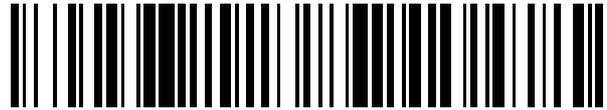


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 461 093**

51 Int. Cl.:

**G01S 19/20** (2010.01)

**G01S 19/28** (2010.01)

**G01S 19/33** (2010.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **20.04.2009** **E 09005512 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **26.02.2014** **EP 2244097**

54 Título: **Un método de reducción del impacto de los saltos de frecuencia de vehículos espaciales sobre un dispositivo de navegación global**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**16.05.2014**

73 Titular/es:

**ASTRIUM GMBH (100.0%)**  
**Robert-Koch-Strasse 1**  
**82024 Taufkirchen, DE**

72 Inventor/es:

**OEHLER, VEIT, DR.**

74 Agente/Representante:

**LEHMANN NOVO, María Isabel**

ES 2 461 093 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

Un método de reducción del impacto de los saltos de frecuencia de vehículos espaciales sobre un dispositivo de navegación global

5

## CAMPO DE LA INVENCION

La presente invención se refiere a un método de reducir el impacto de saltos de frecuencia de reloj de vehículos espaciales sobre un dispositivo para la detección de la posición en un sistema de navegación global, que comprende varios vehículos espaciales que transmiten información al dispositivo para detección de la posición, comprendiendo cada vehículo espacial al menos un reloj.

10

## ANTECEDENTES DE LA INVENCION

Los sistemas de navegación basados en vehículos espaciales, tales como sistemas de navegación por satélite, se basan, en general, en comportamientos funcionales de relojes de satélites muy estables para permitir una predicción exacta del comportamiento funcional del reloj del satélite, que se requiere para crear modelos precisos de los relojes de satélites a nivel del usuario. El usuario predice el comportamiento operativo del reloj mediante los parámetros de reloj transmitidos relacionados, que se estiman en el terreno, en función de las medidas realizadas a través de intervalos largos (p.e., 1 a 2 días). El documento WO 2006/032422 A1 da a conocer un método y aparato para proporcionar información de integridad para usuarios de un sistema de navegación global.

15

20

25

30

Los sucesos imprevisibles no se pueden modelar y por ello, no se pueden compensar ni predecir, respectivamente, a nivel de usuario y degradan directamente la precisión de alcance conseguible, puesto que se impondrían errores de alcance adicionales debidos a dichas incidencias. Los resultados de pruebas iniciales así como en las pruebas en fábrica de los satélites Galileo europeos demostraron que los relojes de rubidio, que se utilizan en los satélites de pruebas Galileo (GIOVE-A y GIOVE-B) y que se utilizarán durante las denominadas Validación en Órbita (IOV) y en la Constelación Operativa Total (FOC) de Galileo, resultan afectados por los saltos de frecuencia impredecibles, que suelen ser de una a dos incidencias por mes. Dichos saltos afectan a la precisión de alcance en aproximadamente 1 m a 10 m, lo que tiene un importante impacto sobre todos los servicios de Galileo.

35

Para los servicios de posicionamiento típicos, tales como los de Servicio Abierto (OS), este efecto es menos crítico, puesto que no todos los usuarios resultan siempre afectados y los saltos tan solo se producen de vez en cuando. Por lo tanto, el efecto puede compensarse o al menos mitigarse promediando a través de la vida útil del sistema de Galileo (esto es, 20 años), pero, sin embargo, degradará el rendimiento del Servicio Abierto.

40

Para la integridad, los usuarios tales como usuarios de Seguridad de Vida (SOL) y Servicio Público Regulado (PRS) dicha compensación promediada no es posible, puesto que una determinada precisión de la señal de alcance individual ha de asegurarse con muy alta confianza. En consecuencia, toda la información de integridad para cada satélite y para la totalidad del tiempo, necesitaría degradarse *a priori* para considerar también las incidencias no predecibles, que obstaculizan los principales servicios de Galileo relacionados en términos de disponibilidad del servicio.

45

50

Si las incidencias operativas impredecibles, tales como saltos de frecuencia de reloj del satélite, se detectan en el terreno y podrían difundirse advertencias a todos los usuarios en consecuencia, la degradación de la disponibilidad de servicios de integridad podría compensarse o reducirse en gran medida, respectivamente. Lamentablemente, puesto que dichas incidencias operativas suelen afectar a las señales de alcance por debajo de los umbrales de barrera de detección de integridad en el terreno (aproximadamente 5 m vs. errores de alcances típicos en torno a 2 m), la mayor parte de los saltos de frecuencia de reloj de satélite no se pueden detectar en el terreno y por lo tanto, la información de la integridad necesitaría aumentarse *a priori* en consecuencia, con la degradación de disponibilidad del servicio de integridad de importancia.

55

La documentación no de patente: Oehler V. et al: "El concepto de integridad de Galileo", 21 de septiembre de 2004, ION GNSS. Reunión Técnica Internacional de la División de Satélites del Instituto de Navegación en Washington D.C., Estados Unidos, páginas 604 – 615 (XP002375520) es una descripción general del concepto de integridad realizado en el sistema de satélite de navegación global de Galileo.

