

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 494 342**

51 Int. Cl.:

G01S 19/02 (2010.01)

G01S 19/08 (2010.01)

G01S 19/20 (2010.01)

G01S 19/23 (2010.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.06.2009** **E 09008053 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **04.06.2014** **EP 2264477**

54 Título: **Un método para detectar los cambios de frecuencia de reloj en un reloj a bordo de un satélite de un sistema de navegación global**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
15.09.2014

73 Titular/es:

AIRBUS DS GMBH (100.0%)
Robert-Koch-Str. 1
82024 Taufkirchen, DE

72 Inventor/es:

OEHLER, VEIT, DR.

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 494 342 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 para detectar los cambios de frecuencia de reloj en un reloj a bordo de un satélite de un sistema de navegación global

5

CAMPO DE LA INVENCION

La invención se refiere a un método de detección de saltos de frecuencia de reloj que se producen a bordo de un satélite de navegación con el fin de reducir el impacto sobre el servicio de navegación y de integridad. La invención se refiere, además, a un sistema de navegación relacionado.

10

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

Los sistemas de navegación por satélite se basan, en general, sobre comportamientos funcionales muy estables del reloj a bordo de satélite para permitir una predicción exacta del comportamiento funcional del reloj en el satélite, lo que se requiere para crear modelos exactos de los relojes, a bordo de satélite, a nivel de usuario, por intermedio de los parámetros de modelos de relojes en satélite proporcionados.

15

Eventos operativos no previsible tales como cambios imprevistos y repentinos en la frecuencia de reloj en satélite no puede medirse de inmediato por el segmento de vigilancia terrestre, que está proporcionando parámetros del modelo de reloj a bordo de satélite al usuario y por lo tanto, dichos eventos operativos no pueden ser objeto de modelización adecuada por el usuario y en consecuencia, imponen un error adicional debido a la modelización inexacta del reloj en el satélite.

20

Los sistemas de navegación por satélite, tales como GPS o el futuro sistema europeo de Galileo, utilizan actualmente normas de frecuencias de satélites, esto es, relojes a bordo de satélite, sobre la base de la tecnología del Rubidio que muestra dicho comportamiento de saltos de frecuencia de reloj imprevistos.

25

Para el sistema Galileo, sobre la base de los resultados de medición de los satélites de pruebas anteriores con los satélites de experimentación GIOVE-A y GIOVE-B, los saltos de frecuencia típicos del reloj de rubidio (denominados RAFS) se producen hasta 1 a 2 veces por mes con una magnitud de saltos de frecuencia que podría degradar la exactitud del alcance en hasta aproximadamente 1 metro a 10 metros. Lo que antecede tiene un impacto, no despreciable, sobre el servicio de posicionamiento y un impacto importante y significativo sobre el futuro comportamiento del servicio de integridad del sistema Galileo que incluso está perjudicando a la viabilidad de dichos servicios del sistema Galileo.

30

35

En particular, para los fines de integridad en donde el usuario necesita conocer *a priori* la señal y la calidad del alcance relacionada con muy alta fiabilidad, dichos hechos imprevistos necesitan evitarse, o detectarse de inmediato para permitir al usuario tomar medidas de recuperación, tales como, la eliminación de las señales de navegación por satélite afectadas a partir de los datos usados para la detección de la posición.

40

La evitación del efecto podría conseguirse considerando diferentes tecnologías de relojes para satélites, tales como los máseres de hidrógeno pasivos (PHM) tal como actualmente previsto para el sistema Galileo en co-existencia con RAFS a bordo de cada satélite.

45

La detección de dichos eventos operativos se podría realizar, en condiciones normales, a nivel del segmento de vigilancia terrestre en donde cada satélite es objeto de seguimiento permanente por varias estaciones de vigilancia (hasta 40 estaciones para Galileo).

50

Solamente si se pone en práctica uno de los mecanismos anteriores, esto es, evitación o detección junto con la recuperación relacionada, se pueden garantizar los servicios de integridad de Galileo.

El objetivo subyacente de la presente invención es asegurar unos servicios de integridad de Galileo factibles, que sean obstaculizados en la presencia de anomalías de las señales de navegación de los vehículos espaciales como p. e. saltos de frecuencia de reloj en satélite, detectando dichas anomalías de señales a nivel de vigilancia terrestre.

55

El documento no de patente de Hahn, Jorg H. et al., "Resultados y Evaluación del Reloj Aparente de GIOVE-A" 39ª Reunión para el Intervalo Temporal Preciso Anual (PTTI), 29 de noviembre de 2007, páginas 95 a 114, Long Beach, Estados Unidos, informa sobre pruebas experimentales del comportamiento, nominal y redundante, de los relojes a bordo del primer satélite prototipo GIOVE-A. Este documento es un informe sobre las mediciones y experiencias realizadas durante una primera fase de prueba en órbita. Durante la experimentación de la misión del GIOVE-A, las predicciones del reloj a bordo han sido sistemáticamente calculadas por una instalación de procesamiento de la sincronización y órbita experimental (E-USPF), que era parte de un centro de procesamiento del GIOVE-A (GPC) con base terrestre.

60

65

Los resultados de la experimentación, en particular, el comportamiento insuficiente del reloj, se han dado a conocer.

Una solución de los problemas identificados ni se proporciona ni se sugiere.

El documento no de patente de Mozo García, A. et al., titulado "Órbita de GIOVE y Reloj Determinación y Predicción: Resultados de la Experimentación" European Navigation Conference (ENC), 25 abril 2009, páginas 1 a 11, Toulouse, Francia, da a conocer los resultados de la experimentación realizada con el satélite GIOVE-A y el lecho de prueba del sistema Galileo versión 1 (GSTB-V1), esto es, pruebas de los algoritmos de sincronización temporal y de integridad de determinación de la órbita del sistema Galileo. Se describen las Insuficiencias de los comportamientos funcionales del reloj pero no se proporciona ninguna solución sobre cómo resolver estas insuficiencias.

