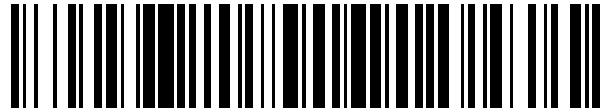


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 582 171**

51 Int. Cl.:

G01S 5/06

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **22.03.2007** **E 07732103 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.06.2016** **EP 2002279**

54 Título: **Error de efeméride de satélite**

30 Prioridad:

31.03.2006 GB 0606501

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

09.09.2016

73 Titular/es:

**KRATOS INTEGRAL HOLDINGS, LLC. (100.0%)
4820 Eastgate Mall, Suite 200
San Diego CA 92121, US**

72 Inventor/es:

**RIDEOUT, ROBERT MARTIN;
DUCK, SIMON ROBERT y
HAWORTH, DAVID PATRICK**

74 Agente/Representante:

PONS ARIÑO, Ángel

ES 2 582 171 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

Error de efeméride de satélite

- 5 La presente invención se refiere a un error de efeméride de satélite, y más en particular (aunque no exclusivamente) a la determinación y/o compensación de errores en las medidas de geolocalización derivadas del mismo.

Una efeméride o conjunto de efemérides de un satélite es una lista de al menos seis parámetros junto con un instante de tiempo asociado a partir del cual es posible calcular la posición y la velocidad en el espacio de un satélite en órbita terrestre. Se trata de una cantidad importante por varias razones, aunque tiene un uso especialmente importante en el campo de la geolocalización, es decir, la localización de emisores de base terrestre o estaciones terrestres responsables de un uso no autorizado o de una interferencia en los canales de telecomunicaciones por satélite. Es necesario disponer de información de efemérides de satélite antes de poder usar las técnicas convencionales de geolocalización. Una efeméride tiene un formato que depende de su sistema de coordenadas.

15 Los elementos keplerianos se refieren muy comúnmente como aquellos en los que el movimiento de un cuerpo en órbita se describe con referencia desde el origen terrestre a punto fijo en el espacio. Los dos marcos de referencia más comunes de este tipo son geocéntrico inercial (ECI, Earth Centered Inercial) y geocéntrico fijo (ECF, Earth Centered Fixed).

20 El acceso no autorizado a los satélites es un problema que puede oscilar entre una mera incomodidad hasta la denegación completa del acceso al satélite a un usuario legítimo. Los casos de interferencia son cada vez más habituales debido a la proliferación de servicios basados en satélites, emergencia de comunicaciones por satélite personales, creciente congestión de un arco geoestacionario ocupado por satélites en órbita e interferencias deliberadas de difusiones de TV. La interferencia puede deberse con frecuencia a un error humano (por ejemplo una antena mal alineada) o a fallos del equipo, pero también puede representar un intento deliberado de ocupar una anchura de banda o de denegar servicios a usuarios legítimos.

Para erradicar la interferencia de satélites, es necesario ubicar geográficamente un emisor de estación terrestre responsable de ello. Esta geolocalización es bien conocida, y en la actualidad los errores de efemérides de satélite son una fuente importante (en general, la más prevalente) de imprecisión.

En IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-18, nº 2, marzo de 1982, P C Chestnut describe la técnica básica de localización de una fuente de señal desconocida: implica la determinación de la diferencia de tiempo de llegada (TDOA, time difference of arrival) y/o la diferencia de frecuencia de llegada (FDOA, frequency difference of arrival) de las réplicas de las señales desde la fuente retransmitidas a lo largo de dos trayectorias de señal independientes hasta una estación receptora. TDOA y FDOA se conocen también en la técnica anterior respectivamente como desplazamiento de tiempo diferencial (DTO, differential time offset) y desplazamiento de frecuencia diferencial (DFO, differential frequency offset) o Doppler diferencial. La determinación de DTO y DFO a partir de dos señales recibidas se describe en el documento IEEE Trans. on Acoustics Speech and Signal Processing, Vol. ASSP-29, nº 3, junio de 1981 por S Stein en "Algorithms for Ambiguity Function Processing". La técnica implica el cálculo de la correlación entre las señales recibidas con desplazamientos de tiempo y desplazamientos de frecuencia de prueba entre sí. El desplazamiento de tiempo y el desplazamiento de frecuencia que elevan al máximo la correlación son los valores de DTO y DFO requeridos, sujetos a corrección de desplazamientos introducidos en los satélites. A partir de DTO y DFO, puede determinarse (geolocalizar) un emplazamiento del emisor de interferencia en la superficie de la Tierra tal como se divulga en la patente de EE.UU. nº 5.008.679. Esta patente divulga la posición de un emisor objetivo con dos satélites de retransmisión geoestacionarios que usan medidas TDOA (o DTO) y FDOA (o DFO). El lugar geométrico de los puntos de TDOA o FDOA constante es una superficie que intercepta la superficie terrestre para definir una curva referida como línea de posición (LOP, line of position). La medida de TDOA y FDOA proporciona dos LOP que se intersecan en la posición del emisor objetivo que debe determinarse.

La patente de EE.UU. nº 6.018.312 (Haworth) divulga la geolocalización por medio de satélites con corrección de errores usando una señal de referencia coherente. En la patente de EE.UU. nº 5.594.452 (Webber y col.) se divulga una técnica relacionada que usa un enfoque de banda ancha. En la patente de EE.UU. nº 6.618.009 (Griffin y col.) se refiere una geolocalización con DTO y DFO variables en el tiempo. La patente de EE.UU. nº 6.677.893 (Rideout y col.) se refiere a geolocalización con interferencia ágil de frecuencias.

La técnica de referencia coherente de la patente de EE.UU. nº 6.018.312 mitiga los efectos del error de efeméride: estos efectos disminuyen a medida que se reduce la separación entre el objetivo y la referencia. Por desgracia,

incluso con un emisor de referencia relativamente cercano a un emisor objetivo, los errores de efemérides siguen siendo normalmente las principales incertidumbres en el resultado de una geolocalización.

5 La precisión de la geolocalización de la técnica anterior depende acusadamente de la exactitud de las efemérides de los dos satélites usados en el cálculo. Las medidas de telemetría de satélite y los posteriores cálculos de efemérides normalmente se hacen sólo hasta una precisión que es adecuada para permitir que las estaciones terrestres realicen el seguimiento de los satélites. A veces se producen datos de efemérides más detallados para permitir que los operadores de satélite calculen los requisitos de maniobra, aunque para calcularlos se tardan normalmente 24 horas y no son suministrados a los usuarios de las redes de forma rutinaria. La adquisición de efemérides de alta precisión
10 necesaria para una geolocalización exacta es poco frecuente, y a menudo el error de efemérides es la fuente prevalente de imprecisiones en un resultado de geolocalización.

Un objetivo de la presente invención consiste en proporcionar una técnica para la determinación de errores de efemérides de satélite y/o para la compensación de errores en medidas de geolocalización debidos a un error de efeméride de satélite.
15

La presente invención proporciona un procedimiento de compensación o de corrección de errores de efemérides de satélite que incorpora las etapas de la reivindicación 1.