60

65

Es conocido a partir de la documentación no de patente de Boris Pervan, Sam Pullen, Irfan Sayim: "Estimación de Sigma, inflación cósmica y supervisión en el sistema terrestre de LAAS", ION GPS 2000 Proceedings, 19 de septiembre de 2000, – 22 de septiembre de 2000, páginas 1234 – 1244, XP007910157 Salt Lake City, UT, cuya supervisión de Sigma desempeña una importante función al garantizar que el riesgo de integridad planteado por la posibilidad de que el valor de sigma verdadero supere el valor de sigma de precisión está limitada. Una inflación cósmica adicional más allá de la que se necesita para superar la incertidumbre de sigma nominal puede necesitarse para proporcionar margen de modo que la supervisión de sigma pueda cumplir los requisitos de integridad de las instalaciones terrestres de LAAS (Sistema de Ampliación del Área Local)".

## SUMARIO DE LA INVENCION

Por lo tanto, es un objetivo de la presente invención dar a conocer un método de reducir el impacto de los saltos de frecuencias de relojes de vehículos espaciales sobre un dispositivo para detección de la posición en un sistema de navegación global, que comprende varios vehículos espaciales que transmiten información al dispositivo para detección de la posición, comprendiendo cada vehículo espacial al menos un reloj, en donde el método puede utilizarse en un entorno en donde las señales de navegación procedentes de vehículos espaciales, que utilizan relojes sin saltos de frecuencia y de vehículos espaciales que utilizan relojes con saltos de frecuencia están disponibles.

Este objetivo se consigue por el método según se define en la reivindicación independiente 1.

En consecuencia, el respectivo riesgo de integridad calculado para todas las combinaciones de las señales de navegación recibidas desde los vehículos espaciales de dicho primer grupo de vehículos espaciales y de dicho segundo grupo de vehículos espaciales necesita ser inferior al riesgo de integridad asignado predeterminado, puesto que es desconocido si una de las señales recibidas desde dicho segundo grupo de vehículos espaciales (y si es así, cuál de ellos) solamente resalta un salto de frecuencia o lo hará en un futuro próximo. Solamente dicho procedimiento que considere todas las combinaciones proporcionará un resultado íntegro (esto es, seguro).

La idea básica de la solución inventiva es, por consiguiente, considerar primariamente señales procedentes de fuentes en donde no se produzcan saltos de frecuencias de reloj de satélites. El efecto de los saltos de frecuencias de reloj de satélites y otras incidencias operativas similares se reduce de este modo, si dichas incidencias no se pueden evitar al nivel de satélite o se detectan a nivel de segmentos terrestres con eliminación a nivel de usuario mediante alertas transmitidas, con lo que se evita el uso de satélites afectados, a nivel de usuario, según las etapas del método que se establecen en la reivindicación 1. Lo que antecede se puede realizar mediante modificaciones de algoritmos de usuarios adecuados. Este enfoque inventivo limitaría el impacto sobre los proyectos de Galileo en las denominadas Validación en Órbita (IOV) y la Constelación Operativa Completa (FOC) a un mínimo, puesto que no se requieren cambios de diseño de segmentos espaciales ni modificaciones de segmentos terrestres que suelen impactar notablemente sobre el coste y la programación. Solamente se requieren análisis adicionales y modificaciones de conceptos al nivel del sistema junto con las actualizaciones de usuarios de pruebas pertinentes, lo que no afecta, en gran medida, a los proyectos antes citados.

La idea básica de la invención es, de este modo, superar, a nivel de algoritmo del usuario, el problema de que pequeños errores en el orden de magnitud de unos pocos metros, que se imponen por, a modo de ejemplo, saltos de frecuencias de reloj de satélites, no pueden evitarse a nivel de satélite, ni detectarse por el concepto de supervisión de integridad terrestre de Galileo. Lo que antecede se realiza mediante modificaciones de algoritmos de integridad del usuario relacionadas que intentan evitar, en una medida máxima, la utilización de señales posiblemente afectadas, respectivamente, que solamente consideran las señales que tendrían un impacto aceptable, a nivel de usuario, desde el punto de vista de la disponibilidad de servicios de integridad. Dichos algoritmos de usuarios modificados no requieren cambios significativos del diseño de segmentos terrestres o espaciales y del propio sistema, puesto que solamente resulta afectada la puesta en práctica del algoritmo del usuario final. Además, ajustes de difusión de datos de menor importancia (esto es, actualizaciones del documento de control de interfaz de señales en el espacio [SIS-ICD]) podrían considerarse también para mejorar todavía más la compensación de modificación del algoritmo. En consecuencia, después de dichas ideas básicas de la invención, casi no se requiere ninguna modificación para los proyectos de IOV/CDE1 y FOC para compensar el comportamiento de saltos de frecuencias más críticos.

Las señales de navegación recibidas desde un vehículo espacial de dicho segundo grupo de vehículos espaciales se añaden a las señales de navegación en una forma íntegra y segura estableciéndolas a la magnitud del umbral de detección del segmento terrestre en las etapas 1e) y 1g'1). El umbral de detección del segmento terrestre representa el más pequeño error, esto es, el salto para dicho segundo grupo de vehículos espaciales que es capaz de detectar la función de supervisión de integridad terrestre y para enviar una advertencia al usuario de inmediato. El ajuste de la señalización de navegación a dicho umbral significa considerar la señal y la información de integridad relacionada completamente afectadas por un salto u otra fuente de error hasta el umbral de detección, lo que garantiza la consideración íntegra de dicha señal, puesto que se supone que un salto ocurrido con un error posible máximo apenas resulta afectado por el segmento terrestre.

