto hace posible que la solicitud pueda ser independiente del concepto real, incluso si requiere un parámetro de indicación de integridad según solamente uno de estos conceptos, dado que se puede usar un aparato y método según la presente invención para

determinar ambos, un parámetro de indicación de integridad basado en el riesgo de integridad así como uno en el nivel de protección.

REIVINDICACIONES

1. Un método para determinar un parámetro de indicación de integridad (IR; PL) que indica la integridad de la información de posicionamiento determinada a partir de señales de información de posicionamiento diseminadas desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global, dicho método que comprende:
- proporcionar un parámetro de entrada (AL; IR) que se refiere a un límite de alerta (AL) predeterminado o a un riesgo de integridad (IR) predeterminado, en donde dicho parámetro de indicación de integridad indica un riesgo de integridad (IR), si dicho parámetro de entrada se refiere a un límite de alerta (AL) predeterminado, y dicho parámetro de indicación de integridad indica un nivel de protección (PL), si dicho parámetro de integridad de entrada se refiere a un riesgo de integridad (IR) predeterminado;
 - recibir una pluralidad de parámetros de información de integridad; y
 - determinar el parámetro de indicación de integridad (IR; PL) sobre la base de dicho parámetro de entrada (AL; IR) y sobre la base de una primera relación entre dicho parámetro de indicación de integridad (IR; PL) y dicho parámetro de entrada (AL; IR) y dicha pluralidad de parámetros de información de integridad (σ_{SISA} , σ_{SISMA} , σ_x , k_x);
- caracterizado por que**
- dicha pluralidad de parámetros de información de integridad se refieren a una precisión de señal en el espacio (σ_{SISA}), una precisión de monitorización de señal en el espacio (σ_{SISMA}), un error de posición (σ_x) en un dominio de posición, y un parámetro de transformación (k_x) desde el intervalo al dominio de posición, o
- dicha pluralidad de parámetros de información de integridad se refiere a una desviación estándar ($\bar{\sigma}_s^{sat}$) de la separación entre soluciones de posicionamiento de un conjunto completo no nominal y de un subconjunto sat, una desviación estándar (σ_s^{sat}) de la separación entre soluciones de posicionamiento de un conjunto completo nominal y un subconjunto sat, y una desviación estándar (σ_F^{sat}) de un error de posición en un dominio de posición; y
- y dicha determinación del parámetro de indicación de integridad (IR; PL) comprende:
- calcular un primer parámetro auxiliar (K_s ; $\log_{10}(P_{OMI,F,sat})$) y un segundo parámetro auxiliar ($K_L - K_T$; K_S) sobre la base de dicho parámetro de entrada (AL; IR) y dicha pluralidad de parámetros de información de integridad (σ_{SISA} , σ_{SISMA} , σ_x , k_x ; $\bar{\sigma}_s^{sat}$, σ_s^{sat} , σ_F^{sat}), y
 - determinar un parámetro de salida ($\log_{10}(P_{OMI,F,sat})$; $K_L - K_T$) en dependencia de dichos primer y segundo parámetros auxiliares (K_s , $K_L - K_T$; $\log_{10}(P_{OMI,F,sat})$, K_s) sobre la base de una relación auxiliar (Transformación Q; Transformación Q*) que es una relación entre dichos primer y segundo parámetros auxiliares (K_s , $K_L - K_T$; $\log_{10}(P_{OMI,F,sat})$, K_s) y dicho parámetro de salida ($\log_{10}(P_{OMI,F,sat})$; $K_L - K_T$), dicha relación auxiliar (Transformación Q; Transformación Q*) que se proporciona en forma de una tabla de búsqueda bidimensional almacenada,
- en donde dicho parámetro de salida ($\log_{10}(P_{OMI,F,sat})$; $K_L - K_T$) corresponde a dicho parámetro de indicación de integridad o dicho parámetro de indicación de integridad (IR; PL) se determina a partir de dicho parámetro de salida ($\log_{10}(P_{OMI,F,sat})$; $K_L - K_T$).
2. El método según la reivindicación 1, **caracterizado por que** se detecta si dichos vehículos espaciales están en una condición normal o en una condición anormal, en donde solamente se usan señales de información de posicionamiento diseminadas desde vehículos espaciales para los cuales se detecta una condición normal para dicha determinación de información de posición,
- en donde dicha primera relación es una relación entre
- una primera probabilidad ($P_{OMI,F,sat}$), dicha primera probabilidad ($P_{OMI,F,sat}$) que indica una probabilidad de que un error de posición (Δx) de dicha determinación de información de posicionamiento exceda un umbral de error (l_x) debido a una condición anormal de un vehículo espacial que no se detecta,
 - el umbral de error (l_x), y
 - una pluralidad de dichos parámetros de información de integridad recibidos (σ_{SISA} , σ_{SISMA} , σ_x , k_x ; $\bar{\sigma}_s^{sat}$, σ_s^{sat} , σ_F^{sat}).
3. El método según la reivindicación 2, **caracterizado por que** dicha primera relación se basa en una segunda

probabilidad ($P_{OC,F,sat}$), una tercera probabilidad ($P_{I,F,X}$), y una cuarta probabilidad ($P_{MD,sat}$),

dicha segunda probabilidad ($P_{OC,F,sat}$) que indica una probabilidad de la aparición de un evento de fallo único, dicho evento de fallo único que se define como un evento en el que exactamente uno de la pluralidad de vehículos espaciales está en una condición anormal,

5 dicha tercera probabilidad ($P_{I,F,X}$) que indica una probabilidad de un impacto de la aparición de dicho evento de fallo único al error de posición de dicha determinación de información de posicionamiento, y

dicha una cuarta probabilidad ($P_{MD,sat}$) que indica una probabilidad de que no se detecte una aparición de una condición anormal de un vehículo espacial monitorizado.