El documento no de patente de Hidalgo, I. et al., titulado "E-OSPF Resultados de la Experimentación en la Estructura de Infraestructura del Núcleo del GIOVE-M " European Navigation Conference, ENC-GNSS 2009, 6 mayo 2009, páginas 1 a 12, Nápoles, Italia, describe los resultados experimentales de la caracterización del reloj y de las predicciones del reloj; sin embargo, sin dar a conocer ningún detalle sobre cómo se puede detectar los saltos de frecuencia de un reloj a bordo.

El documento no de patente de Martin J. R. et al., titulado "Instalación de Procesamiento de Sincronización y de Orbitografía del sistema Galileo (OSPF): Diseño Preliminar" ION GNSS 19ª Reunión Internacional de la División de Satélites, 29 de septiembre de 2006, Fort Worth, Estados Unidos, describe la misión esencial de la OSPF dentro del segmento terrestre del sistema Galileo, esto es, la determinación de los productos de datos de navegación que han de difundirse a los usuarios del sistema Galileo. Se hace mención de que los parámetros de corrección del reloj a bordo del satélite se calculan por la OSPF. Estos parámetros de corrección del reloj para un satélite dado incluyen correcciones de desplazamiento de fase, de compensación de frecuencia y de deriva de frecuencia con respecto a la hora del sistema Galileo más una hora de referencia del reloj. Aunque se describen barreras de integridad, no se da a conocer cómo detectar las anomalías de datos de navegación tales como los saltos de frecuencia de reloj y sobre cómo generar una señal de riesgo de integridad.

SUMARIO DE LA INVENCION

Este objetivo se consigue por el método según se reivindica en la reivindicación 1 y por el sistema de navegación según se define en la reivindicación 5.

En el método de detección de los saltos de frecuencia de reloj, que se producen a bordo de un satélite de navegación de un sistema de navegación global según la invención, el impacto de las anomalías de datos de navegación de los vehículos espaciales, como a modo de ejemplo, los saltos de frecuencia de reloj, en el dispositivo para detección de la posición se reduce por las etapas de:

- 1a) recibir señales de navegación procedentes de un vehículo espacial,
- 1b) estimar una predicción del desplazamiento de fase del reloj de la señal de reloj enviada desde el vehículo espacial y guardando esta predicción en una memoria;
- 1c) calcular, en la época actual de medición y de vigilancia (t_0), la diferencia del desplazamiento de fase del reloj (δ_0) entre el desplazamiento de fase de reloj estimada actual obtenida en la etapa 1b) y una estimación previa para dicho desplazamiento de fase de reloj de una primera época anterior (t_{-1}) con un intervalo de tiempo dado (T_1) y memorizando la diferencia (δ_0) en una memoria;
- 1d) obtener una diferencia de desplazamiento de fase anteriormente calculada (δ_{-1}) desde la memoria en donde dicha diferencia de desplazamiento de fase anteriormente calculada (δ_{-1}) fue calculada y memorizada en una segunda época anterior (t_{-2}) según la etapa 1c) entre una estimación previa para dicho desplazamiento de fase de reloj de dicha segunda época anterior (t_{-2}) y una estimación previa adicional para dicho desplazamiento de fase de reloj una tercera época anterior (t_{-3}) con el intervalo de tiempo dado T_1 , en donde el intervalo de tiempo T_2 entre la época de medición y de vigilancia actual (t_0) y dicha segunda época anterior (t_{-2}) es igual o mayor que T_1 ;
- 1e) derivar la diferencia (Δ_0) entre la diferencia de desplazamiento de fase (δ_0) calculada en la etapa 1c) y la diferencia de desplazamiento de fase anteriormente calculada (δ_{-1});
- 1f) comparar la diferencia (Δ_0) derivada en la etapa 1e) con un valor de umbral (TH) dado;
- 1g) generar una señal de riesgo de integridad si la diferencia (Δ_0) derivada en la etapa 1e) es mayor que el valor de umbral (TH) dado y
- 1h) transmitir la señal de riesgo de integridad a otros dispositivos para detección de la posición del sistema de navegación global.

El seguimiento de la señal de satélite por el segmento terrestre, el análisis de los datos y la comparación con una

barrera dedicada o umbral, según la invención, indica un comportamiento anormal del satélite.

La idea básica de la invención es utilizar la función de seguimiento y vigilancia permanente del satélite del segmento terrestre, de tal manera que puedan detectarse incluso los más pequeños cambios en el comportamiento nominal del reloj del satélite, como aparecería considerando los saltos de frecuencia de reloj a bordo y se pueda informar al usuario, en consecuencia.

En particular para el sistema Galileo, varios mecanismos de detección están ya implantados en el segmento terrestre, pero actualmente ninguno de ellos es suficientemente sensible para los saltos de frecuencia de reloj en el satélite, para poder limitar el impacto sobre los servicios del sistema Galileo a una degradación de la realización del servicio poco importante o incluso ninguna degradación funcional.

La invención propone un nuevo tipo de barrera que consiste en comparar, dentro de las funciones de vigilancia del segmento terrestre, las predicciones actuales del reloj del satélite con los resultados anteriores de dos épocas diferentes, y comprobar si la diferencia entre dichas dos comparaciones, también como diferencia entre el resultado actual y el antiguo, supera un umbral determinado.

Dicho umbral necesita ajustarse, en realidad, sobre la base de las mediciones reales desde los satélites Galileo finales, en una solución de compromiso entre capacidad de detección y tasa de falsas alertas. Una vez que se haya seleccionado dicho umbral, que podría incluso derivarse y mantenerse por satélite, se puede utilizar un evento de disparo para hacer sonar una alarma y el usuario eliminará las señales de navegación de este satélite a partir de la solución de cálculo del riesgo de integridad y posicionamiento. Dicha información de umbral podría transmitirse al usuario mediante la señal, para permitir a acciones de recuperación específicas del usuario según las necesidades de su misión.

Preferentemente los intervalos de tiempo T_1 y T_2 se establecen en un margen entre 1,5 horas a 2,5 horas, preferentemente a un valor de 2 horas.

Además, preferentemente el valor de umbral (TH) se establece en un margen entre $2,5 \cdot 10^{-9}$ a $5 \cdot 10^{-9}$, preferentemente a $4,7 \cdot 10^{-9}$.