Como alternativa, las señales de navegación recibidas desde un vehículo espacial de dicho segundo grupo de vehículos espaciales se añaden a las señales de navegación de una manera íntegra y segura aumentando la información de integridad de la precisión de la señal en el espacio (SISA) en la etapa 1e) y 1g'1) para garantizar la superación íntegra de la señal real en el error espacial de dicha señal por la información de SISA incrementada utilizada. El incremento de la información de integridad de la señal significa que se incrementa la información de SISA de tal manera que esta información de integridad seguirá siendo adecuada en la superación (esto es, íntegra) con respecto al error real aún cuando la señal acabe de realizar el salto. El incremento necesita realizarse en una manera que se cubra incluso la magnitud del salto más desfavorable posible (esto es, error máximo). Dicho enfoque alternativo podría considerarse si el incremento de SISA proporciona mejor disponibilidad de servicio de integridad

en comparación con el método de umbral de detección conservador antes descrito y viceversa.

La información de SISA se incrementa como una función de la antigüedad de los datos de navegación con el fin de reducir el incremento de información de integridad requerido de dicha señal. El efecto del salto y de los incrementos de errores impuestos relacionados con la antigüedad de los más recientes parámetros de reloj de satélite recibidos que se utilizan para crear modelos del comportamiento del reloj del satélite. Inmediatamente después de un salto, el parámetro "antiguo" se mantendrá adecuado para el comportamiento de reloj nuevo (después del salto) y solamente después de transcurrir algún tiempo, el reloj real se desvía alejándose del comportamiento de reloj estimado (objeto de modelo) y aumenta, en consecuencia, el error impuesto. Si solamente se consideran señales con datos de navegación "jóvenes" (que incluyen también los parámetros del reloj), no necesita incrementarse la magnitud de SISA para cubrir el error máximo posible en el caso más desfavorable, pero solamente para cubrir el error máximo que podría producirse en función de la antigüedad de los datos de navegación.

En una forma de realización preferida, los vehículos espaciales de dicho primer grupo de vehículos espaciales están provistos de relojes que funcionan según el principio del Maser Pasivo de Hidrógeno (PHM). Estos relojes de PHM se conoce que no presentan saltos de frecuencias.

#### BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La Figura 1 ilustra un impacto de alcance de saltos de frecuencias de reloj de satélites;

La Figura 2 ilustra una posible degradación de la información de integridad;

La Figura 3 ilustra un diagrama de flujo de modificación del algoritmo del usuario, a alto nivel, con un tipo de reloj de satélite conocido (p.e., mediante SIS-ICD) y

La Figura 4 ilustra un diagrama de flujo de modificación del algoritmo del usuario a alto nivel sin tipo de reloj de satélite conocido.

#### DESCRIPCIÓN DETALLADA DE FORMAS DE REALIZACIÓN PREFERIDAS DE LA INVENCION

En la descripción siguiente, la invención se explica como aplicación en Galileo que será un sistema de navegación basado en satélite bajo el control global europeo independiente.

La Componente Global de Galileo comprenderá una constelación de satélites bajo supervisión y control por un Segmento Terrestre que proporcionará también la capacidad para detectar las anomalías funcionales del sistema o de los satélites y para difundir advertencias en tiempo real, así denominados mensajes de integridad, a los usuarios.

El Componente Global de Galileo proporcionará varios servicios de navegación del satélite solamente:

- Servicios Abiertos (OS) que proporcionan navegación y temporización;
- Servicios de Seguridad de Vida (SoL) que proporcionan mensajes de integridad, incorporados en los mensajes de datos de navegación de señales de servicios abiertos;
- Servicios Comerciales (CS) que proporcionan la difusión de señales de datos y de alcance comerciales por intermedio de satélites de Galileo;
- Servicios Públicos Regulados (PRS) que proporcionan información de navegación y temporización por medio de señales de navegación de acceso restringido independientes.

Otros componentes del sistema de Galileo proporcionarán servicios locales para mejorar los rendimientos (p.e., integridad) sobre una base local.

El sistema de Galileo proporcionará también soporte a los Servicios de Salvamento y Rescate (SAR).

Además, Galileo soportará los Servicios de Integridad Regional Externos (ERIS) difundiendo, a través de los satélites de Galileo, datos de integridad generados por proveedores de servicios de integridad regionales externos independientes.

El Segmento Espacial de Galileo comprenderá una constelación de 27 satélites operativos más tres satélites de reserva en órbita (inactivos) en la denominada Órbita Terrestre Media (MEO). Cada satélite operativo difundirá un conjunto de señales de navegación que transmiten datos de sincronización de relojes, datos de efemérides, integridad y otros datos, dependiendo de la señal particular. Un usuario provisto de un receptor adecuado, con buena visibilidad del cielo, será capaz de recibir aproximadamente 11 satélites de Galileo para determinar su posición dentro de una tolerancia de unos pocos metros.

El segmento terrestre de Galileo controlará la constelación de Galileo completa, supervisará el buen estado del satélite y descargará datos para su posterior difusión a los usuarios por intermedio de las estaciones de enlace ascendente de misiones (ULS). Los elementos claves de estos datos, tales como sincronización de relojes, efemérides y mensajes de integridad, se calcularán a partir de las medidas realizadas por una red mundial de Estaciones Sensoras de Galileo (GSS).