20 La invención compensa o corrige errores de efemérides de satélite dependiendo de si se usa con uno o dos satélites que tienen errores de efemérides de satélite. La invención proporciona la ventaja de que hace más precisos los datos de efeméride disponibles, en particular (aunque sin limitación) para el uso de geolocalización de emisores de base terrestre que provoca un uso no autorizado o interferencias en los canales de telecomunicaciones por satélite.

25 La etapa a) puede comprender la determinación de la diferencia de tiempo y la diferencia de frecuencia asociadas con las réplicas de señal. Los medios de transmisión de calibración pueden comprender al menos dos emisores de calibración, y preferentemente al menos cuatro.

La etapa b) puede incluir el uso iterativo de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite para obtener posteriores estimaciones del mismo tipo. Los elementos de [M] pueden obtenerse mediante un ajuste de mínimos cuadrados. El ajuste de mínimos cuadrados puede basarse en una descomposición en valores singulares. Los elementos de [D] y [M] pueden ponderarse en proporción con los inversos asociados de errores de medida en diferencia de tiempo y diferencia de frecuencia de acuerdo con lo que resulte apropiado.
30

35 Los medios de transmisión de calibración pueden comprender al menos dos emisores de calibración, preferentemente al menos cuatro.

El procedimiento puede aplicarse a la compensación de errores de efemérides de dos satélites en el curso de la localización de un emisor que provoca interferencia de satélite, donde la compensación de efeméride se determina y se aplica a una efeméride de satélite.
40

El procedimiento puede aplicarse alternativamente a la compensación de errores de efemérides para un satélite primario y un satélite secundario y los medios de transmisión de calibración pueden comprender al menos diez emisores de calibración.
45

En un aspecto alternativo, la presente invención proporciona un aparato para la compensación o la corrección de errores de efemérides de satélite que incluye las características de la reivindicación 13.

50 Los medios para la determinación de al menos una de entre la diferencia de tiempo y la diferencia de frecuencia pueden disponerse para determinar la diferencia de tiempo y la diferencia de frecuencia asociadas con las réplicas de señal. Los medios de transmisión de calibración pueden comprender al menos dos emisores de calibración, y preferentemente al menos cuatro.

Los medios para la obtención de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite pueden disponerse para el uso iterativo de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite para obtener estimaciones posteriores del mismo tipo.
55

Los medios para la obtención de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite están dispuestos para calcular un vector de corrección de efeméride [A] a partir de un producto $[M]^{-1}[D]$, donde [D] es un

vector que tiene elementos que son diferencias entre valores medidos y estimados de diferencia de tiempo y diferencia de frecuencia para un conjunto de tiempos de medida/estimación y $[M]^{-1}$ representa la inversa de una matriz $[M]$ que tiene elementos que son cambios en los elementos de efeméride de satélite estimados para el conjunto de tiempos de medida/estimación, donde los cambios provocan la reducción de $[D]$ en magnitud en comparación con su valor asociado con los elementos de efeméride de satélite estimados antes de los cambios.

Los medios para la obtención de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite pueden disponerse para obtener los elementos de $[M]$ mediante un ajuste de mínimos cuadrados, que en sí mismo puede basarse en una descomposición en valores singulares.

Los medios para la obtención de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite pueden disponerse para ponderar los elementos de $[D]$ y $[M]$ en proporción con los inversos asociados de errores de medida en diferencia de tiempo y diferencia de frecuencia de acuerdo con lo que resulte apropiado.

El aparato puede servir para compensar el error de efeméride de un único satélite primario y los medios de transmisión de calibración pueden comprender al menos dos emisores de calibración, preferentemente al menos cuatro.

El aparato puede servir para compensar los errores de efemérides de dos satélites en el curso de la localización de un emisor que provoca interferencia de satélite, donde los medios para la obtención de estimaciones correspondientes a elementos de efemérides de satélite están dispuestos para determinar la compensación de efeméride y aplicarla a una efeméride de satélite. Puede servir para compensar el error de efeméride para un satélite primario y un satélite secundario y los medios de transmisión de calibración pueden comprender al menos diez emisores de calibración.

En un aspecto adicional, la presente invención proporciona software informático que comprende las instrucciones de la reivindicación 21.

La etapa a) puede comprender determinación de la diferencia de tiempo y la diferencia de frecuencia asociadas con las réplicas de señal. Los medios de transmisión de calibración pueden comprender al menos dos emisores de calibración, y preferentemente al menos cuatro.

La etapa b) puede incluir el uso iterativo de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite para obtener estimaciones posteriores del mismo tipo. Incluye el cálculo de un vector de corrección de efeméride $[A]$ a partir de un producto $[M]^{-1}[D]$, donde $[D]$ es un vector que tiene elementos que son diferencias entre valores medidos y estimados de diferencia de tiempo y diferencia de frecuencia para un conjunto de tiempos de medida/estimación y $[M]^{-1}$ representa la inversa de una matriz $[M]$ que tiene elementos que son cambios en los elementos de efeméride de satélite estimados para el conjunto de tiempos de medida/estimación, donde los cambios provocan en $[D]$ la reducción en magnitud en comparación con su valor asociado con los elementos de efeméride de satélite estimados antes de los cambios. Los elementos de $[M]$ pueden obtenerse mediante un ajuste de mínimos cuadrados. El ajuste de mínimos cuadrados puede basarse en una descomposición en valores singulares. Los elementos de $[D]$ y $[M]$ pueden ponderarse en proporción con los inversos asociados de errores de medida en diferencia de tiempo y diferencia de frecuencia de acuerdo con lo que resulte apropiado.

Los medios de transmisión de calibración pueden comprender al menos dos emisores de calibración, y preferentemente al menos cuatro.

El software puede usarse en la compensación de errores de efemérides de dos satélites en el curso de la localización de un emisor que provoca interferencia de satélite, donde la compensación de efeméride se determina y se aplica a una efeméride de satélite.

El software puede usarse alternativamente en la compensación de error de efemérides para un satélite primario y un satélite secundario y los medios de transmisión de calibración pueden comprender al menos diez emisores de calibración.

Para poder comprender más plenamente la invención, a continuación se describen realizaciones de la misma, a modo de ejemplo exclusivamente, con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

la Figura 1 ilustra un sistema de geolocalización de acuerdo con la técnica anterior;

la Figura 2 muestra sistemas de coordenadas keplerianos y cartesianos usados para definir parámetros de efemérides de satélite;

la Figura 3 ilustra esquemáticamente un sistema de geolocalización de la invención;

la Figura 4 es un diagrama de flujo de etapas en un procedimiento iterativo de la invención en el que se usan conjuntos sucesivos de parámetros de efeméride corregidos para generar dichos conjuntos adicionales;

la Figura 5 ofrece un ejemplo de posiciones de emisores de monitor, referencia y calibración para su uso en el sistema de la Figura 3

la Figura 6 ilustra la mejora en la geolocalización generada en una simulación de la invención que compensa los errores en una efeméride de satélite único;

la Figura 7 ofrece un ejemplo de posiciones de emisores de monitor, referencia y calibración para su uso en la compensación de errores en efemérides de dos satélites;

la Figura 8 muestra trayectorias terrestres de satélite para un satélite primario en la Figura 3 y obtenidas de a) una efeméride inicial de partida, b) una efeméride de satélite verdadera y c) una efeméride calculada de acuerdo con la invención;

la Figura 9 es equivalente a la Figura 8 con la salvedad de que se aplica a un satélite secundario.