Además, se prefiere que las etapas 1a) a 1h) se realizan por un segmento de misión terrestre del sistema de navegación global y en donde la señal de riesgo de integridad se envía a dispositivos del usuario final para consideración dentro de los algoritmos de integridad y de navegación en los dispositivos para detección de la posición.

El sistema de navegación global según la invención comprende una pluralidad de vehículos espaciales que transmiten información a al menos un dispositivo para detección de la posición, en donde cada vehículo espacial comprende al menos un reloj y un segmento de misión terrestre (GMS) que realiza las etapas del método 1a) a 1h) de la reivindicación 1 y que transmite la señal de riesgo de integridad a dispositivos del usuario final para detección de la posición.

En una forma de realización preferida, el segmento de misión terrestre (GMS) comprende una instalación de procesamiento de sincronización y orbitográfico (OSPF) que realiza las etapas del método 1a) a 1g) de la reivindicación 1.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La invención se describirá, a continuación, haciendo referencia a los dibujos en los que:

La Figura 1 ilustra las mediciones de la frecuencia de reloj de Rubidio de GPS;

La Figura 2 ilustra las mediciones de la frecuencia de reloj de GIOVE;

La Figura 3 ilustra una línea de tiempos que indica las épocas de vigilancia y los intervalos de tiempo;

La Figura 4 ilustra una fase de reloj de GIOVE estimada y

La Figura 5 ilustra nuevas mediciones de la detección de la barrera, en tiempo real, realizadas con el método de la presente invención.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE FORMAS DE REALIZACIÓN PREFERIDAS DE LA INVENCION

Utilizando la tecnología del reloj de Rubidio en las misiones espaciales para servicios de navegación por satélite típicos, tales como GPS o los futuros sistemas de navegación por satélite de Galileo requiere algunas adaptaciones de sistemas para superar el comportamiento típico de saltos de frecuencia de reloj de rubidio, según se observa a

partir de GPS así como mediante las anteriores campañas de medición por satélite de pruebas del sistema de Galileo.

5 Dichas adaptaciones de conceptos del sistema son necesarias, puesto que los altos de frecuencia de reloj no pueden predecirse e imponen, por lo tanto, errores de alcance adicionales a nivel del usuario del servicio en el orden de magnitud de uno a incluso más de diez metros con un impacto importante sobre el rendimiento del servicio proporcionado.

10 En particular, desde un punto de vista del servicio de integridad, dicho comportamiento operativo se considera más crítico, puesto que el sistema ha de garantizar una determinada calidad de alcance *a priori* con muy alta confianza y proporciona la información de integridad relacionada al usuario, en consecuencia. Si dicha información de integridad, denominada la exactitud de la señal en el espacio (SISA) que es una superación del límite del rendimiento de alcance/calidad de la señal posible, actualmente en el caso más desfavorable, ha de cubrir también los errores adicionales que podrían imponerse por los saltos de frecuencia de reloj, lo que daría lugar a un importante rendimiento degradado en el límite superior de SISA con importantes consecuencias para el servicio de integridad así generado.

20 Por lo tanto, los efectos de los saltos de frecuencia de reloj en satélite necesitan evitarse, lo que podría realizarse, a modo de ejemplo, con una tecnología de reloj de máser de hidrógeno pasivo (PHM) o bien, el posible impacto de un salto de frecuencia de un reloj de rubidio (denominado RAFS) necesita limitarse a un pequeño impacto sobre el comportamiento del servicio de integridad final p.e., mediante detección al nivel de vigilancia terrestre y la alerta relacionada enviada al usuario para no considerar la señal de navegación afectada.

25 En esta realización, a modo de ejemplo ilustrativo, la presente invención da a conocer un nuevo método de cómo detectar tal cambio en el comportamiento de la frecuencia en satélite, en consecuencia, para limitar el impacto de los saltos de frecuencia de reloj en satélite, sobre los servicios de Galileo.

Por lo tanto, las siguientes secciones describen:

- 30
- Las características de los saltos de frecuencia de reloj de Rubidio típicas,
 - una nueva barrera para detectar saltos de frecuencia de reloj vía satélite,
 - 35 • análisis del comportamiento funcional previsto de dicha nueva barrera, analítico así como basado en datos reales y
 - cómo dicho mecanismo de detección puede utilizarse dentro del sistema de Galileo para mitigar el impacto sobre los servicios de integridad.

40 Comportamiento de los saltos de frecuencia de reloj de Rubidio típico

Las normas de frecuencias de satélites usadas en sistemas de navegación por satélite, tal como GPS, suelen cambiar, durante periodos cortos de vez en cuando, su comportamiento típico en frecuencia, también denominado salto de frecuencia.

45 Dicho comportamiento puede medirse directamente en el suelo y se ilustra en la Figura 1 para algunos de los satélites de GPS que están actualmente transmitiendo con tecnología de Rubidio sobre la base de las normas de frecuencia a bordo. Los ejes horizontales de los gráficos en la Figura 1 indican la vida del reloj en días y los respectivos ejes verticales indican la frecuencia del reloj del satélite.

50 Comportamientos similares se miden para los satélites de prueba anteriores de Galileo, los GIOVE-A y GIOVE-B, según se indica en la Figura 2 como comportamiento de la frecuencia del satélite en el transcurso del tiempo.

55 Puede deducirse que dicha característica de salto de reloj de rubidio necesita considerarse como comportamiento normal, y no como un hecho remido raro, y en consecuencia, necesita tratarse y recuperarse en el diseño del sistema nominal.

60 La ventana en la parte inferior derecha representada en la Figura 2 muestra también lo perfectamente que funciona la tecnología de reloj de PHM sin salto alguno, que no requiere adaptaciones de conceptos del sistema.

La nueva barrera de detección del segmento terrestre de la invención

65 La idea general con respecto a un mecanismo de detección situado en el segmento de misión terrestre (GMS) es la de estudiar una barrera para detección de saltos de frecuencia, que puede ponerse en práctica por medio de pequeños cambios en el diseño actual del GMS, esto es, con adaptaciones bastante pequeñas para las funcionalidades y los mecanismos ya disponibles.