10 4. El método según la reivindicación 3, **caracterizado por que** dicha primera relación se basa en una relación de probabilidad según la cual la primera probabilidad ($P_{OMI,F,sat}$) es igual a un producto de dicha segunda, tercera, y cuarta probabilidades ($P_{OC,F,sat}$, $P_{I,F,X}$, $P_{MD,sat}$), en particular en donde la primera relación representa una aproximación de dicha relación de probabilidad, dicha aproximación que introduce un error absoluto igual o menor que 10^{-7} veces la segunda probabilidad ($P_{OC,F,sat}$).

5. El método según al menos una de las reivindicaciones 2 a 4, **caracterizado por que**

15 dicho parámetro de indicación de integridad indica un riesgo de integridad (IR), si dicho parámetro de entrada se refiere a dicho umbral de error (Ix) que corresponde a un límite de alerta (AL) predeterminado, y

dicho parámetro de indicación de integridad indica un nivel de protección (PL) que corresponde a dicho umbral de error (Ix), si dicho parámetro de integridad de entrada se refiere a un riesgo de integridad (IR) predeterminado.

6. El método según al menos una de las reivindicaciones 2 a 5, **caracterizado por que**

20 dicho parámetro de indicación de integridad indica un riesgo de integridad (IRx) en un cierto dominio de posición (X), si dicho parámetro de entrada se refiere a dicho umbral de error (Ix) en dicho cierto dominio de posición (X) que corresponde a un límite de alerta (ALx) predeterminado en dicho cierto dominio de posición (X), en donde dicho paso de determinación del parámetro de indicación de integridad (IRx) se realiza para una pluralidad de dominios de posición (X), y un riesgo de integridad (IR) total se determina en base a una suma de los parámetros de indicación de integridad (IRx) determinados para la pluralidad de dominios de posición (X), o dicho parámetro de indicación de integridad indica un nivel de protección (PLx) en un cierto dominio de posición (X) que corresponde a dicho umbral de error (Ix) en un cierto dominio de posición (X), si dicho parámetro de integridad de entrada se refiere a un riesgo de integridad (IR) predeterminado en dicho cierto dominio de posición (X), en donde dicho paso de determinación del parámetro de indicación de integridad se realiza para una pluralidad de dominios de posición (X), y un nivel de protección (PL) total se determina en base a uno o más de dicha pluralidad de niveles de protección (PLx) determinados, en particular el nivel de protección (PL) total se determina en base al valor máximo de uno o más de dicha pluralidad de niveles de protección (PLx) determinados.

35 7. El método según al menos una de las reivindicaciones 2 a 6, **caracterizado por que** la determinación de dicho parámetro de indicación de integridad se realiza además sobre la base de una segunda relación que es una relación entre

• una quinta probabilidad ($P_{OMI,N}$), dicha quinta probabilidad ($P_{OMI,N}$) que indica una probabilidad de que un error de posición (Δx) de dicha determinación de información de posicionamiento en una cierta dirección de posición (X) exceda un umbral de error (Ix) aunque cada uno de los vehículos espaciales esté en una condición normal,

40 • el umbral de error (Ix), y

• dos o más de dichos parámetros de información de integridad recibidos ($\sigma_{X,N}$, $k_{X,N}$).

8. El método según al menos una de las reivindicaciones 2 a 7, **caracterizado por que**

45 dicha pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos se disemina desde dichos vehículos espaciales de dicho sistema de posicionamiento global;

dicha pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos se disemina desde una o más estaciones en tierra de dicho sistema de posicionamiento global, cuyas estaciones en tierra están monitorizando dichos vehículos espaciales de dicho sistema de posicionamiento global; o

50 un primer grupo que comprende uno o más de dichos parámetros de información de integridad recibidos se diseminan desde dichos vehículos espaciales de dicho sistema de posicionamiento global y un segundo grupo que comprende uno o más de dichos parámetros de información de integridad recibidos se diseminan desde

dicha una o más estaciones en tierra de dicho sistema de posicionamiento global.

9. El método según al menos una de las reivindicaciones 2 a 8, **caracterizado por que** dicha relación auxiliar (Transformación Q; Transformación Q*) se basa en dicha relación entre dicha primera probabilidad ($P_{OMI,F,sat}$), y dicho umbral de error (I_x) y dicha pluralidad de parámetros de información de integridad recibidos.

5 10. El método según al menos una de las reivindicaciones 3 a 9, **caracterizado por que** dicha relación auxiliar (Transformación Q; Transformación Q*) se basa en dicha segunda probabilidad ($P_{OC,F,sat}$), dicha tercera probabilidad ($P_{I,F,X}$), y dicha cuarta probabilidad ($P_{MD,sat}$), dicha relación auxiliar (Transformación Q; Transformación Q*) que representa una aproximación de una relación de probabilidad según la cual la primera probabilidad ($P_{OMI,F,sat}$) es igual a un producto de dicha segunda, tercera, y cuarta probabilidades ($P_{OC,F,sat}$, $P_{I,F,X}$, $P_{MD,sat}$), en donde dicha aproximación introduce un error absoluto igual o menor que 10^{-7} veces la segunda probabilidad ($P_{OC,F,sat}$).