La Figura 1 ilustra un sistema de geolocalización de acuerdo con la técnica anterior indicada generalmente por (10).

Usa dos satélites (12) y (14) monitorizados por las antenas receptoras (16) y (18) respectivas para determinar la posición de un emisor u objetivo desconocido (20) que provoca interferencias en las comunicaciones por satélite. El

emisor (20) tiene un patrón de transmisión con múltiples lóbulos, de los que se muestran un lóbulo principal (22) y dos lóbulos laterales (24). Un satélite (12) recibe radiación en el lóbulo principal (22): se denomina satélite primario y

la electrónica de tratamiento (no mostrada) asociada con su antena receptora de monitorización (16) se denomina canal primario. El otro satélite (14) recibe radiación en el lóbulo lateral 24: se denomina satélite secundario y la

electrónica de tratamiento asociada en la antena receptora 18 se denomina canal secundario. Los canales primario y secundario producen señales para su uso en computación de correlación de señales para determinar los valores de

DTO y DFO.

Ambos satélites (12) y (14) reciben también una señal de referencia desde un emisor (26) en una posición conocida y la retransmiten a las antenas respectivas (16) y (18). Esta señal de referencia es detectada de forma coherente

con la señal del emisor objetivo tal como se describe en la patente de EE.UU. nº 6.018.312: permite la eliminación de los sesgos del sistema tales como las frecuencias de traslación conocidas de manera imprecisa de los

osciladores locales a bordo de los satélites, y contrarresta los efectos de las inestabilidades de fase en dichos osciladores locales en el proceso de correlación. Para los fines de la memoria descriptiva, es conveniente apartarse

de la práctica de la técnica anterior y tratar DTO/DFO como cantidades diferentes a TDOA/FDOA. Así, TDOA y FDOA se definen en la presente memoria descriptiva mediante la expresión:

$$TDOA = DTO_T - DTO_R \quad \text{y} \quad FDOA = DFO_T - DFO_R \quad (1)$$

donde DTO_T y DFO_T son los valores DTO y DFO del objetivo, y DTO_R y DFO_R son los valores DTO y DFO de referencia medidos en cada caso tal como se describe en la patente de EE.UU. nº 6.018.312. Por tanto, TDOA y

FDOA son respectivamente equivalentes corregidos según la referencia y las diferencias entre los valores DTO/DFO del objetivo y de referencia. Estos parámetros TDOA y FDOA dependen de la posición del satélite: al conocer las

posiciones y las velocidades de los satélites (es decir, las efemérides de los satélites) en el momento de la medida de estos parámetros y la posición de la referencia (26), puede determinarse la posición del emisor objetivo (20).

Es conveniente pero no esencial para los fines de la presente invención emplear los parámetros TDOA y FDOA tal como se define en la Ecuación (1). Los valores de diferencia de tiempo y diferencia de frecuencia que están

relacionados con estos parámetros pueden usarse siempre y cuando se usen de manera consistente: por ejemplo dichos valores pueden estar desplazados en cierta medida con respecto a TDOA o FDOA si fuera conveniente. En

los ejemplos de la invención descritos más adelante los valores estimados de los parámetros TDOA y FDOA se ajustan a los equivalentes medidos, y de forma similar los valores de diferencia relacionados estimados podrían

ajustarse con los equivalentes medidos. La relación con TDOA y FDOA debe tenerse en cuenta cuando se usan valores de diferencia relacionados para la determinación de efemérides o la geolocalización.

El formato de una efeméride depende del sistema de coordenadas que se use. La Figura 2 muestra tres sistemas de coordenadas en (a), (b) y (c). La Figura 2(a) muestra elementos keplerianos que se refieren más comúnmente al

lugar en que se describe el movimiento de un cuerpo en órbita con referencia desde el origen terrestre a un punto fijo en el espacio. Sin embargo, de manera más sencilla, se usan vectores tridimensionales de posición cartesianos y de

velocidad tal como se muestra en las Figuras 2(b) y 2(c). Los dos marcos de referencia más comunes de este tipo son el geocéntrico inercial (ECI) y el geocéntrico fijo (ECF). El marco ECI tiene su origen en el centro de masas de la Tierra pero posee una dirección inercial fija a lo largo de una intersección del plano ecuatorial terrestre y el plano de la eclíptica (equinoccio primaveral o primer punto en Aries). El marco ECF tiene el mismo origen pero está fijo en la

- 5 Tierra con su eje x a través del meridiano de Greenwich (en longitud cero). El marco ECF gira en el espacio una vez por día sidéreo en línea con la rotación de la Tierra. La invención es independiente del sistema de coordenadas que se elija, pero para los fines de las realizaciones descritas en la presente memoria descriptiva las efemérides se indicarán en formato ECF cartesiano.
- 10 En referencia ahora a la Figura 3, la técnica de compensación o corrección de efemérides (CEE) de la invención se basa en el procedimiento de geolocalización de dos satélites usado para medir los parámetros TDOA y FDOA tal como se describe con referencia a la Figura 1 usando una señal de referencia coherente como en la patente de EE.UU. n° 6.018.312. Como antes, un emisor objetivo (30) dirige un lóbulo principal indicado por una flecha (32) a un satélite primario (34), que lo retransmite a (35) a una antena de interceptación primaria (36). Aquí, para reducir la
- 15 complejidad de la ilustración, se muestran sólo las direcciones de los haces o lóbulos principales del emisor dado el alto número de emisores, es decir, se omiten los lóbulos laterales.

Un emisor de referencia (38) en una posición conocida proporciona un haz principal indicado por una línea de cadena (40) dirigido al satélite primario (34) para la retransmisión en (41) a la antena de seguimiento primaria (36).

20 También se muestran cuatro emisores de calibrador de efemérides (calibradores de efemérides) (42a) a (42d) (colectivamente (42)), dos (42a/42b) de los cuales proporcionan haces principales indicados por las líneas (44a/44b) respectivas dirigidas al satélite primario (34) para la retransmisión en (45) a la antena de interceptación primaria (36). Las otras dos calibradores de efemérides (42c/42d) proporcionan haces principales indicados por las líneas (44c/44d) respectivas dirigidas al satélite secundario (46) para la retransmisión en (47) a una antena de seguimiento

25 secundaria (48). Las antenas de seguimiento primaria y secundaria (36) y (48) pueden estar en puntos geográficos diferentes, pero en este ejemplo están situadas en un único punto de seguimiento. Debe observarse que con independencia de los fines de la invención un haz principal de un calibrador de efemérides se dirige a un satélite primario o secundario, dado que no influye en la corrección o compensación de efemérides.

- 30 Los calibradores de efemérides (42) y el emisor de referencia (38) tienen todas las posiciones conocidas con precisión, determinadas por ejemplo para la exactitud del Sistema de posicionamiento global (GPS, Global Positioning System) o que tiene latitud y longitud determinadas desde otra fuente. Se han probado también para proporcionar buenas correlaciones entre las réplicas de señal recibidas por medio de los satélites primario y secundario, una característica básica de la geolocalización de acuerdo con la patente de EE.UU. n° 6.018.312. Preferentemente
- 35 están geográficamente bien separados: sin embargo, no es esencial el uso de múltiples calibradores de efemérides en puntos diferentes; también es posible usar uno de estos calibradores y realizar medidas en diferentes instantes tal como se describe más adelante.