La nueva barrera, inventada y adaptada, actuará, en tiempo real o casi real, sobre la base de la frecuencia de reloj estimada terrestre, para la que los elementos de GMS pertinentes y ya disponibles son la instalación de procesamiento de sincronización temporal y determinación de órbita (OSPF) y la instalación de soporte de la misión (MSF).

La instalación de OSPF suele proporcionar una predicción de los relojes de satélites, cada diez minutos, utilizando las señales de banda L medidas para la estimación. Una estimación más exacta del reloj se proporciona por la MSF, que está encargada de proveer las restituciones del reloj, pero suministra dicha estimación más exacta con menor frecuencia, v.g. una vez al día. Para una barrera en tiempo real cercana, por lo tanto, la OSPF necesita considerarse la más adecuada para el nuevo mecanismo de detección.

Considerando el objetivo global de proporcionar una barrera más adecuada para los saltos de frecuencia de reloj del satélite con las menos modificaciones posibles al diseño actual del sistema Galileo, respectivamente GMS, y considerando los elementos y mecanismos ya disponibles, la nueva barrera se propone para establecerse en las siguientes tres etapas con referencia a la Figura 3.

1. Calcular, en la época de medición y vigilancia actual t_0 , la diferencia δ_0 entre el desplazamiento de fase de reloj estimada actual y la estimación anterior para ese desplazamiento de fase de reloj en una época anterior t_{-1} , con $t_{-1} < t_0$ (intervalo entre t_{-1} y $t_0 = T_1$).
2. Deducir la diferencia Δ_0 entre el resultado de la etapa 1 (diferencia δ_0) y el resultado (diferencia δ_{-1}) para el mismo procedimiento (como en la etapa 1) ejecutado en otra época anterior t_{-2} , con $t_{-2} \leq t_{-1} < t_0$ y un intervalo igual $[t_0 - t_{-1}]$, en donde el intervalo entre t_{-2} y t_0 es T_2 .
3. Comprobar si el valor de la diferencia absoluta resultante Δ_0 deducida en la etapa 2 es superior a un umbral dedicado (TH).

Dentro de la primera etapa (etapa 1) se genera un desplazamiento de frecuencia atenuado del reloj, puesto que el proceso está funcionando directamente durante la fase estimada. Esto es, de hecho, equivalente para calcular el desplazamiento de frecuencia como la derivada de fase y luego, utilizando una ventana de atenuación que está funcionando con una longitud media de $[t_0 - t_{-1}]$.

La comparación directa de la magnitud de la diferencia, después de la etapa 1 y de la etapa 2 con respecto a un umbral dedicado en la etapa 3 es un proceso directo y bastante fácil que, no obstante, demuestra ser muy eficiente.

A continuación, necesita realizarse el ajuste de la nueva barrera, respectivamente el umbral, mediante la identificación de los valores óptimos para los tres parámetros descritos t_{-1} , t_{-2} y el umbral TH, esto es, el valor del umbral está vinculado con los otros dos parámetros.

Análisis y comportamiento funcional de la nueva barrera de detección.

Con el fin de estudiar la viabilidad de la nueva barrera de detección, anteriormente inventada y descrita o el umbral, se han realizado análisis detallados con datos simulados así como reales. Como un primer resultado prometedor para ilustrar la eficiencia de la barrera inventada, un ajuste adecuado para los tres parámetros ha dado lugar a los valores

- $|t_0 - t_{-1}| = T_1 = 2h$
- $|t_0 - t_{-2}| = T_2 = 2h = T_1$
- $TH = 4.7 \cdot 10^{-9}$

A modo de ejemplo, para la época de medición y de vigilancia, en un día dado a las 18:00 horas con establecimiento previo de parámetros, la nueva barrera controlaría y funcionaría como sigue (con Φ_{offset} como la función de estimación del desplazamiento de fase de portadora).

$$\left| [\Phi_{offset}(18:00) - \Phi_{offset}(16:00)] - [\Phi_{offset}(16:00) - \Phi_{offset}(14:00)] \right| \stackrel{?}{\leq} TH$$

Si no se cumple dicha condición, la barrera inicia una operación de detección, en consecuencia.

Análisis de datos reales (a modo de ejemplo)

Con el fin de analizar y mostrar la capacidad de detección y el comportamiento funcional de la nueva barrera con datos reales, se han procesado las estimaciones de reloj de fase real procedentes de los satélites de GIOVE.

La Figura 4 ilustra la evolución de la fase de reloj de un intervalo de medición típico de GIOVE, en donde se produjeron dos saltos de frecuencia de reloj entre el día del año (DOY) 151.6 y 151.8 con una magnitud absoluta de $3 \cdot 10^{-12}$ y entre 153.6 y 153.9 con $1.5 \cdot 10^{-12}$.

5 Los dos saltos de frecuencia o cambios rápidos, respectivamente, son claramente visibles en torno a los días dados.

Aplicando la barrera descrita con los parámetros seleccionados, se habrían generado, en tiempo real o cerca del tiempo real, respectivamente, los resultados ilustrados en la Figura 5.

10 Con el umbral de detección TH establecido a un valor de $4.7 \cdot 10^{-9}$, el primer salto se habría detectado a los 930 minutos y el segundo salto a los 3975 minutos. El primer salto habría impuesto un error de predicción máximo, en el caso más desfavorable a nivel del usuario, de aproximadamente 1.7 m, y el segundo salto un error de aproximadamente 1.3 m.

15 Aplicando el procedimiento antes descrito durante periodos más largos, y dichas numerosas clases de saltos de frecuencia de reloj en satélite, puede demostrarse que una predicción máxima de aproximadamente 1.7 m se considera como el error máximo que no fue detectado por la nueva barrera. Tan pronto como se supere dicho valor, la barrera detecta el salto, respectivamente, a partir del error del margen impuesto.

20 Dicho valor de detección depende del conjunto de parámetros finalmente seleccionados, que se necesita optimizar según las características típicas de los saltos de RAFS.