Los sistemas de navegación vía satélite dependen, en gran medida, de la capacidad de predicción de los relojes de satélites a bordo utilizados y de su rendimiento, puesto que dicha capacidad de predicción impulsa directamente la prestación del servicio relacionado, p.e., en términos de precisión de posicionamiento y en consecuencia, de disponibilidad del servicio. Si dicho rendimiento operativo se degrada por circunstancias no predecibles, similares a los saltos de frecuencias de reloj de satélite a bordo, esta situación operativa degrada la prestación del servicio finalmente conseguible a nivel de usuario.

A partir de varios resultados de experimentación de satélites de navegación (p.e., satélites GIOVE, pero también experimentación de GPS), se confirma que se producirán saltos de frecuencias de reloj para relojes de rubidio, que son parte del IOV de Galileo así como del diseño del satélite FOC (y también GPS). Dicho efecto confirmado no fue considerado para el diseño de Galileo, hasta ahora, y perjudica la precisión del posicionamiento, así como los servicios de integridad, y en consecuencia, el diseño de Galileo completo.

Para los servicios de integridad de Galileo, este efecto es más severo puesto que solamente podrían detectarse grandes saltos por encima de los umbrales de detección de integridad terrestre típicos, mientras que no se pueden detectar más pequeños saltos típicos y por lo tanto, se degradarían, en gran medida, los servicios de integridad.

Esta degradación es causada por la precisión de señales en el espacio (SISA) que se proporciona al usuario como importante información de integridad y supera el error de señal en el espacio real. Si necesitan considerarse errores adicionales como causados por los saltos de frecuencia, la precisión de SISA necesita aumentarse en consecuencia a dichos altos valores, que no podría conseguir ninguna prestación de servicios de integridad factible.

La presente invención da a conocer un método de cómo recuperarse de dicho efecto a nivel del algoritmo del usuario, para limitar el impacto de los saltos de frecuencia de relojes de satélites sobre los servicios de Galileo.

Por lo tanto, las siguientes secciones describen:

- las características de saltos de frecuencia de reloj de satélites conocidas a partir de GIOVE así como los relojes de rubidio de GPS,
- el posible impacto en el dominio del alcance e información de SISA requerida para una degradación *a priori* y
- cómo actualizar el algoritmo de integridad del usuario, si el tipo de fuente de frecuencia de reloj de señales se conoce a nivel de usuario.

#### Saltos de frecuencia de reloj de satélites GPS y GIOVE

Los resultados de la experimentación de IOV y CDE1 de la Fase de Galileo y el análisis de reloj de IOV y FOC ya confirmaron que los saltos de frecuencia de reloj ocurrirán para los relojes de rubidio. Dicho comportamiento ha sido medido y observado a partir de los relojes de rubidio de GIOVE así como los satélites de GPS que funcionan actualmente con señales de rubidio Rb. Asimismo, fue observado que los funcionamientos de relojes PHM (reloj satélite tipo maser) no saltan notablemente en absoluto.

Puede deducirse que dicha característica de salto de frecuencia de reloj de rubidio necesita considerarse como un comportamiento normal y no como una incidencia rara digna de temerse. Dicho efecto es también actualmente conocido para satélites de navegación contrastados más largos, tales como los satélites de GPS.

Las señales del comportamiento funcional de PHM (maestro) no muestran ningún salto y por lo tanto, debe preferirse a nivel de usuario.

Posible impacto del alcance y degradación de la información de integridad.

Puesto que el usuario no puede crear un modelo *a priori*, de dicho comportamiento con los parámetros de relojes ya proporcionados, se producirá un error adicional en el dominio del alcance para el satélite afectado, dependiendo de la magnitud del salto así como del tiempo transcurrido entre la ocurrencia del salto y la recepción de un nuevo dato de navegación (actualmente especificado para no más de 100 minutos) para ese satélite.

La Figura 1 presenta el error de predicción máximo, en el dominio del alcance, dependiendo de la magnitud del salto y de la tasa de actualización de mensajes de navegación y de la antigüedad del mensaje, respectivamente.

Los saltos típicos en el orden de magnitud aproximado de  $1e^{-12}$  s/s ( $= e^{-12}$ ) por lo tanto, degradarían la precisión del alcance para el satélite afectado en aproximadamente 2 metros en caso de una tasa de actualización de mensajes de navegación con una línea de referencia de 100 minutos. Para más pequeñas tasas de actualización, disminuye notablemente el error de alcance impuesto, es decir, la antigüedad del mensaje de navegación se consideraría también a nivel de usuario.

Si solamente uno de dos satélites visibles resulta afectado por un salto de frecuencia de reloj y el aumento de error de alcance relacionado, la precisión del posicionamiento para ese usuario está ligeramente degradada, pero, desde un punto de vista global, para todos los usuarios el impacto sobre la prestación del Servicio Abierto de Galileo relacionado está bastante limitado.

Para la información de integridad de SISA importante transmitida, la validez de dicha información necesita garantizarse con alta confianza para cualquier usuario para cada satélite y si el usuario está considerando dicha información y la señal relacionada, la información necesitaría aumentarse para considerar adecuadamente el error de alcance adicional.