Se supone que están disponibles las estimaciones iniciales de las efemérides de satélites, cuya precisión se describirá más adelante. Los parámetros de posición TDOA y FDOA se miden para cada uno de los calibradores de efemérides (42) tratando cada uno de ellos por turnos como emisor objetivo y usando el procedimiento descrito con referencia a la Figura 1 y en la patente de EE.UU. n° 6.018.312. A continuación se calculan los valores esperados para TDOA y FDOA para cada uno de los calibradores de efemérides (42) basándose en sus posiciones conocidas y usando estimaciones de efemérides a priori de las posiciones y velocidades de los satélites primario y secundario

45 (34) y (46) (es decir, las efemérides de satélites). A continuación se obtienen las diferencias entre los valores medidos y calculados para TDOA y FDOA y se calcula una estimación del error en las efemérides de satélites.

Primero se esbozará el procedimiento de la invención y después se describirá en más detalle más adelante. Se obtiene un conjunto de inicio de parámetros de efemérides (elementos de vectores de posición y velocidad) de la o

50 de cada una de las efemérides de satélite (como se describirá más adelante) en un origen de tiempo conveniente t_0 . A continuación se ajusta o se 'propaga' este conjunto para proporcionar un conjunto de parámetros de efemérides respectivos en un instante correspondiente de cada medida de TDOA y FDOA por separado: este hecho se hace posible porque las medidas o 'muestras' se realizan en instantes diferentes, y los tiempos de medida corresponden a diferentes conjuntos de parámetros de efemérides de satélite dado que los satélites se mueven con el tiempo.

- 55 A continuación, los conjuntos de parámetros de efemérides propagados se usan para calcular los valores esperados de TDOA y FDOA que corresponden a los valores medidos respectivos de TDOA y FDOA. Después se realizan pequeños cambios en el conjunto de parámetros de efemérides de inicio, que se propagan como antes y se usan para calcular nuevos valores esperados de TDOA y FDOA. Se produce un "ajuste óptimo" de cambios de

parámetros que reduce al mínimo las diferencias entre los nuevos valores esperados calculados de TDOA y FDOA y los valores medidos correspondientes.

Si se requiere un cambio importante en una efeméride, los cambios en los parámetros de efemérides calculados de esta forma pueden ser insuficientes: en tal caso, los cambios pueden usarse para producir un conjunto de parámetros de efemérides corregido para su uso como conjunto de inicio adicional en un proceso iterativo. En cada iteración de este proceso, los cambios de efemérides se calculan repetidamente a partir de conjuntos de parámetros de efeméride corregidos derivados de las iteraciones inmediatamente precedentes respectivas. La iteración prosigue hasta que dejan de aparecer cambios importantes o se alcanza un límite de número predeterminado de iteraciones.

A continuación se describirán más en detalle los ejemplos de la invención. Para los fines de un ejemplo inicial de la invención, se supone que sólo la efeméride del satélite primario (34) tiene un error. Una efeméride para un satélite (en un punto dado del tiempo referido como "época") puede representarse como un vector columna de 6 x 1 elementos [S] que contiene los elementos de los vectores de posición cartesianos-ECF del satélite primario x, y, z y los elementos del vector velocidad \dot{x} , \dot{y} , \dot{z} . En este caso, el punto en superíndice en x , y , z indica la derivada con respecto al tiempo. Si se representa una estimación de efeméride del satélite primario inicial o una efeméride de inicio como un vector [SS] con elementos x_{SS} a z_{SS} , y [A] es un vector columna de correcciones con los elementos a_1 a a_6 necesarios para convertir esta efeméride de inicio en una mejor estimación [S] de una efeméride verdadera del satélite primario, teniendo [S] los elementos x_s a z_s , con lo que:

$$[S] = [SS] - [A] \tag{1}$$

o alternativamente si se escribe de forma extensa:

$$\begin{pmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \\ \dot{x}_s \\ \dot{y}_s \\ \dot{z}_s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{SS} \\ y_{SS} \\ z_{SS} \\ \dot{x}_{SS} \\ \dot{y}_{SS} \\ \dot{z}_{SS} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \\ a_5 \\ a_6 \end{pmatrix} \tag{2}$$

La técnica CEE de la invención determina (al menos como una etapa inicial) los elementos a_1 a a_6 del vector de corrección de efeméride [A]. En esta realización de la invención, las medidas de TDOA y FDOA se llevan a cabo en múltiples calibradores de efemérides (42) distribuidos geográficamente, cada uno de posición conocida, en un número N de muestras de medida separadas en el tiempo. Cada muestra es una medida de TDOA y FDOA para un único calibrador de efemérides. Esta colección de N muestras conforma una campaña de medida requerida para realizar la CEE. Las muestras se obtienen generalmente (por comodidad) en una serie de ciclos de medida, conteniendo cada ciclo una muestra para cada calibrador de efemérides (42), tomados en orden. Así, el número total N de muestras viene dado por el número de calibradores de efemérides (42), cuatro en la Figura 3, multiplicado por el número de ciclos.

La invención no se limita a las medidas de TDOA y FDOA de esta realización. Las medidas pueden ser una combinación de medidas simultáneas de diferentes calibradores de efemérides y medidas separadas en el tiempo del mismo o de otros calibradores de efemérides. Pueden obtenerse medidas simultáneas usando múltiples canales de adquisición o muestreo en una anchura de banda suficientemente grande para comprender múltiples calibradores de efemérides.

En esta realización, todas las muestras se miden en diferentes instantes (aunque no es esencial). La enésima muestra ($n=1$ a N) se mide en el instante t_n ; para cada muestra, se calculan los valores esperados asociados ($TDOA)_n$ y ($FDOA)_n$ a partir de la efemérides de inicio de los satélites primario y secundario (36) y (48), y las posiciones del emisor de referencia (38), las antenas de interceptación primaria y secundaria (36) y (48), y el calibrador de efemérides (42) asociado con la enésima muestra. Este cálculo se realiza del modo siguiente. Las

efemérides de inicio para satélites están disponibles públicamente (tal como se describe más adelante). Una efeméride cambia con el tiempo debido al movimiento del satélite, pero al tener una efeméride de inicio en un tiempo origen t_0 , una efeméride puede calcularse para cualquier otro instante a partir de la dinámica orbital del satélite. Por tanto, se calcula un conjunto respectivo de parámetros de efemérides cada muestra tiempo de medida t_1 a t_N para los satélites primario y secundario (36) y (48). Usando estos parámetros de efemérides calculados, se calculan los valores de TDOA/FDOA esperados $(TDOA)_n$ y $(FDOA)_n$ para cada tiempo de muestra t_n ($n = 1$ a N).