10 11. Un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad (IR; PL) que indica la integridad de la información de posicionamiento determinada a partir de señales de información de posicionamiento diseminadas desde una pluralidad de vehículos espaciales de un sistema de posicionamiento global, que comprende:

15 - medios de suministro de parámetros de entrada (110) para proporcionar un parámetro de entrada (AL; IR) que se refiere a un límite de alerta (AL) predeterminado o a un riesgo de integridad (IR) predeterminado, en donde dicho parámetro de indicación de integridad indica un riesgo de integridad (IR), si dicho parámetro de entrada se refiere a un límite de alerta (AL) predeterminado, y dicho parámetro de indicación de integridad indica un nivel de protección (PL), si dicho parámetro de integridad de entrada se refiere a un riesgo de integridad (IR) predeterminado;

20 - medios de recepción (120) para recibir una pluralidad de parámetros de información de integridad; y
 - medios de procesamiento (130) para determinar el parámetro de indicación de integridad (IR; PL) sobre la base de dicho parámetro de entrada (AL; IR) y dicha pluralidad de parámetros de información de integridad (σ_{SISA} , σ_{SISMA} , σ_x , k_x),

caracterizado por que

25 dicha pluralidad de parámetros de información de integridad se refiere a una precisión de señal en el espacio (σ_{SISA}), una precisión de monitorización de señal en el espacio (σ_{SISMA}), un error de posición (σ_x) en un dominio de posición, y un parámetro de transformación (k_x) desde el intervalo al dominio de posición, o

30 dicha pluralidad de parámetros de información de integridad se refiere a una desviación estándar ($\bar{\sigma}_s^{sat}$) de la separación entre soluciones de posicionamiento de un conjunto completo no nominal y de un subconjunto sat, una desviación estándar (σ_s^{sat}) de la separación entre soluciones de posicionamiento de un conjunto completo nominal y un subconjunto sat, y una desviación estándar (σ_F^{sat}) de un error de posición en un dominio de posición; y

y dichos medios de procesamiento (130) están adaptados para determinar el parámetro de indicación de integridad según un método según al menos una de las reivindicaciones 1 a 10 y

35 dicho aparato (100) comprende medios de almacenamiento (140) para almacenar datos de relación auxiliar que indican al menos una relación auxiliar (Transformación Q; Transformación Q*) en forma de una tabla de búsqueda bidimensional, en donde dichos medios de procesamiento están adaptados para determinar el parámetro de indicación de integridad sobre la base de una de dichas relaciones auxiliares almacenadas (Transformación Q; Transformación Q*).

40 12. Un producto de programa de ordenador que comprende medios de código de programa de ordenador configurados para adaptar un aparato para determinar un parámetro de indicación de integridad (IR; PL) de manera que el aparato se adapte para determinar dicho parámetro de indicación de integridad (IR; PL) según un método según al menos una de las reivindicaciones 1 a 10, dicho aparato que comprende:

- medios de recepción (120) para recibir una pluralidad de parámetros de información de integridad, y

45 - medios de procesamiento (130) para determinar el parámetro de indicación de integridad (IR; PL) sobre la base de un parámetro de entrada (AL; IR) y dicha pluralidad de parámetros de información de integridad.