La ecuación siguiente puede utilizarse para incrementar la información de SISA en caso de sesgos  $b$  y desviación estándar  $\sigma$  de la distribución gaussiana subyacente. Otros conceptos menos conservadores son también posibles.

$$SISA_i = \sigma \cdot e^{\frac{b^2}{2\sigma^2}}$$

Para un límite superior conservador para la inflación cósmica de SISA para garantizar la superación de la precisión de la señal en el espacio, la información de SISA recibida para el satélite pertinente puede utilizarse como desviación estándar  $\sigma$  y el umbral de barrera de salto de frecuencia de reloj a bordo aplicable como sesgo  $b$  (que se recibe para el satélite específico por intermedio del mensaje de navegación o también se define dentro del propio receptor).

La Figura 2 ilustra el incremento de SISA para una desviación estándar de 85 cm (SISA recibida) para diferentes sesgos hasta 2 metros como valor típico.

En caso de un sesgo de 1.0 m típico, respectivamente, del umbral de barrera de salto a bordo, que representa un salto de frecuencia típico de  $5e^{-13}$  s/s ( $= 5 \cdot e^{-13}$ ) para el tiempo de validez de datos de navegación de 100 minutos, con lo que el valor de SISA incrementado correspondería a un valor de aproximadamente 1.7 metros, dos veces mayor que la especificación del límite superior de SISA de 85 cm que se requiere para conseguir, globalmente, la prestación del servicio de integridad.

Los errores de predicción máximos necesitarían ser más pequeños que aproximadamente 50 cm a 100 cm para no degradar demasiado el comportamiento funcional de SISA, lo que podría perjudicar la prestación del servicio de integridad de Galileo.

Sin embargo, puesto que solamente son afectadas las señales de RAFS, el impacto final sobre la prestación del servicio de integridad está limitado, en particular, si PHM se considera como reloj maestro.

Modificación del algoritmo del usuario con el tipo de reloj de satélite conocido

La siguiente modificación del algoritmo intenta evitar, en una medida máxima, la utilización de señales de rubidio y se concentra en los muchos mejores comportamientos funcionales de señales PHM que no resultan afectados por saltos significativos. Dicha información del tipo de reloj podría proporcionarse, a modo de ejemplo, al usuario por intermedio de SIS-ICD, en donde suficientes bits de reserva están disponibles para transmitir la información.

La selección de la señal podría realizarse también con un umbral de SISA, dependiendo del comportamiento funcional de PHM de Galileo en comparación con RAFS. Con un rendimiento mejorado que suele ser de aproximadamente 20 cm (> 25 %) para el estándar de frecuencia de PHM, la información de SIS-ICD adicional podría no ser necesariamente requerida y el usuario solamente la capta a partir de las señales disponibles con un valor de SISA inferior a dicho umbral (p.e., 65 cm). Además, los saltos de frecuencia de reloj de rubidio aumentará, todavía más, el valor de SISA histórico subyacente para las estadísticas de RAFS, lo que aumenta todavía más la diferencia entre los valores de PHM y de RAFS SISA y reduce la ambigüedad del umbral y la prueba.

El diagrama de flujo de la Figura 3 ilustra la función de algoritmo general con la fuente estándar de frecuencia de señales conocida:

En primer lugar, intenta iniciar/continuar la operación crítica basada solamente en las señales de PHM, seleccionadas mediante la información de SIS-ICD de PHM vs. barreras/umbrales de RAFS. Solamente si el servicio de integridad no está disponible con las señales de PHM solamente, se añadirán mensajes de RAFS y se

establecerá el umbral de detección de segmento terrestre o con información de integridad incrementada (SISA) en función de la antigüedad del mensaje de navegación.

5 Si se añade más de una señal de RAFS, entonces solamente un determinado número de señales de RAFS (denominado “subconjunto”), necesita degradarse (esto es, establecer un umbral o con un incremento del valor de SISA), puesto que la probabilidad de tener más de una (o dos, tres,...) de señales de RAFS simultáneamente afectadas por un salto es despreciable, respectivamente, está ya cubierta en las asignaciones de integridad del sistema. Las diferentes opciones que se consideran (esto es, se añaden) de señales de RAFS se denominan “combinaciones”.

10 Si para una sola combinación, esto es, conjunto de señales RAFS adicionales, todos los subconjuntos (esto es, posibles combinaciones de umbral o incremento) permiten iniciar o continuar la operación crítica, declarándose entonces disponible el servicio.

15 Solamente si el servicio no está todavía disponible con las primeras señales de RAFS añadidas, se intenta mejorar la situación con señales de RAFS adicionales.

20 La invención describe un método sobre cómo reducir al mínimo el impacto de los saltos de frecuencia de relojes de satélites y otras causas similares sobre los servicios de integridad de Galileo, modificando solamente el algoritmo del usuario. Información adicional podría proporcionarse, además, mediante mensajes actualizados (esto es, actualización de SIS-ICD) para mejorar los conceptos, pero no se requiere necesariamente.

25 Con la invención, se consideran primariamente señales de mejor rendimiento según se considera por el usuario específico y solamente si dicha constelación inicial no es suficiente, se añaden medidas menos eficaces, pero en una manera íntegra estableciéndolas para el umbral de detección terrestre o incrementando adecuadamente la información de integridad dependiendo de la antigüedad de la navegación.

30 Por lo tanto, la invención garantiza un servicio válido de integridad de Galileo, pero ahora también factible, desde el punto de vista de la disponibilidad, sin cambios significativos a nivel de segmento terrestre o espacial. Solamente se requieren cambios poco importantes a nivel del sistema y de TUS.