Los valores de TDOA/FDOA medidos $TDOA_n$ y $FDOA_n$ se obtienen en cada uno de los tiempos t_1 a t_N usando la técnica de medición descrita con referencia a la Figura 3. Los valores esperados o calculados $(TDOA)_n$ y $(FDOA)_n$ para todo n de 1 a N se expresan como un vector y a continuación se restan de un vector de los valores medidos $TDOA_n$ y $FDOA_n$ para proporcionar un vector columna $[D]$ de diferencias dado por:

$$[D] = \Delta \begin{pmatrix} TDOA_1 \\ \vdots \\ TDOA_N \\ FDOA_1 \\ \vdots \\ FDOA_N \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} TDOA_1 \\ \vdots \\ TDOA_N \\ FDOA_1 \\ \vdots \\ FDOA_N \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \langle TDOA \rangle_1 \\ \vdots \\ \langle TDOA \rangle_N \\ \langle FDOA \rangle_1 \\ \vdots \\ \langle FDOA \rangle_N \end{pmatrix} \quad (3)$$

donde Δ indica que las cantidades $TDOA_1$ a $FDOA_N$ entre paréntesis indicadas inmediatamente después son diferencias. La técnica CEE de la invención pretende calcular cambios en los elementos en las efemérides de satélite iniciales que hacen que el vector $[D]$ esté lo más cerca posible del vector nulo que tiene todos los elementos iguales a cero.

Para deducir $[A]$ en la Ecuación (2) de manera que la corrección de $[SS]$ por $[A]$ proporcione los parámetros de posición esperados que se corresponden más estrechamente con los parámetros de posición medidos, en este ejemplo el enfoque consiste en usar pequeños cambios en los elementos de efemérides en $[SS]$ y determinar su efecto en los valores predichos para TDOA y FDOA. Esto se realiza calculando los cambios ∂x , ∂y , ∂z , $\partial x'$, $\partial y'$ y $\partial z'$ con los elementos de efemérides x , y , z , x' , y' y z' respectivos. En este caso, como antes, un punto en superíndice indica la derivada con respecto al tiempo. Los cambios en los valores esperados de $(TDOA)_n$ y $(FDOA)_n$ asociados con la introducción de ∂x a $\partial z'$ se calculan para cada muestra en el instante t_n ($n = 1$ a N) respectivamente. Se

obtienen así seis cambios de la forma $\frac{\partial TDOA(t_n)}{\partial k}$ para cada uno de los valores N de $(TDOA)_n$ y seis cambios de la forma $\frac{\partial FDOA(t_n)}{\partial k}$.

la forma $\frac{\partial FDOA(t_n)}{\partial k}$ para cada uno de los valores N de $(FDOA)_n$, donde k es x , y , z , x' , y' o z' . Los cambios se producen usando un proceso de ajuste que produce valores estimados de TDOA y FDOA siendo un ajuste óptimo para los valores medidos de TDOA y FDOA. Se usan como elementos respectivos de una matriz de $2N \times 6$ elementos $[M]$ de diferenciales parciales. $[M]$ está relacionado con la matriz de diferencias $[D]$ en la Ecuación (3) y el vector columna de los cambios de elementos de efemérides requeridos $[A]$ en las Ecuaciones (1) y (2) por:

$$[D] \approx [M][A] \quad (4)$$

o de forma extendida por:

$$[D] = \Delta \begin{pmatrix} TDOA_1 \\ \vdots \\ TDOA_N \\ FDOA_1 \\ \vdots \\ FDOA_N \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial x} & \dots & \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial z} \\ \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial x} & \dots & \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial z} \\ \frac{\partial FDOA(t_1)}{\partial x} & \dots & \frac{\partial FDOA(t_1)}{\partial z} \\ \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial x} & \dots & \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial z} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \\ a_5 \\ a_6 \end{pmatrix} \quad (5)$$

Las señales de comunicaciones desde el emisor de referencia (38) y los calibradores de efemérides (42) difieren en potencia: las incertidumbres en los parámetros TDOA y FDOA medidos para cada muestra dependen de la potencia 5 y por tanto diferirán. La Ecuación (5) se pondera para reflejar estas incertidumbres usando sus inversas del modo siguiente:

$$\Delta \begin{pmatrix} \frac{1}{\sigma_{\tau 1}} TDOA_1 \\ \vdots \\ \frac{1}{\sigma_{\tau N}} TDOA_N \\ \frac{1}{\sigma_{\nu 1}} FDOA_1 \\ \vdots \\ \frac{1}{\sigma_{\nu N}} FDOA_N \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{\sigma_{\tau 1}} \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial x} & \dots & \frac{1}{\sigma_{\tau 1}} \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial z} \\ \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{1}{\sigma_{\tau N}} \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial x} & \dots & \frac{1}{\sigma_{\tau N}} \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial z} \\ \frac{1}{\sigma_{\nu 1}} \frac{\partial FDOA(t_1)}{\partial x} & \dots & \frac{1}{\sigma_{\nu 1}} \frac{\partial FDOA(t_1)}{\partial z} \\ \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{1}{\sigma_{\nu N}} \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial x} & \dots & \frac{1}{\sigma_{\nu N}} \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial z} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \\ a_5 \\ a_6 \end{pmatrix} \quad (6)$$

10 donde $\sigma_{\tau n}$ y $\sigma_{\nu n}$ ($n = 1$ a N) son incertidumbres en los valores TDOA y FDOA medidos respectivamente para la n -ésima muestra.

15 Al reordenar la Ecuación (6) multiplicando previamente los dos miembros por $[M]^{-1}$ y sustituir el producto $[M]^{-1}[M]$ por una matriz identidad, el vector de errores $[A]$ en la efeméride de inicio viene dado por:

$$[A] = [M]^{-1} [D] \quad (7)$$

20 donde $[M]^{-1}$ es la inversa generalizada de Moore-Penrose de $[M]$, Penrose R, 1955, Proceedings of the Cambridge Philosophical Society, 51, 406-413, "A generalized inverse for matrices". La Ecuación (7) es una relación lineal entre el vector de error $[A]$, los pequeños cambios en los elementos de efemérides y las diferencias de TDOA/FDOA estimadas/medidas. Sin embargo, la efeméride de satélite puede ser errónea en una cantidad significativamente diferente de los pequeños cambios usados para poblar $[M]$, y la relación lineal de la Ecuación (7) puede no ser ya satisfactoria. Si ello sucede, puede usarse un enfoque iterativo para encontrar errores de efemérides. Se realiza un

primer cálculo de [A] y se usa en la Ecuación (1) para generar una nueva estimación [S] de la efeméride. A continuación se itera este cálculo usando la nueva estimación [S] de la efeméride como efeméride de inicio. Los cambios usados para poblar [M] se ajustan automáticamente en cada iteración para que se correspondan mejor con los ajustes realizados en [S] en la iteración precedente respectiva. Para escenarios con buen comportamiento se ha encontrado que los resultados convergen satisfactoriamente de tres a cinco iteraciones.