Fig. 1

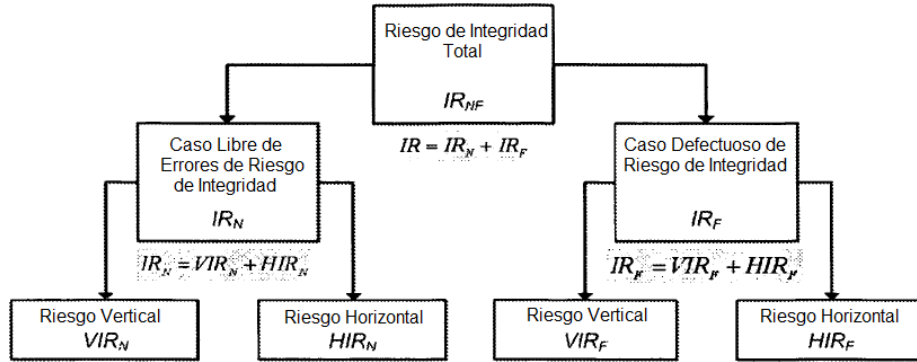


Fig. 2

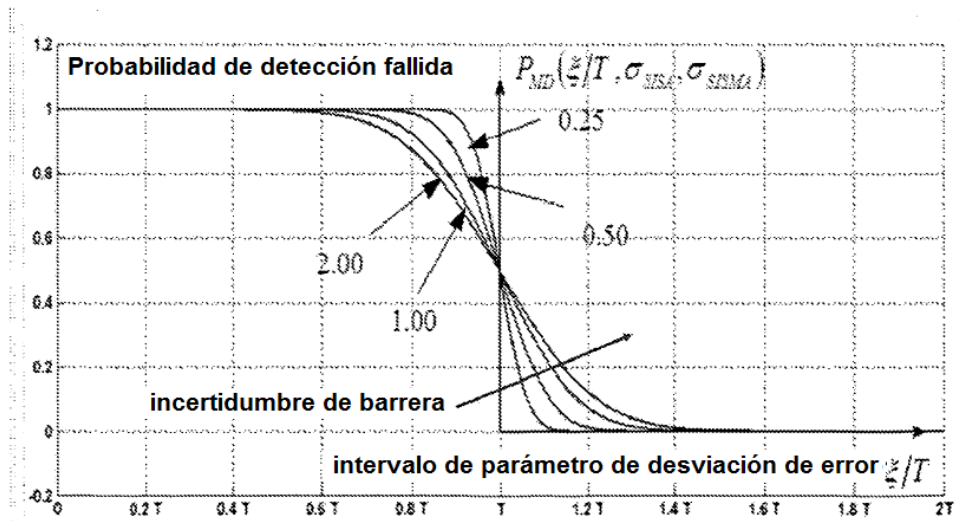


Fig. 3

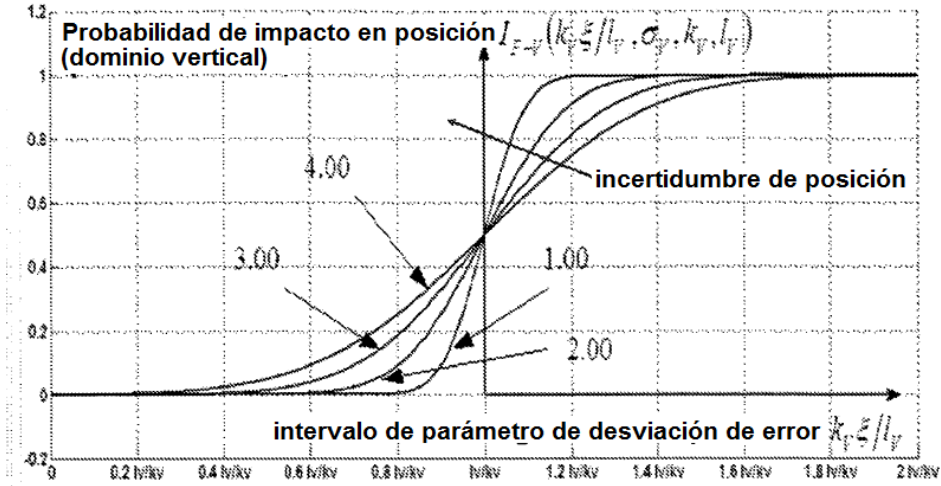