35

**REIVINDICACIONES**

- 5 1. Un método de reducción del impacto de saltos de frecuencia de reloj de vehículos espaciales sobre un dispositivo para detección de posición en un sistema de navegación global, que comprende varios vehículos espaciales que transmiten información al dispositivo para detección de posición, comprendiendo cada vehículo espacial al menos un reloj, incluyendo el método las etapas de:
- 10 1a) recibir señales de navegación desde vehículos espaciales de un primer grupo de vehículos espaciales que utilizan relojes de los que se sabe que no presentan saltos de frecuencia;
- 15 1b) comprobar
- 1b1) si el número de señales de navegación recibidas desde los vehículos espaciales de dicho primer grupo de vehículos espaciales es igual o mayor que un número predeterminado de satélites requeridos y
- 1b2) si el riesgo de integridad calculado con las señales de navegación recibidas desde los vehículos espaciales de dicho primer grupo de vehículos espaciales es igual o menor que un riesgo de integridad máximo aceptable predeterminado;
- 20 1c) si las condiciones de las etapas 1b1) y 1b2) se cumplen
- 1c1) continuar con el cálculo de una solución de navegación utilizando las señales de navegación de dicho primer grupo de vehículos espaciales solamente y
- 25 1c2) iniciar o continuar con una operación crítica, respectivamente,
- 1c') o, si no se cumplen las condiciones de las etapas 1b1) o 1b2), continuar con la etapa 1d);
- 30 1d) recibir señales de navegación desde vehículos espaciales de un segundo grupo de vehículos espaciales que utilizan relojes en los que pueden producirse saltos de frecuencia;
- 35 1e) añadir señales de navegación recibidas desde un vehículo espacial de dicho segundo grupo de vehículos espaciales a dichas señales de navegación recibidas desde los vehículos espaciales de dicho primer grupo de vehículos espaciales;
- 40 1f) comprobar si el riesgo de integridad calculado para todas las combinaciones de las señales de navegación recibidas desde los vehículos espaciales de dicho primer grupo de vehículos espaciales junto con el subconjunto íntegro de dicho segundo grupo de vehículos espaciales es igual o menor que dicho riesgo de integridad máximo aceptable predeterminado;
- 45 1g) si se cumple la condición de la etapa 1f)
- 1g1) continuar con el cálculo de la solución de navegación utilizando las señales de navegación disponibles en la etapa 1f)
- 50 y
- 1g2) iniciar o continuar con una operación crítica, respectivamente,
- 1g') o, si no se cumplen la condición de la etapa 1f),
- 55 1g'1) añadir señales de navegación recibidas desde otro vehículo espacial de dicho segundo grupo de vehículos espaciales para el proceso de cálculo de las combinaciones de señales de navegación utilizadas en la etapa 1f)
- y
- 1g'2) continuar de nuevo con la etapa 1f);
- 60 1h) en donde las señales de navegación recibidas desde un vehículo espacial de dicho segundo grupo de vehículos espaciales se añaden en las etapas 1e) y 1g'1) para el proceso de cálculo de las combinaciones de las señales de navegación
- bien sea
- 65 1h1) considerando dichas señales de navegación recibidas desde un vehículo espacial de dicho segundo grupo de vehículos espaciales y la información sobre la integridad relativa a dichas señales plenamente aceptadas con un

salto u otra fuente de error hasta el umbral de detección de segmento terrestre asociado con el sistema de navegación global

o

5 1h1') con una denominada inflación informativa sobre la integridad relativa a la precisión de señales en el espacio, denominada SISA, como una función de la antigüedad de los datos de navegación para garantizar la superación íntegra del error real sobre las señales en el espacio que afectan a dicha señal por medio de la inflación informativa relativa a la SISA utilizada.

10 2. El método según la reivindicación 1, en donde los vehículos espaciales de dicho primer grupo de vehículos espaciales están provistos de relojes que funcionan según el principio del Maser Pasivo de Hidrógeno, denominado PHM.