La tabla siguiente muestra el comportamiento funcional de la detección durante ciclos de medición más largos para establecimientos de barreras diferentes.

25

Día del salto	Duración [min]	Amplitud [s/s]	Barrera 1: T1=T2=2h, TH=4.710-9	Barrera 2: T1=T2=1.5h, TH=2.710-9
30.03.2008	875	4.90E-12	D/1.1 m	D/0.8 m
01.04.2008	5	-3.60E-12	D/1.5 m	D/1.0 m
05.04.2008	575	2.40E-12	D/1.2 m	D/0.8 m
09.04.2008	145	-6.00E-13	ND/<1.7 m	D/1.1 m
14.04.2008	290	-1.10E-12	ND/<1.7 m	D/1.4 m
17.04.2008	135	7.00E-13	ND/<1.7 m	ND/<1.7 m
26.04.2008	720	1.50E-12	ND/<1.7 m	ND/<1.7 m
04.05.2008	260	5.00E-13	ND/<1.7 m	D/1.0 m
10.05.2008	305	6.00E-13	ND/<1.7 m	ND/<1.7 m
30.05.2008	290	-3.00E-12	D/1.7 m	D/1.2 m
01.06.2008	430	1.50E-12	D/1.3 m	D/0.7 m

Puede deducirse que los saltos se detectan (D) con un valor máximo de 1.7 m (y posiblemente con un mejor comportamiento operativo con un establecimiento de barrera diferente) o el salto no se ha detectado (ND) con un error de margen impuesto de 1.7 m.

30

A partir de dicha tabla puede deducirse, con una optimización del establecimiento de la barrera adecuada y adicional, que las magnitudes típicas de los saltos de aproximadamente $5 \cdot 10^{-13}$ se podrían detectar con alta probabilidad.

35 Dicha capacidad de detección es bastante mejor (en un orden de magnitud) que la capacidad de detección de GMS actualmente informada, sobre la base de las barreras actualmente implantadas de aproximadamente $3 \cdot 10^{-12}$ s/s, esto es, la inversión mejoraría, en gran medida, el rendimiento de detección de GMS.

Consideración por el sistema del Nuevo Rendimiento de Detección de la Barrera

40

Una vez adecuadamente evaluado y finalmente ajustado, el valor mínimo del salto de frecuencia, que no se ha detectado todavía, y que impondría un error importante a nivel del usuario, esto es, superior a unos 1.7 metros, dicho valor se podría considerar como la magnitud del salto de frecuencia más desfavorable y el error del usuario relacionado tendría una inflación a-priori de la información de integridad SISA. Dicha inflación permanente afectaría a la disponibilidad del servicio de integridad, pero no garantizaría adecuadamente un servicio del sistema Galileo íntegro.

45

Por supuesto, los saltos detectados generarían una alerta que se enviaría al usuario dentro del Tiempo-para-Alerta (TTA) requerido y el satélite relacionado sería inmediatamente eliminado de la solución de navegación a nivel del usuario.

50

Debido a los diferentes comportamientos de RAFS con respecto a sus características de saltos, en donde algunos

5 RAFS podrían saltar, con frecuencia, con grandes magnitudes, mientras que otros podrían no saltar en absoluto, el establecimiento de la barrera de GMS con una magnitud del salto mínima relacionada no detectada se podría optimizar por satélite, y dicha información (esto es, la magnitud mínima del salto) se podría transmitir dentro del mensaje de navegación (si la inflación se realizare directamente a nivel del usuario). Con dicho enfoque, no toda la información de integridad del RAFS (SISA) necesitaría ser objeto de inflación según el impacto más desfavorable de RASF, sino solamente cuando se requiera para ese satélite concreto, esto es, para algunos RAFS no en absoluto. Lo que antecede mejoraría todavía más la disponibilidad del servicio de integridad, asegurando, no obstante, un servicio íntegro.

10 Además, la inflación de información de integridad de SISA, que puede deducirse directamente del concepto de límite superior, según se proporciona en el Documento de Requerimientos del Sistema Galileo aplicable, impone ya un aumento importante de SISA para sesgos bastante pequeños de hasta 1 m a 2 m, esto es, también para la nueva barrera mejorada. Dicho importante aumento se podría reducir, además, mediante la consideración de la probabilidad de impacto del usuario. Esto significa que un evento operativo de integridad (o un evento no de integridad, esto es, información incorrecta peligrosa, HMI) solamente se produce cuando el usuario se pone realmente en peligro, es decir, que su solución de posicionamiento excede los objetivos de precisión requeridos y especificados para su operación, y el algoritmo de integridad no le advirtió que no iniciare o interrumpiere su operación crítica. Una mayor contribución al riesgo de integridad a causa de la inflación de SISA ligeramente inadecuada no daría lugar a una HMI (esto es, a un evento operativo de integridad), si la solución de posicionamiento del usuario no superare los objetivos de exactitud. Esto se denomina la probabilidad de impacto del usuario.

25 El riesgo de integridad adicional debido a la inflación de SISA inadecuada podría considerarse directamente como una contribución específica al riesgo de integridad permitido a nivel de usuario, es decir, directamente dentro de la ecuación del usuario, respectivamente, el árbol de asignación de integridad del sistema Galileo. El valor final, incluyendo el margen de seguridad adicional, si se requiere, puede evaluarse junto con el rendimiento de la detección de la barrera final y podría depender, incluso, de la operación del usuario.

30 Todos los conceptos anteriormente descritos sobre cómo considerar adecuadamente el rendimiento de la detección de la nueva barrera, reducen, en gran medida, el impacto de los saltos de frecuencia de reloj en el satélite sobre los servicios de integridad del sistema Galileo.

35 Además, la inflación de la información de integridad de SISA para los conceptos anteriores podría realizarse en GMS, o a nivel del usuario sin necesidad de cambios importantes en el diseño. La inflación a nivel de GMS ni siquiera requeriría la provisión de información del rendimiento de la detección relacionada al usuario.