Si las efemérides de los satélites (34) y (46) son erróneas, la corrección de errores de efemérides para un único satélite de acuerdo con la invención no puede servir de base para resolver las posiciones y velocidades de los dos satélites. Sin embargo, se ha encontrado que la corrección de errores de efemérides de satélite único de acuerdo con la invención puede proporcionar en muchas circunstancias un cambio en la efeméride de un satélite que contrarresta el error de geolocalización atribuible a los errores en las efemérides de los dos satélites. En términos estrictos existe una compensación de efeméride para reducir el error de geolocalización a diferencia de la corrección de error de efemérides en sí. En consecuencia, y a pesar de que no se obtienen las efemérides corregidas para los dos satélites, normalmente mediante esta técnica se consigue una precisión de geolocalización mejorada enormemente para un emisor de base terrestre que provoca interferencia de satélite, lo cual es un resultado importante de por sí.

La invención puede usarse para mejorar el rendimiento de la geolocalización usando dos satélites en tres escenarios:

- corrección de efeméride de un satélite donde la otra efeméride de satélite es precisa,
- corrección de efeméride de un satélite donde la otra efeméride de satélite es imprecisa (es decir, compensación de efeméride), y
- corrección de efeméride de dos satélites.

Para corregir errores de efemérides para dos satélites (34) y (46), es posible ampliar la Ecuación (5) para permitir calcular estos errores de forma conjunta. Se permite así determinar las efemérides de los dos satélites. Al ampliar la Ecuación (6) para errores en efemérides de dos satélites se obtiene:

$$[D] = \Delta \begin{pmatrix} TDOA_1 \\ \vdots \\ TDOA_N \\ FDOA_1 \\ \vdots \\ FDOA_N \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial x} & \dots & \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial z} & \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial x'} & \dots & \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial z'} \\ \vdots & \dots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial x} & \dots & \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial z} & \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial x'} & \dots & \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial z'} \\ \frac{\partial FDOA(t_1)}{\partial x} & \dots & \frac{\partial FDOA(t_1)}{\partial z} & \frac{\partial FDOA(t_1)}{\partial x'} & \dots & \vdots \\ \vdots & \dots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial x} & \dots & \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial z} & \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial x'} & \dots & \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial z'} \\ \vdots & \dots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_1 \\ \vdots \\ a_6 \\ a'_1 \\ \vdots \\ a'_6 \end{pmatrix}$$

(8)

donde los pequeños cambios en elementos de efemérides de los satélites primario y secundario 34 y 46 se denotan por $(\partial x, \partial y, \partial z, \partial x', \partial y', \partial z')$ y los equivalentes con primas $(\partial x', \partial y', \partial z', \partial x'', \partial y'', \partial z'')$ respectivamente. De forma similar, las correcciones calculadas para los elementos de efemérides de los satélites primario y secundario (34) y (46) se denotan por $(a_1$ a $a_6)$ y $(a'_1$ to $a'_6)$ respectivamente. Si se incluyen ponderaciones en la Ecuación (8) tal como se describe en relación con las Ecuaciones (5) y (6), entonces:

$$\Delta \begin{pmatrix} \frac{1}{\sigma_{\tau_1}} TDOA_1 \\ \vdots \\ \frac{1}{\sigma_{\tau_N}} TDOA_N \\ \frac{1}{\sigma_{\nu_1}} FDOA_1 \\ \vdots \\ \frac{1}{\sigma_{\nu_N}} FDOA_N \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{\sigma_{\tau_1}} \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial x} & \dots & \frac{1}{\sigma_{\tau_1}} \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial z} & \frac{1}{\sigma_{\tau_1}} \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial x'} & \dots & \frac{1}{\sigma_{\tau_1}} \frac{\partial TDOA(t_1)}{\partial z'} \\ \vdots & \dots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{1}{\sigma_{\tau_N}} \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial x} & \dots & \frac{1}{\sigma_{\tau_N}} \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial z} & \frac{1}{\sigma_{\tau_N}} \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial x'} & \dots & \frac{1}{\sigma_{\tau_N}} \frac{\partial TDOA(t_N)}{\partial z'} \\ \frac{1}{\sigma_{\nu_1}} \frac{\partial FDOA(t_1)}{\partial x} & \dots & \frac{1}{\sigma_{\nu_1}} \frac{\partial FDOA(t_1)}{\partial z} & \frac{1}{\sigma_{\nu_1}} \frac{\partial FDOA(t_1)}{\partial x'} & \dots & \vdots \\ \vdots & \dots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{1}{\sigma_{\nu_N}} \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial x} & \dots & \frac{1}{\sigma_{\nu_N}} \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial z} & \frac{1}{\sigma_{\nu_N}} \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial x'} & \dots & \frac{1}{\sigma_{\nu_N}} \frac{\partial FDOA(t_N)}{\partial z'} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_1 \\ \vdots \\ a_6 \\ a'_1 \\ \vdots \\ a'_6 \end{pmatrix}$$

(9)

La Ecuación (9) refleja más probablemente la dinámica verdadera de los dos satélites (34) y (46) que el equivalente para el único satélite descrito anteriormente, pero usa un número mayor (N) de calibradores de efemérides y 5 muestras en una campaña de calibración ya que ahora deben determinarse más parámetros.

En referencia ahora a la Figura 4, se muestra un diagrama de flujo del procedimiento descrito anteriormente que se implementa por ordenador. En (60), se define un número de iteración p y se fija inicialmente en 1, y a continuación se lee en (62) un conjunto de parámetros de efemérides de inicio ("Efem inicio"), o dos conjuntos de parámetros de efemérides de inicio si es preciso corregir las efemérides de los dos satélites a partir de una fase de mantenimiento de efemérides de inicio (64). Por comodidad se considerará que la expresión "efeméride de inicio" en esta realización incluye uno o dos conjuntos de parámetros de efemérides de acuerdo con lo que resulte apropiado para el contexto. La fase (64) tiene una efeméride de inicio que es la primera efeméride de inicio actual en el tiempo de origen t_0 , y cada efeméride de inicio actual se actualiza iterativamente para formar la siguiente efeméride de inicio actual cada cierto tiempo como se describirá más adelante. En (66) la efeméride de inicio para el tiempo t_0 se convierte en una efeméride de inicio respectiva para la muestra n ($n = 1$ a N) en el instante t_n y las efemérides resultantes se usan como base para el cálculo de los valores TDOA/FDOA esperados $(TDOA)_n$ y $(FDOA)_n$ para todas las muestras ($n = 1$ a N). Este cálculo se realiza tal como se describe anteriormente para el caso de corrección de efeméride de satélite.

En (68), las estimaciones $(TDOA)_n$ y $(FDOA)_n$ para el instante t_n se restan de los valores TDOA/FDOA respectivos medidos en el instante t_n usando la técnica descrita con referencia a la Figura 3. A continuación se aplica una ponderación de los valores inversos para proporcionar el miembro de la izquierda de la Ecuación (6).