Fig. 4

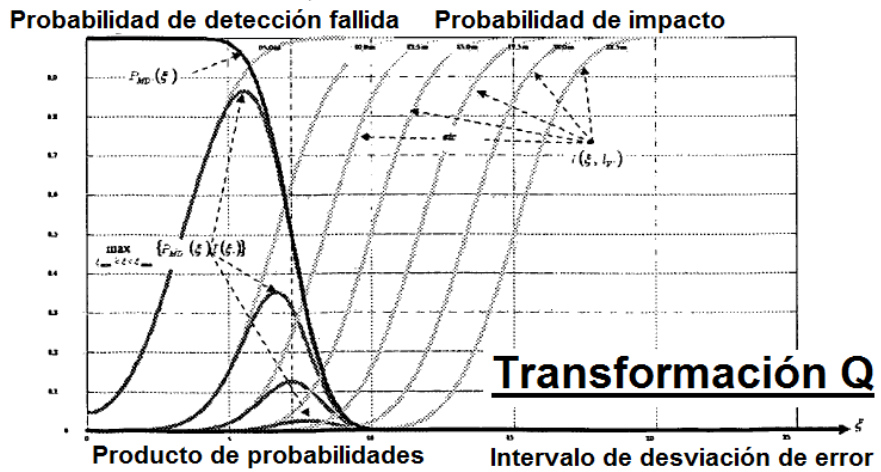


Fig. 5

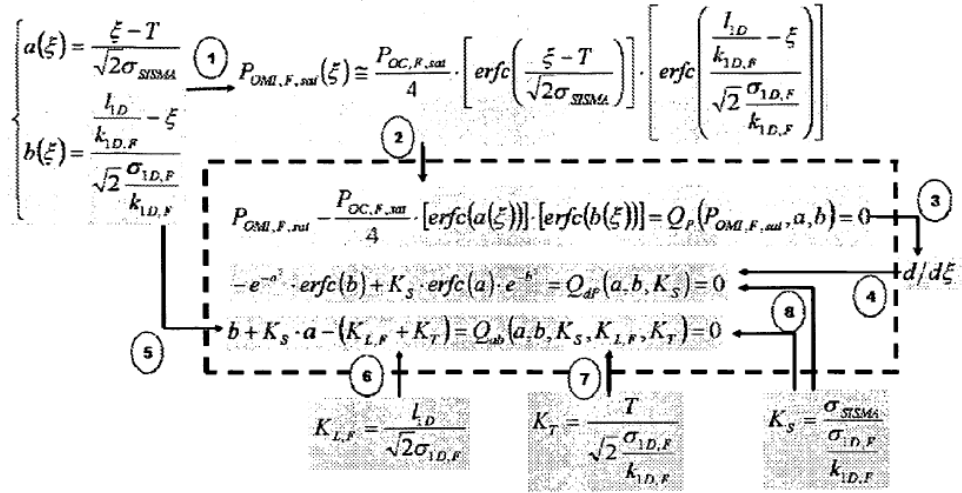
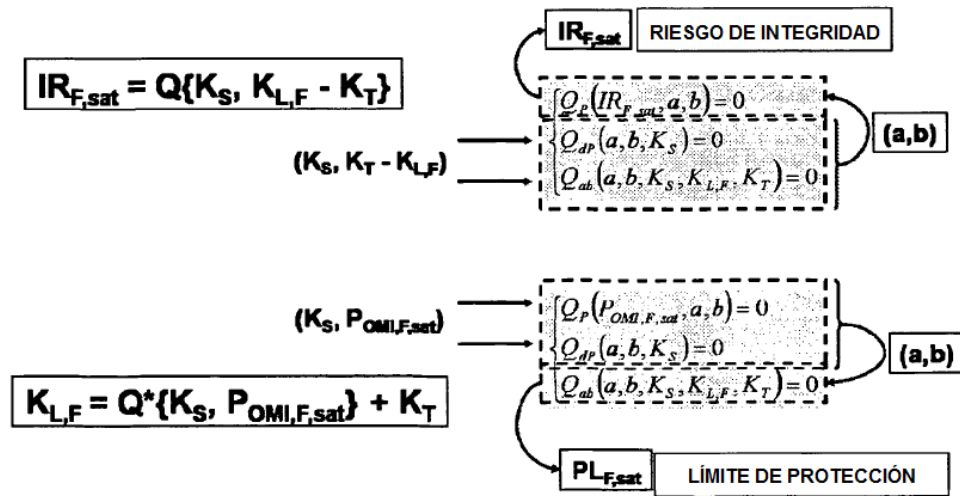