40 La invención describe un método para cómo minimizar el impacto de los saltos de frecuencia de reloj en el satélite sobre los servicios de integridad del sistema Galileo, implantando una nueva barrera a nivel del segmento de vigilancia terrestre (GMS) y para considerar adecuadamente la información de detección a nivel de GMS o a nivel del usuario, incluyendo la alerta en caso de detección.

45 Ambos conceptos de detección con una nueva barrera, así como la consideración de la información relacionada no requieren importantes cambios de diseño. La barrera inventada incluso consideras ya disponibles productos tales como estimaciones de desplazamiento de fase y solamente combina y analiza la información disponible de una forma diferente e inventiva. Mecanismos de alerta adecuados están también ya disponibles en caso de detección, así como capacidades de inflación y se ponen en práctica al nivel de GMS y podrían implantarse también, con facilidad, al nivel de usuario, si así se requiriere.

50 Con los conceptos descritos, la invención se garantiza unos servicios de integridad de Galileo completos y también factibles desde el punto de vista de la disponibilidad.

55 Las referencias numéricas o los caracteres en las reivindicaciones, en la descripción y en los dibujos se proporcionan solamente para un mejor conocimiento de la invención y no limitan su alcance de protección.

REIVINDICACIONES

1. Un método para detectar saltos de frecuencia de reloj que se producen a bordo de un satélite de navegación de un sistema de navegación global, que comprende una pluralidad de vehículos espaciales que transmiten información a por lo menos un dispositivo para detección de la posición, incluyendo cada vehículo espacial al menos un reloj, en donde el impacto de las anomalías de datos de navegación del vehículo espacial sobre el dispositivo para detección de la posición se reduce mediante las etapas de:
- 5 1a) recibir señales de navegación desde un vehículo espacial;
 - 10 1b) estimar una predicción de desplazamiento de la fase de reloj de la señal de reloj enviada desde el vehículo espacial y memorizar esta predicción en una memoria;
 - 15 1c) calcular, en la época de medida y de vigilancia actual (t_0), la diferencia de desplazamiento de fase de reloj (δ_0) entre el desplazamiento de fase de reloj estimado actual obtenido en la etapa 1b) y una estimación anterior de dicho desplazamiento de fase de reloj de una primera época anterior (t_{-1}) con un intervalo de tiempo dado T_1 y memorizar la diferencia (δ_0) en una memoria;
 - 20 1d) obtener una diferencia de desplazamiento de fase calculada con anterioridad (δ_{-1}) a partir de la memoria, en donde dicha diferencia de desplazamiento de fase calculada con anterioridad (δ_{-1}) fue calculada y memorizada en una segunda época anterior (t_{-2}) en conformidad con la etapa 1c) entre una estimación precedente de dicho desplazamiento de fase de dicha segunda época anterior (t_{-2}) y otra estimación precedente de dicho desplazamiento de fase de reloj de una tercera época anterior (t_{-3}) con el intervalo de tiempo dado T_1 , en donde el intervalo de tiempo T_2 entre la época de medida y de vigilancia actual (t_0) y dicha segunda época anterior (t_{-2}) es igual o mayor que T_1 ;
 - 25 1e) deducir la diferencia (Δ_0) entre la diferencia de desplazamiento de fase de reloj (δ_0) calculada en la etapa 1c) y la diferencia de desplazamiento de fase calculada anterior (δ_{-1});
 - 30 1f) comparar la diferencia (Δ_0) deducida en la etapa 1e) con un valor de umbral (TH) dado;
 - 35 1g) generar una señal de riesgo de integridad si la diferencia (Δ_0) deducida en la etapa 1e) es mayor que el valor de umbral (TH) dado y
 - 40 1h) transmitir la señal de riesgo de integridad a otros dispositivos para detección de la posición del sistema de navegación global.
2. Método según la reivindicación 1,
- 40 en donde los intervalos de tiempo T_1 y T_2 se establecen en un margen comprendido entre 1,5 horas a 2,5 horas, preferentemente a un valor de 2 horas.
3. Método según la reivindicación 1 o 2,
- 45 en donde el valor de umbral (TH) se establece en un margen entre $2,5 \cdot 10^{-9}$ a $5 \cdot 10^{-9}$, preferentemente a $4,7 \cdot 10^{-9}$.
4. Método según una de las reivindicaciones 1 a 3,
- 50 en donde las etapas 1a) a 1h) se realizan por un segmento de misión terrestre del sistema de navegación global y en donde la señal de riesgo de integridad se envía a dispositivos de usuarios finales para consideración dentro de los algoritmos de integridad y de navegación en los dispositivos para detección de la posición.
5. Un sistema de navegación global que comprende:
- 55 - una pluralidad de vehículos espaciales que transmiten información a al menos un dispositivo para detección de la posición, comprendiendo cada vehículo espacial al menos un reloj; y
 - un segmento de misión terrestre que pone en práctica las etapas del método 1a) a 1h) según la reivindicación 1 y que transmite la señal de riesgo de integridad a dispositivos de usuario final para detección de la posición.
- 60 6. Un sistema de navegación global según la reivindicación 5, en donde el segmento de misión terrestre comprende una instalación de procesamiento orbitográfico y de sincronización que realiza las etapas de método 1a) a 1g) de la reivindicación 1.