En (70) se define un número de iteración de elementos de efemérides q y se fija inicialmente a 1. En (72) se realiza un pequeño cambio $\partial param_q$ en el q-ésimo parámetro de efeméride, donde $param_q$ es $\partial x, \partial y, \partial z, \partial x', \partial y'$ o $\partial z'$ para un satélite y para dos satélites $\partial x, \partial y, \partial z, \partial x', \partial y', \partial z'$ junto con equivalentes con prima ($\partial x', \partial y', \partial z', \partial x'', \partial y'', \partial z''$). Para el primero de estos parámetros, es decir, x, q = 1 y el pequeño cambio es ∂x . A continuación se calcula el efecto del pequeño cambio $\partial param_q$ en $(TDOA)_n$ y $(FDOA)_n$ en (74) para las N muestras; es decir, los diferenciales

$$\frac{\partial \langle TDOA \rangle_n}{\partial param_q} \quad \frac{\partial \langle FDOA \rangle_n}{\partial param_q}$$

calculados para todo $n = 1$ a N. El objetivo es encontrar un conjunto de valores de $\partial param_q$ que cambie $(TDOA)_n$ y $(FDOA)_n$ para hacerlos lo más cercanos posible a los valores medidos de $TDOA_n$ y $FDOA_n$ respectivamente en el instante t_n , haciendo lo menor posible el vector diferencia [D]. Este proceso matemático es bien conocido y no se describirá: Se trata de un ajuste de mínimos cuadrados (usando por ejemplo descomposición en valores singulares) tomado de 'Numerical Recipes in C - The Art of Scientific Computing', 1988, Cambridge University Press, W.H. Press, B.P. Flannery, S.A. Teukolsky y W.T. Vetterling, capítulo 14, página 528. Los datos para este ajuste se incorporan en el vector [D] que comprende las diferencias entre los valores medidos y estimados de TDOA y FDOA. Se ajusta un modelo dado por 6 ó 12 diferenciales parciales de parámetros de efemérides, evaluadas en cada tiempo de muestra t_n . Se obtiene una combinación óptima de los cambios en los parámetros de efemérides de inicio actuales que reduce al mínimo (en el sentido de los mínimos cuadrados) las

diferencias entre los valores de TDOA y FDOA estimados y medidos.

A continuación se aplica una ponderación a los diferenciales, tal como se muestra en la Ecuación (6) (un satélite) o Ecuación (9) (dos satélites), y los valores resultantes se usan en (76) para poblar la columna q -ésima de la matriz [M].

En (78) se realiza ahora un recuento de iteración del elemento de efemérides, donde (1) indica la consideración de una efeméride de satélite y (2) indica dos de ellas. Para un satélite, [M] tiene seis columnas y q va de 1 a 6; para dos satélites, [M] tiene doce columnas y q va de 1 a 12. Para el caso de un satélite, si $q < 6$, o para el caso de dos satélites, si $q < 12$, la secuencia (72) a (78) se itera medio de un bucle (80) con el número de iteración de elementos de efemérides q incrementado en uno en (82) para cada iteración. Si $q = 6$ (un satélite) o 12 (dos satélites), el proceso pasa a la fase (84).

En (84), se calcula la inversa de Moore-Penrose $[M]^{-1}$ de la matriz ponderada [M] y se usa para multiplicar [D] con el fin de obtener el vector de corrección de efeméride [A] como en la Ecuación (7). [A] se pasa a la fase de mantenimiento de efemérides de inicio (64), donde la efeméride de inicio actual se actualiza o se convierte en una mejor estimación de una efeméride de satélite primaria verdadera de acuerdo con las Ecuaciones (1) y (2). Esta mejor estimación está seguidamente disponible para su lectura en la fase (62) para su uso en una iteración posterior (si existiera). En (86) se realiza una prueba para ver si la efeméride de inicio ha convergido, donde a este respecto el criterio es que la efeméride de inicio actual inmediatamente antes de la actualización más reciente y el equivalente actualizado difieran sólo en una magnitud insignificante. Si se cumple este criterio, el proceso termina en (88); en caso contrario, existe un segundo criterio de valoración, que es que el número de iteración p sea igual a un p_{\max} límite preestablecido. Si no se cumple ninguno de estos criterios, la iteración continúa por medio de un bucle (92), el número de iteración p se incrementa en 1 en (94), y el proceso regresa a la fase de Lectura de efeméride de inicio (62): en (62) se lee la versión corregida o actualizada más recientemente de la efeméride de inicio desde (64) y se iteran las fases (66) en adelante. Un criterio alternativo es que el error residual en TDOA y FDOA se haya reducido a un nivel aceptable, por ejemplo inferior al error de medida.

Para examinar la efectividad de la invención en relación con la precisión de la geolocalización, se realizaron simulaciones. Se simuló un número de ciclos de datos de calibrador de efemérides (parámetros TDOA y FDOA) usando efemérides de satélite que se han definido como efemérides 'verdaderas' para los fines de las simulaciones. Como se ha dicho un ciclo de datos se refiere a una medida TDOA respectiva y una medida FDOA respectiva (simulada o actual) para cada uno de los calibradores de efemérides (42) cada vez. Las medidas simuladas incluyeron errores gaussianos realistas. A continuación se usaron las efemérides de inicio que tenían errores con respecto a las efemérides verdaderas definidas como estimaciones a priori de la dinámica orbital de los satélites. La Figura 5 es un mapa de Europa, norte de África y Oriente Medio que muestra las posiciones geográficas de los emisores usadas para las simulaciones representadas a modo de iconos. Muestra cuatro calibradores de efemérides (CalEfem 1 a 4) en Oslo, Noruega, un lugar cercano a Urozhaynoye en el sur de Rusia, Rehevot, Israel y Lisboa, Portugal, un emisor de referencia (Referencia) en Bursa, Turquía, un emisor objetivo (Objetivo) cerca de Worgl en Austria y una estación de seguimiento (Seguimiento) que tiene dos antenas interceptoras (no mostradas) en Defford, Inglaterra.

La campaña de calibración consistió en simulación de muestras a partir de los cuatro calibradores de efemérides mostrados en la Figura 5. Se simularon tres ciclos de medida con tiempos de inicio respectivos separados por 1 minuto. Para los fines de las simulaciones, se supone por comodidad que todas las medidas dentro de cualquier ciclo dado tenían lugar al mismo tiempo, ya que el cálculo de efemérides para diferentes tiempos de medida no añade nada. A continuación se corrigieron los errores en las efemérides de inicio usando la técnica CEE de un satélite de la invención descrita anteriormente para proporcionar una corrección en la efeméride del satélite primario.

Para determinar el efecto de la invención en la precisión de la geolocalización, también se simularon los valores TDOA y FDOA de la transmisión de una muestra desde el Objetivo en su posición mostrada en la Figura 5 basándose en las efemérides verdaderas definidas. Esta muestra del Emisor objetivo se simuló como si hubiera transcurrido un minuto desde el final de la campaña de calibración. Se realizaron dos estimaciones de posición terrestre de la posición del objetivo, una derivada de las efemérides de satélite de inicio y la otra sobre la efeméride primaria corregida (y la efeméride secundaria de inicio). Estas estimaciones de posición se muestran en la Figura 6.

Se calculó una primera elipse de localización (100) a partir de las efemérides de satélite de inicio: se encuentra a aproximadamente 990 km de longitud y se expresa con un nivel de confianza del 95%, es decir, la probabilidad de que el Objetivo se encuentre en su interior es del 95%. El cálculo de la elipse de localización (100) tiene en cuenta el

error de efeméride. Se calculó una segunda elipse de localización (102) usando las efemérides corregidas: tiene una longitud de sólo 25 km (casi cuarenta veces de mejora), ya que se ha eliminado casi todo el error de efemérides dejando sólo el error de medida de TDOA/FDOA. También es importante observar que la primera elipse (100) no corresponde en modo alguno al peor caso posible. Las efemérides de satélite de inicio pueden tener un error tan elevado que no existiría ninguna elipse de localización en la superficie de la Tierra. En estos casos las ganancias en la precisión de geolocalización obtenidas con ayuda de la invención son claramente mayores que las indicadas por la Figura 6, pero las ganancias no pueden cuantificarse en ausencia de una elipse de comparación.