Fig. 6



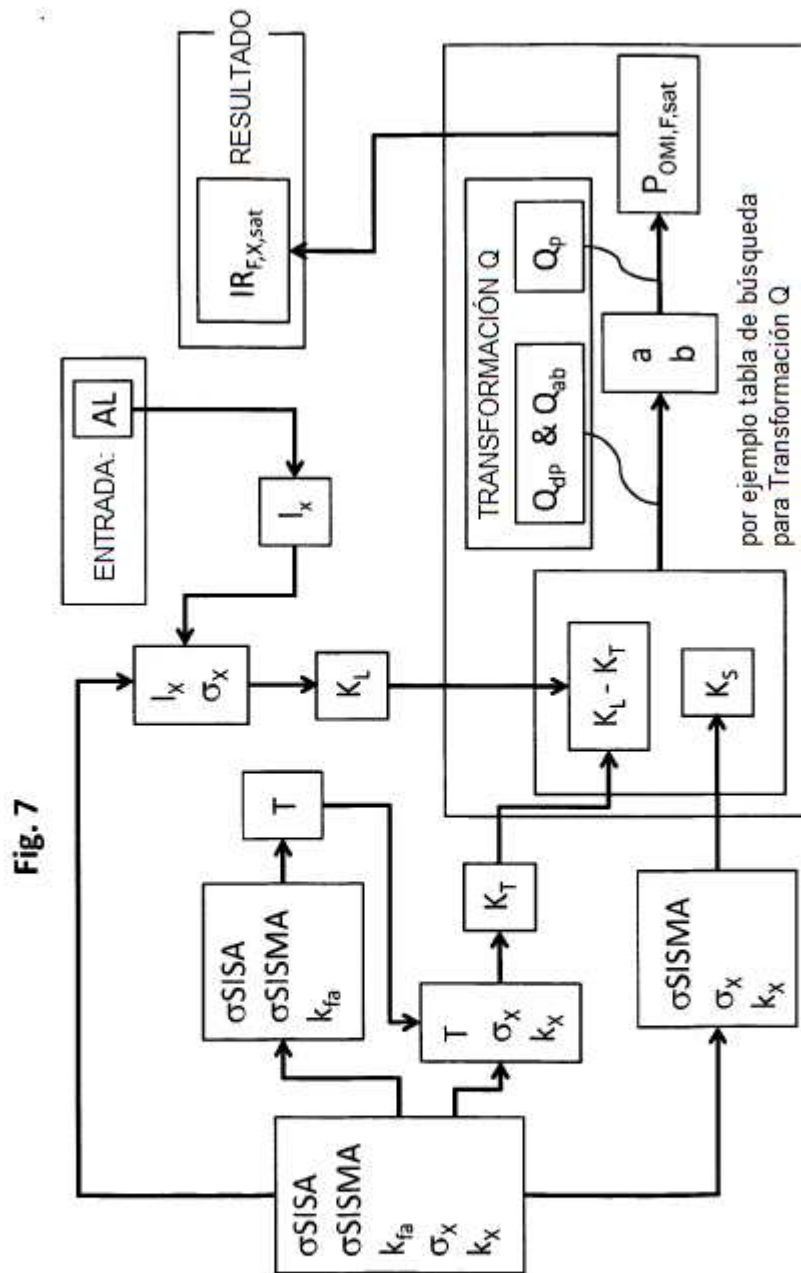


Fig. 8

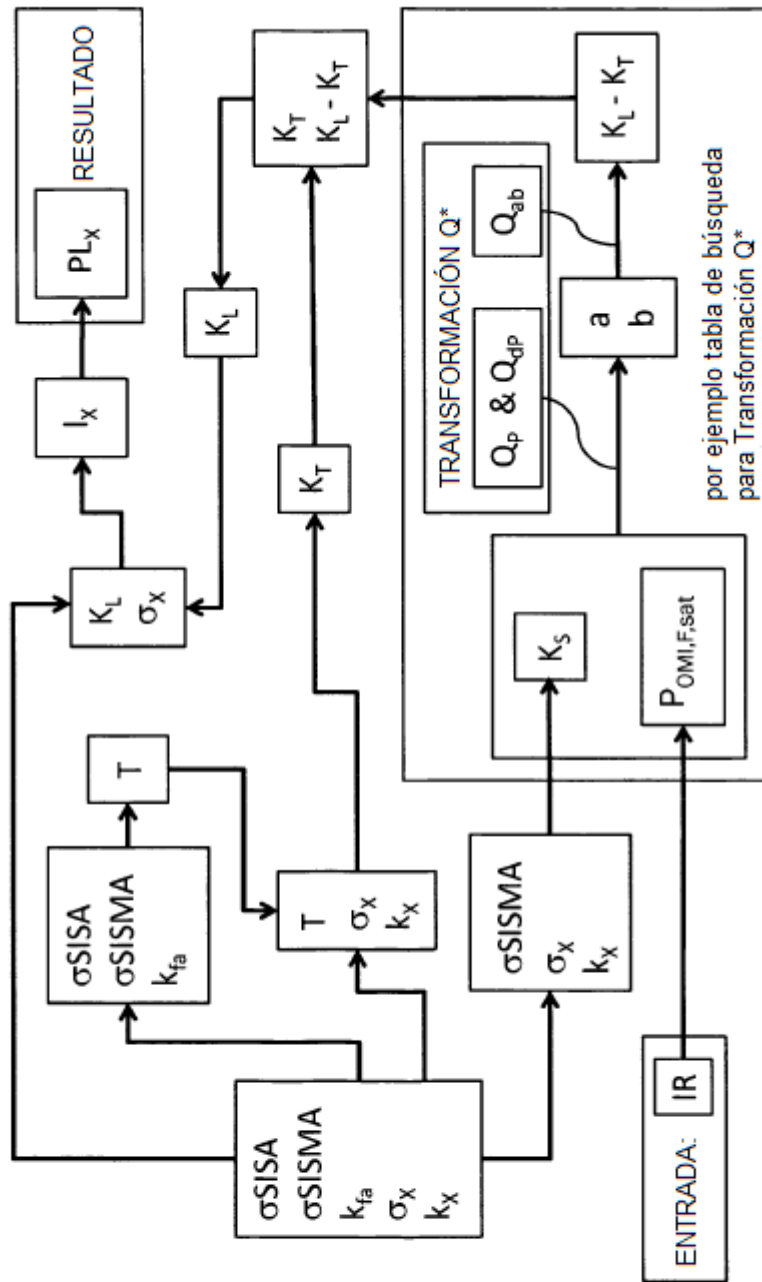


Fig. 11A

Fig. 11B

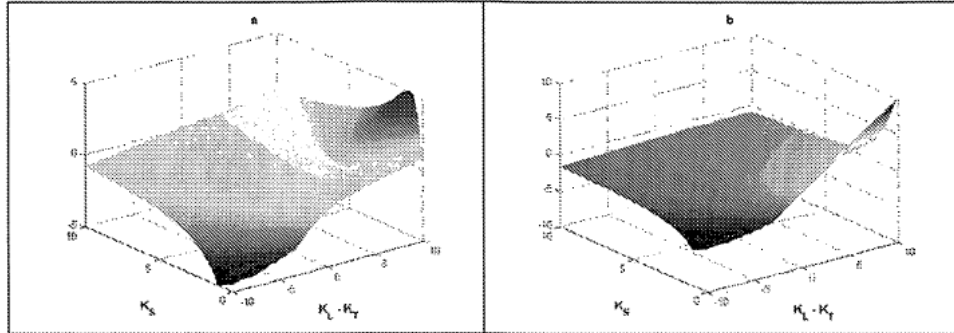


Fig. 12

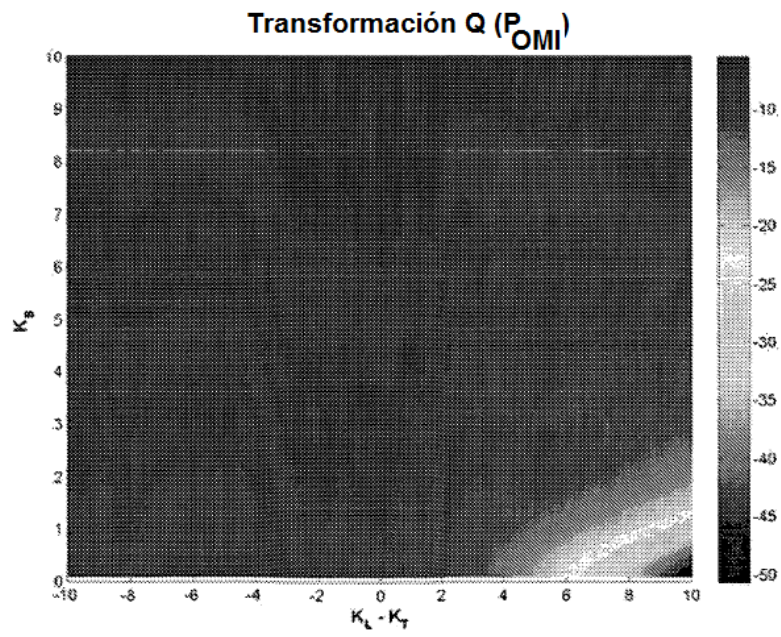