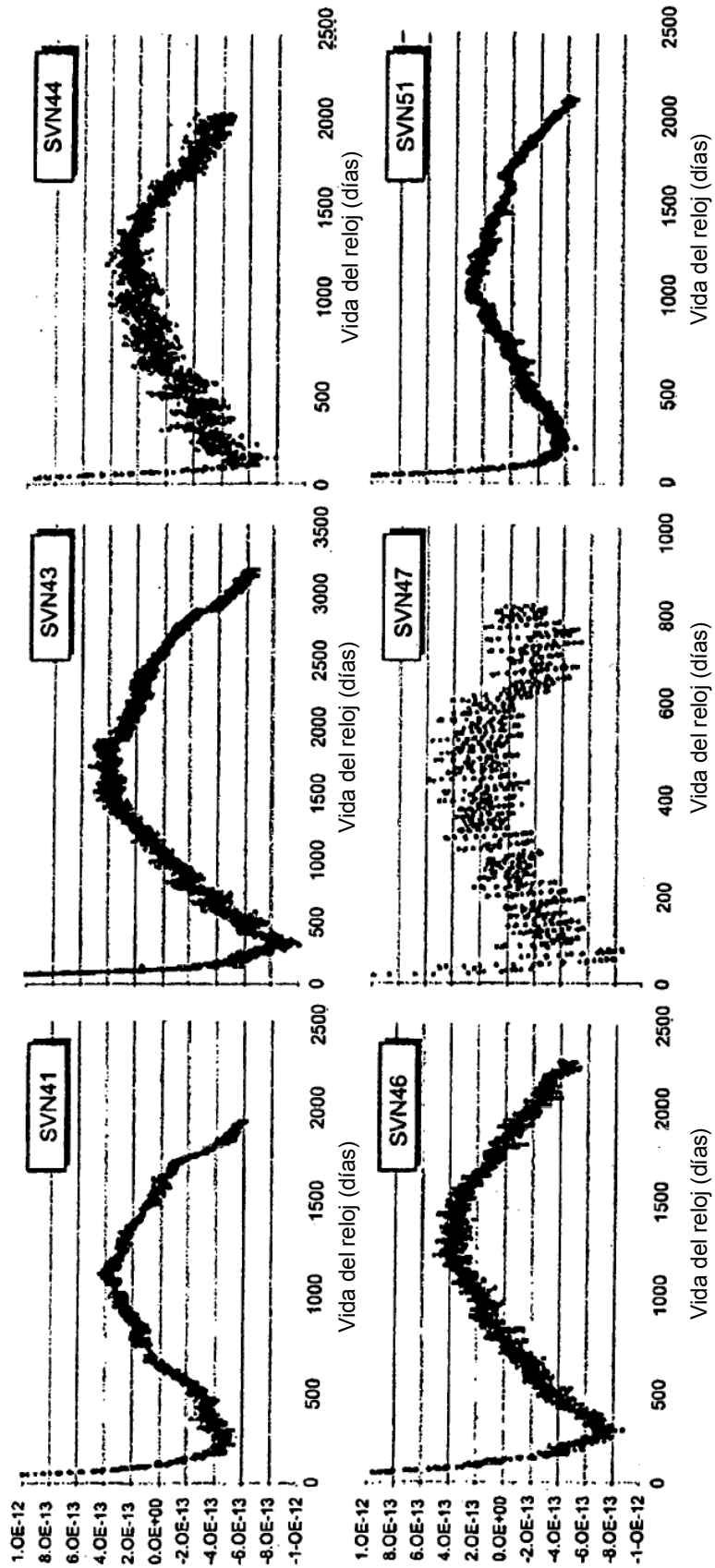


FIG. 1

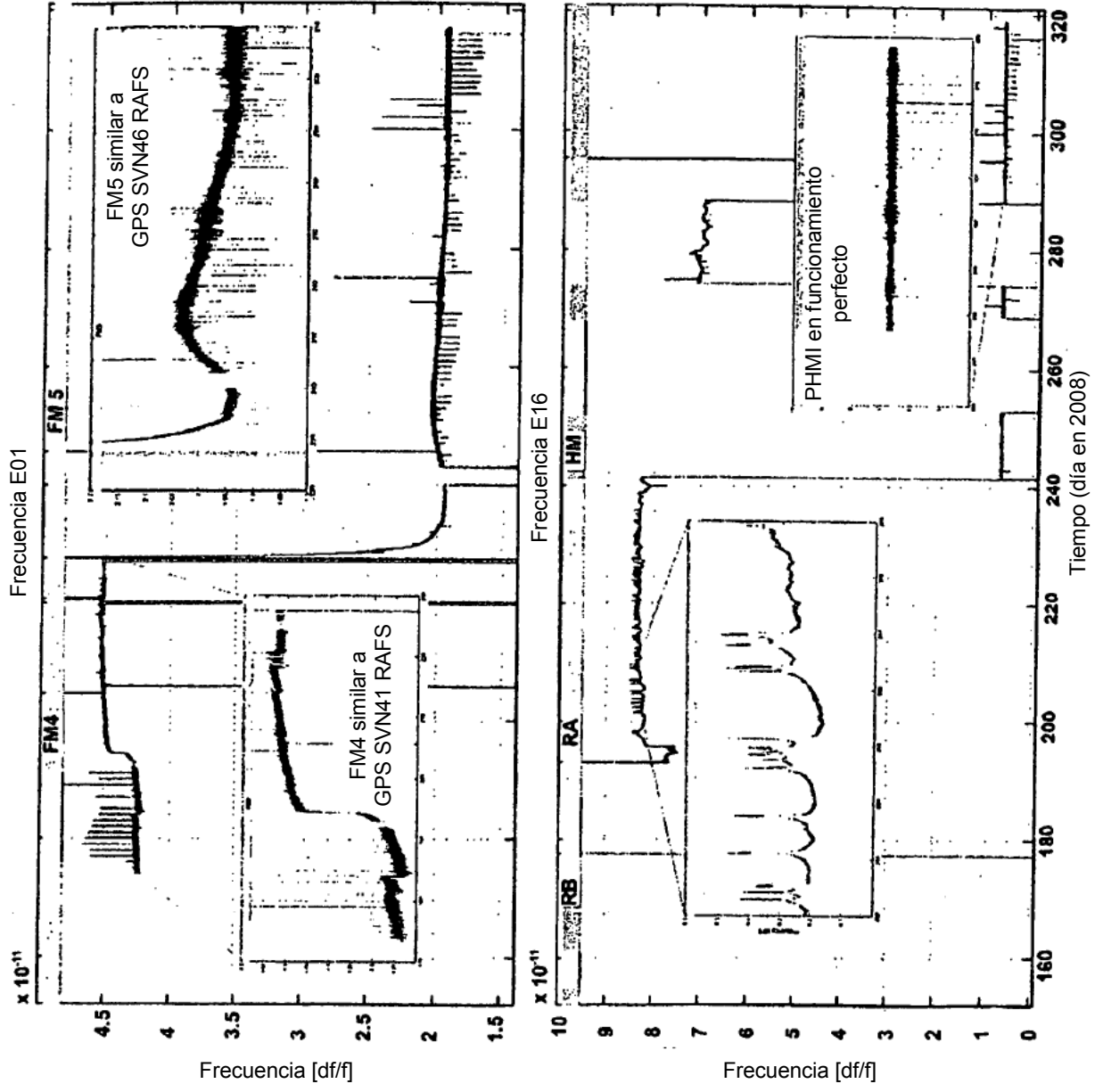


FIG. 2