Fig. 1

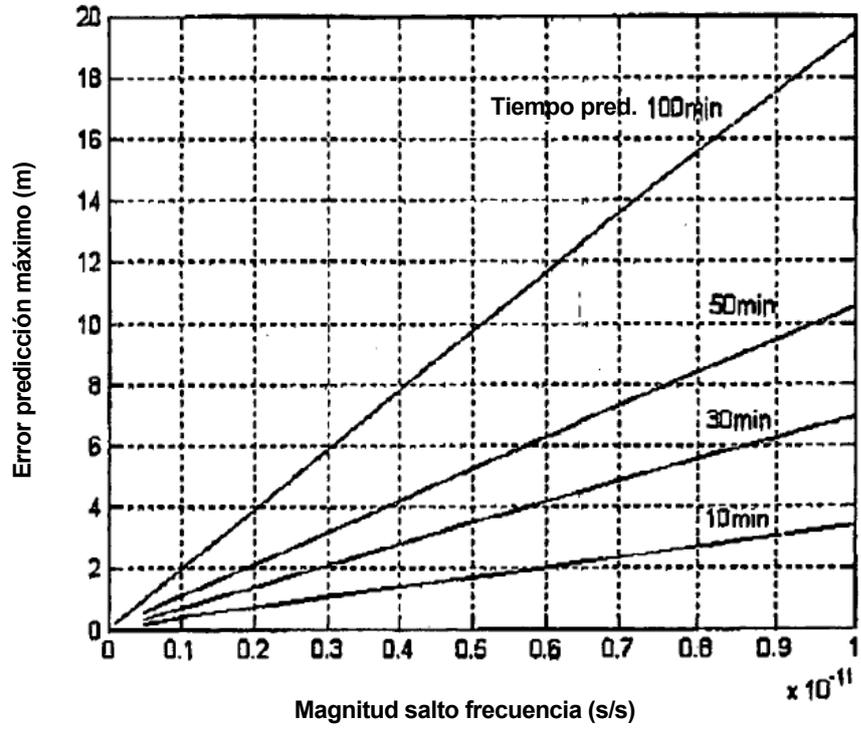


Fig. 2

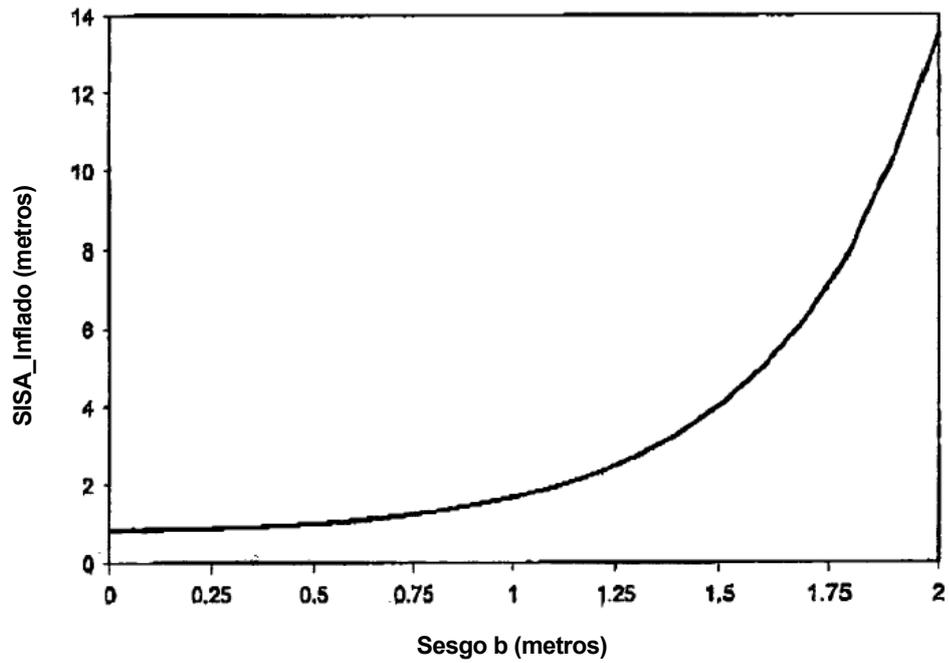
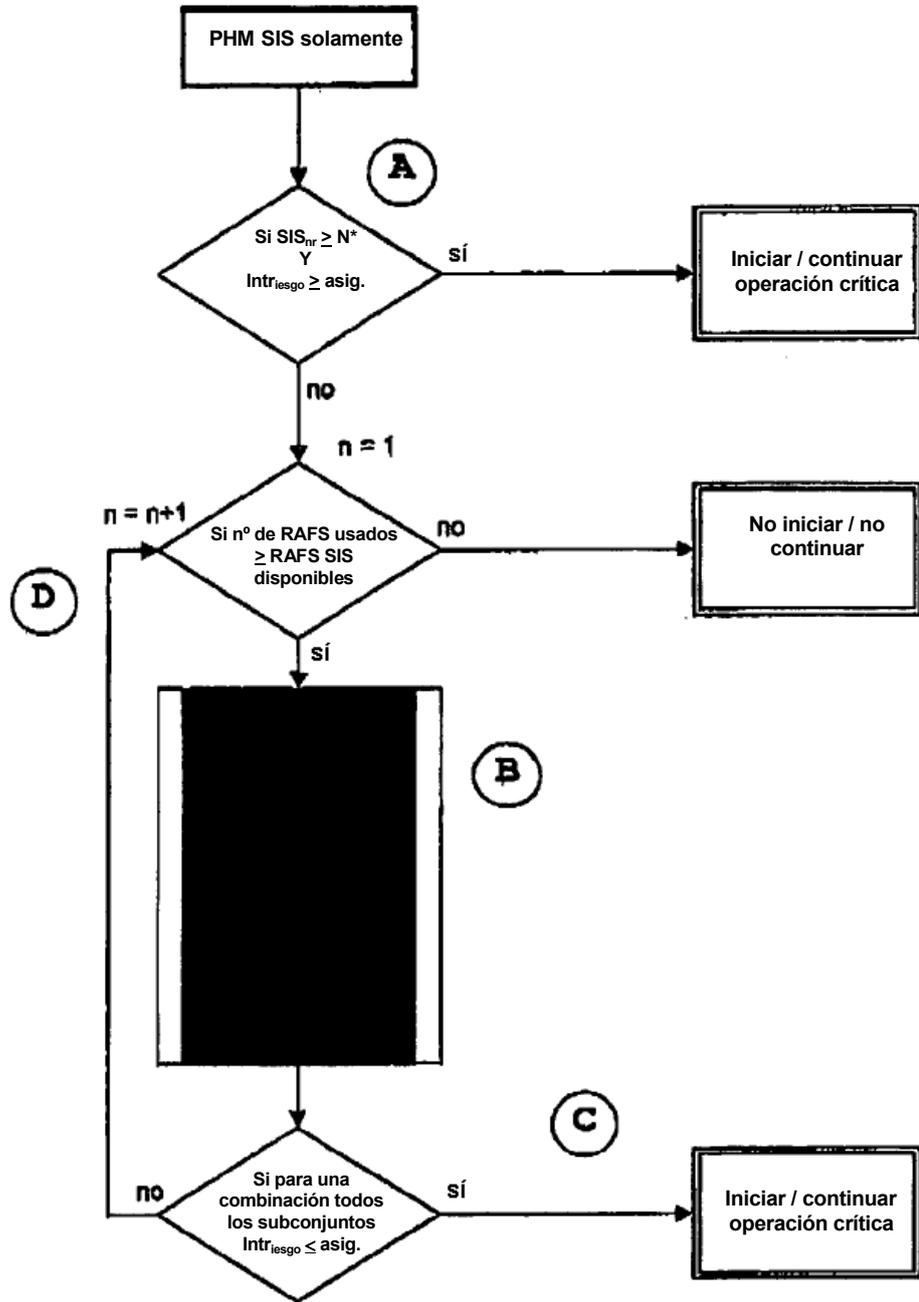
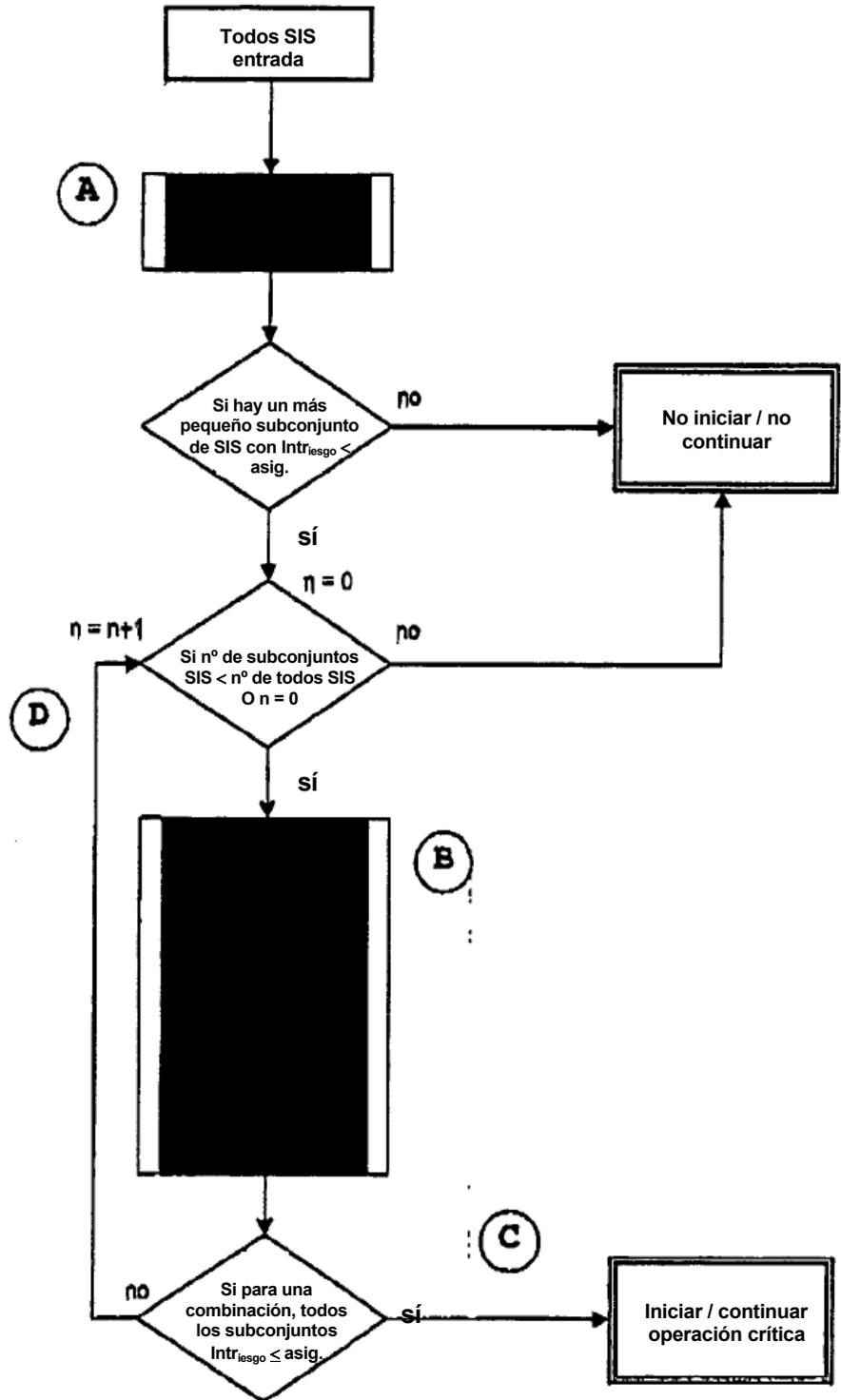


Fig. 3



\* N... número de satélites requeridos (p.e. =5)  
 K... número de SIS afectados simultáneos (p.e. =1, o 2)

Fig. 4



K... número de SIS afectados simultáneos (p.e. =1, o 2)