Fig. 13A

Fig. 13B

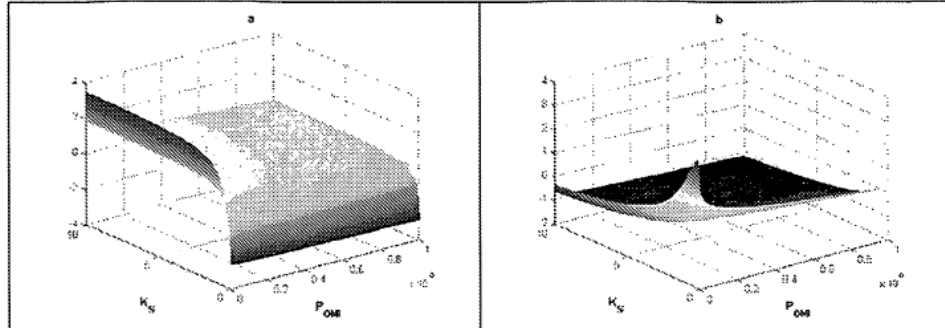


Fig. 14

Transformación Q^* ($K_T - K_L$)

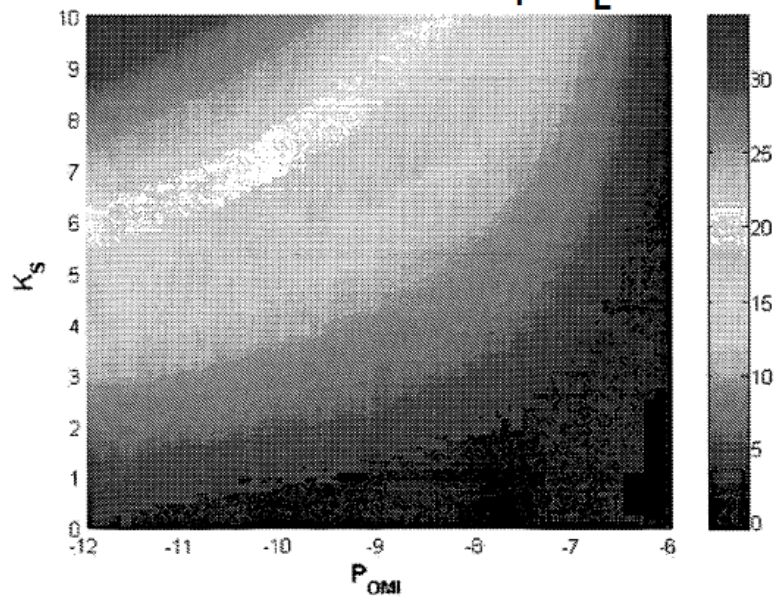


Fig. 15

Error absoluto de simplificación de P_{MD} ($P_{FA} = 1e-007$)