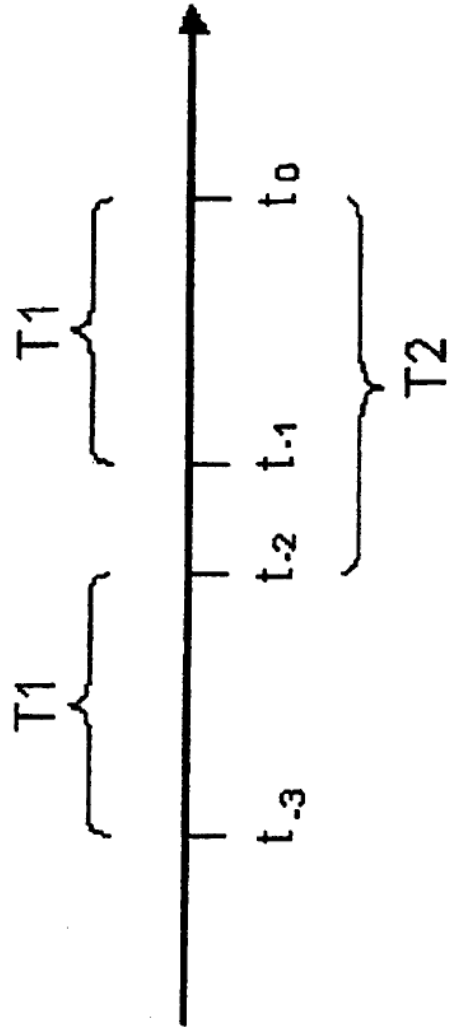


Fig. 3

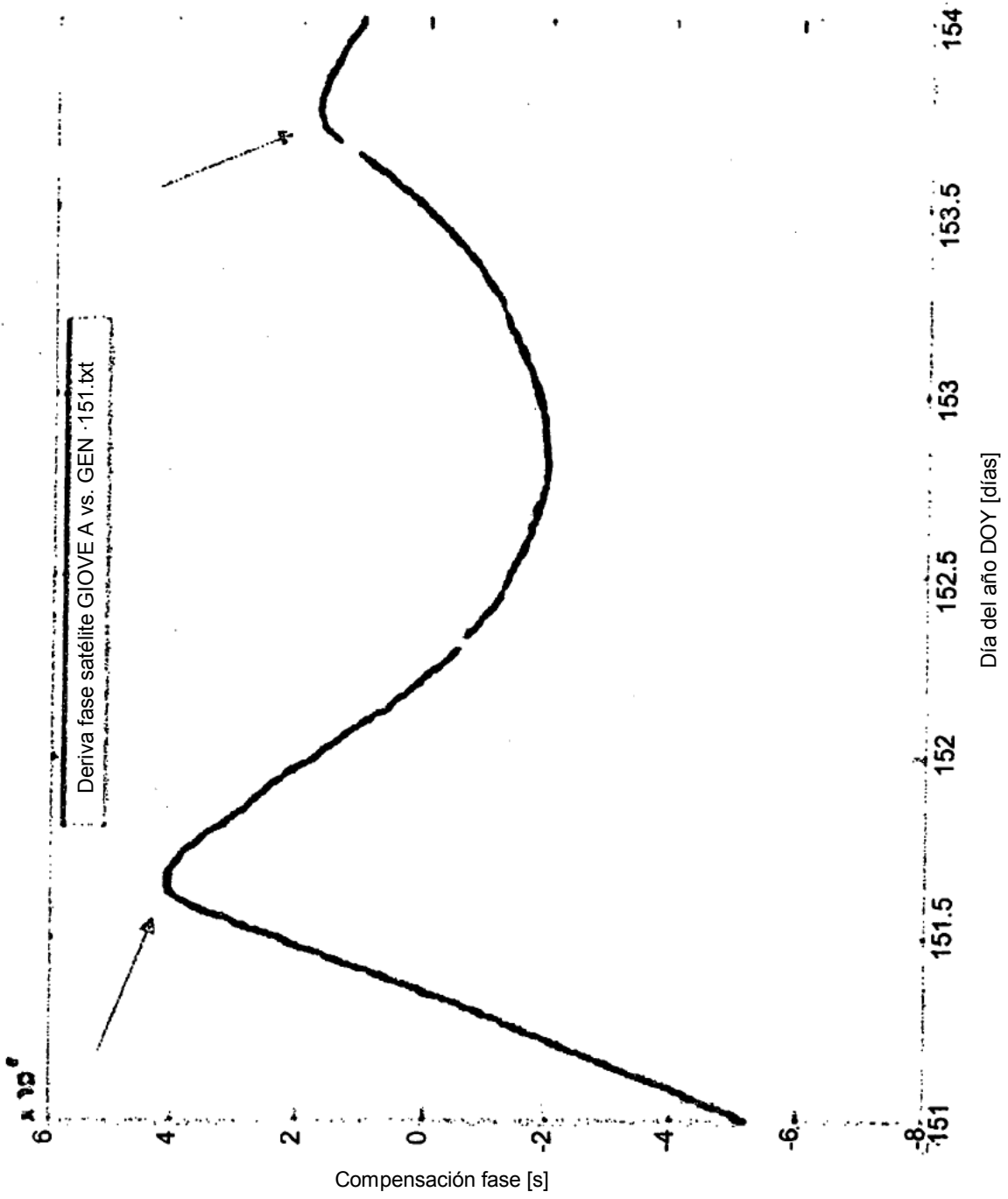


FIG. 4