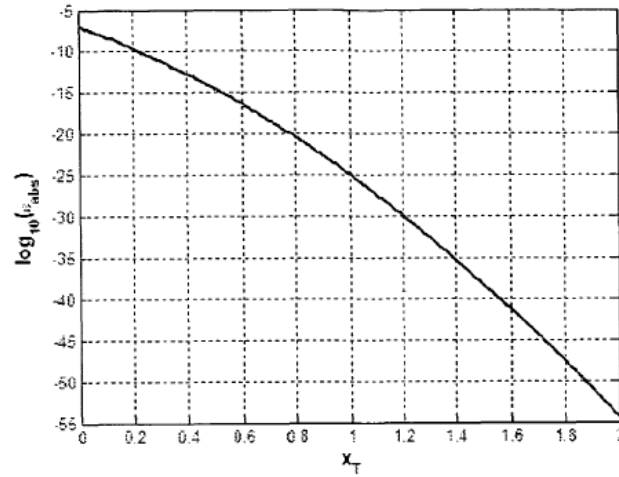


Fig. 16A

Fig. 16B

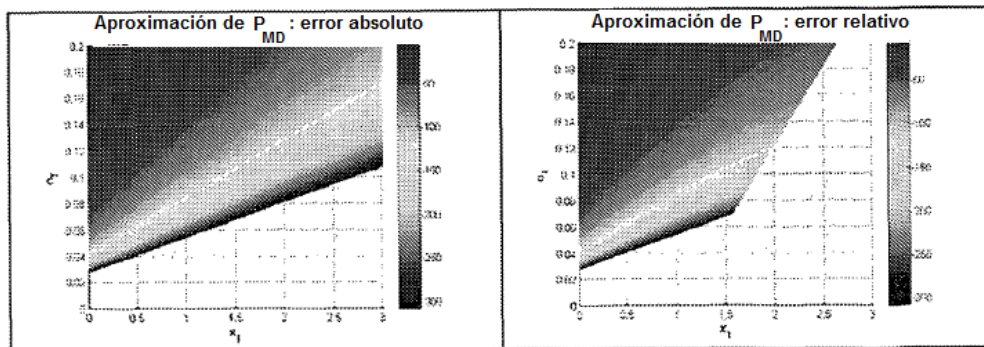


Fig. 17

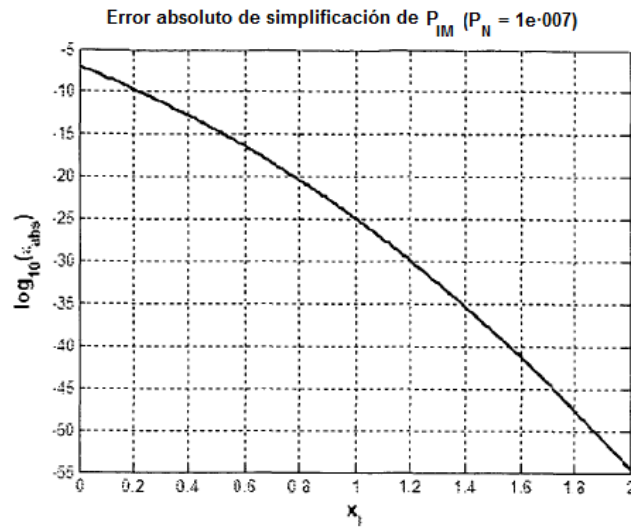
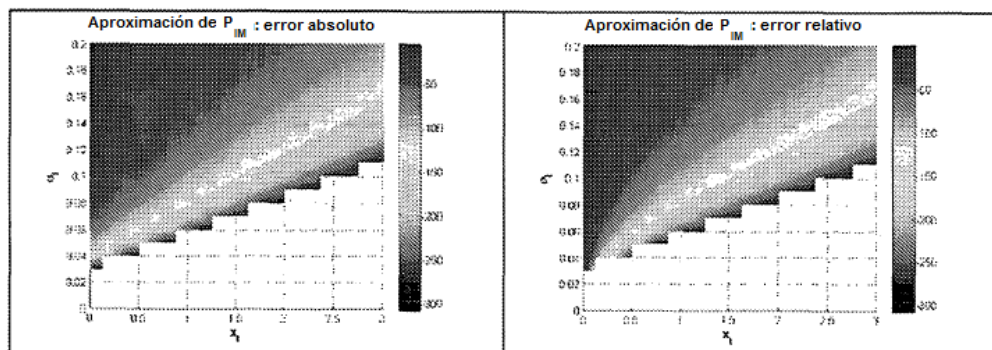


Fig. 18A

Fig. 18B



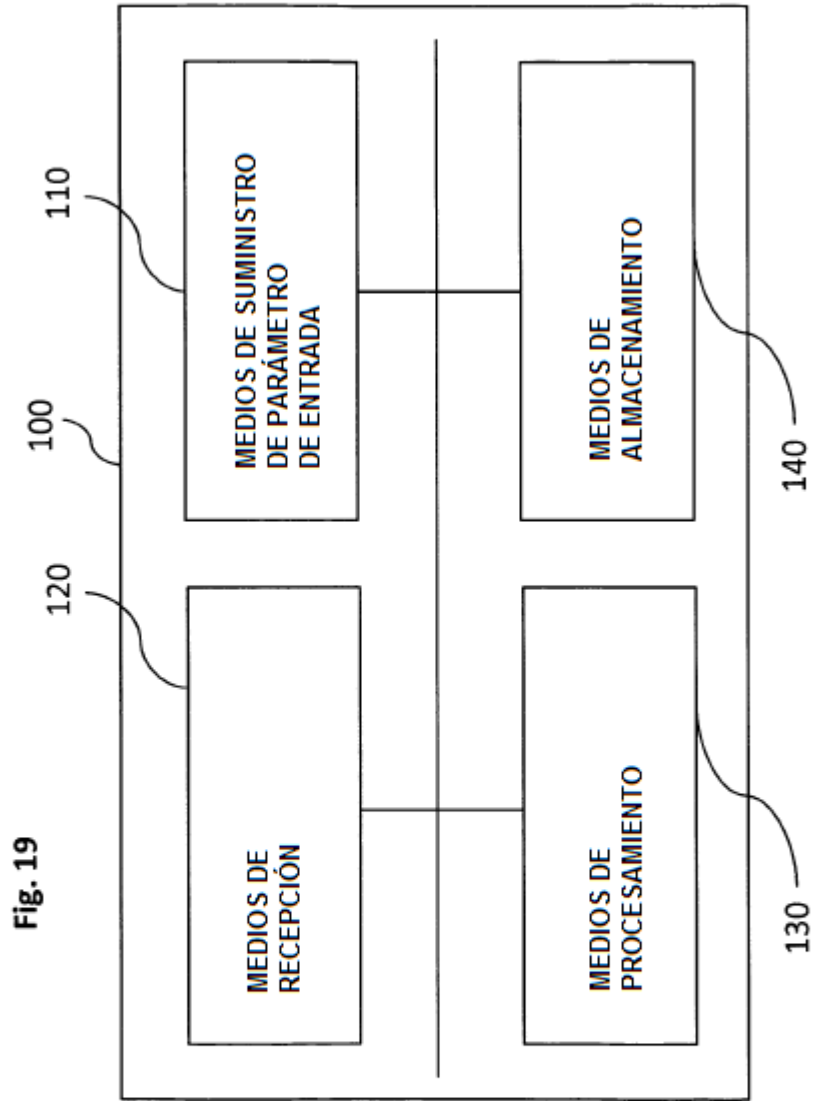


Fig. 19