Las elipses de localización (100) y (102) pueden calcularse a partir de los errores de TDOA y FDOA atribuibles a errores de efemérides y a errores de medida de TDOA y FDOA, y se combinan los dos mediante la raíz cuadrada de la suma de sus cuadrados. En este ejemplo de la invención, una elipse de localización es una frontera que indica límites de confianza del 95% basándose en los errores combinados.

En una realización adicional de la invención, se calculan las efemérides de dos satélites simultáneamente. La Figura 7 muestra las posiciones de las estaciones terrestres de satélite usadas para esta realización: las de Seguimiento, Referencia y Emisores objetivo y los calibradores de efemérides CalEfem 1 a 4 tenían las localizaciones descritas anteriormente con referencia a la Figura 5. Dado que intervenían efemérides de dos satélites, se emplearon seis calibradores de efemérides adicionales CalEfem 5 a CalEfem 10 en las posiciones dadas en la Tabla 1 ofrecida a continuación. Cinco de los calibradores de efemérides CalEfem 1 a 5 se dirigieron al satélite primario (34) de la Figura 3, y los otros cinco CalEfem 6 a 10 se dirigieron al satélite secundario (46) (aunque no importa a qué satélite se le llame primario y a cuál secundario).

Tabla 1

Referencia de calibrador de efemérides	Posición
CalEfem 5	Noroeste de Rusia
CalEfem 6	Sahara occidental
CalEfem 7	Este de Argelia
CalEfem 8	Islandia
CalEfem 9	Rusia central
CalEfem 10	Este de Irán

Se realizaron simulaciones de 72 ciclos con tiempos de inicio respectivos separados por 5 minutos (es decir, en un lapso total de 6 horas). A continuación se corrigieron los errores en las efemérides de inicio usando la técnica CEE de dos satélites descrita anteriormente con referencia a la Figura 4, para proporcionar una estimación de las efemérides verdaderas.

Para resolver un problema matemático con doce incógnitas (2 x 6 elementos de efemérides), en teoría debería necesitarse un mínimo de doce medidas, por ejemplo, seis medidas FDOA y seis TDOA. Estas medidas podrían realizarse usando N CalEfem separados espacialmente y (12 - N) medidas separadas temporalmente, donde N es cualquier número entero comprendido entre 1 y 12: es decir, puede usarse cualquier combinación de medidas separadas espacial y temporalmente, lo que incluye todas ellas o ninguna. Sin embargo, en los resultados influye el escenario, el ruido y la fiabilidad de la efeméride de inicio: en este caso "escenario" significa posiciones y velocidades de los satélites, emplazamientos geográficos de los emisores y receptores relevantes y la intensidad de las correlaciones entre las réplicas de señal recibidas por los satélites primario y secundario en la técnica descrita con referencia a la Figura 1. Por tanto, en circunstancias prácticas pueden necesitarse más medidas, por ejemplo, varios ciclos de cuatro o cinco CalEfem: por otra parte, el uso de más ciclos resulta ser más compacto y robusto.

En referencia ahora a la Figura 8, se muestran las trayectorias terrestres de satélite (110a, 110b) (línea discontinua) y (110c) (línea continua) para el satélite primario (propagadas en cuatro días) obtenidas de a) la efeméride de inicio (es decir, a priori o pre-corrección), b) la efeméride de satélite verdadera y c) la efeméride calculada a partir de la efeméride de inicio de acuerdo con la invención. Una trayectoria terrestre es una serie de puntos en la superficie de la Tierra situados directamente debajo de un satélite durante un periodo de tiempo. Las trayectorias (110b) (verdadero) y (110c) (calculado) son prácticamente coincidentes, lo que indica que la efeméride corregida de acuerdo con la invención proporciona una buena estimación de la efeméride de satélite verdadera. Estas trayectorias verdaderas y calculadas son difíciles de resolver debido a la dinámica orbital de satélite casi idéntica en los dos casos. La efeméride de satélite de inicio (a priori) para la trayectoria (110a) se considera el escenario del peor caso posible en el que los únicos datos disponibles en relación con la dinámica orbital de los satélites son la longitud nominal y el hecho de que las órbitas son (aproximadamente) geoestacionarias. Estos datos se usan para calcular efemérides cartesianas-ECF en la época especificada. Resulta poco probable que no pueda disponerse al menos de

esta información básica: pueden encontrarse efemérides de inicio razonablemente precisas en los exhaustivos listados de páginas web (véase, por ejemplo, www.celestrak.com) del North American Aerospace Defense Command (NORAD), que proporcionan un tipo de efeméride referido como "Elemento de dos líneas".

5 En referencia ahora a la Figura 9, es equivalente a la Figura 8 con la salvedad de que se aplica al satélite secundario. Muestra trayectorias terrestres de satélite (120a, 120b) (línea discontinua) y (120c) (línea continua) obtenidas de a) las efemérides iniciales (a priori o pre- corrección), b) las efemérides de satélite verdaderas y c) las efemérides calculadas de acuerdo con la invención. De nuevo en este caso, las trayectorias (120b) (verdadera) y (120c) (calculada) son prácticamente coincidentes, lo que indica que la efeméride calculada es una buena estimación de la efeméride de satélite verdadera.

La Tabla 2 mostrada a continuación recoge los elementos de efemérides de inicio (a priori), los elementos de efemérides calculados de acuerdo con la invención y los elementos de efemérides verdaderos. También se muestran las diferencias absolutas entre los elementos de efemérides calculados y verdaderos para los cuales se simularon los datos. En el elemento de efeméride x, la diferencia es inferior a 1 parte en un millón. Los elementos de efemérides calculados de acuerdo con la invención tuvieron errores inferiores a 200 m en cualquier coordenada de posición e inferiores a 230 m ECM en las coordenadas de posición resultantes. Por otra parte, el error en la velocidad no es de más de 0.04 m/s: estos errores correspondieron a un satélite en una altitud orbital de aproximadamente 35.800 km por encima de la superficie de la Tierra (42.164 km desde el centro de la Tierra a la órbita geosíncrona). La velocidad de satélite fue de hasta 3 m/s (en el sistema de coordenadas ECF o hasta 3 km/s en el sistema de coordenadas ECI). El vector de posición de diferencia entre las efemérides verdaderas y calculadas tenía una magnitud que nunca superior el valor de 600 m para los satélites primario y secundario durante las 24 horas para las cuales se propagaron las efemérides y se mantuvo en menos de 900 m en el periodo posterior de 48 horas. Estos valores eran típicos de los obtenidos en una serie de campañas de medida.

Tabla 2

	Época	Posición (m)			Velocidad (m/s)		
		x	y	z	x'	y'	z'
Primario_ a priori	18 Feb 2003 00:00:00.00	41849883,102	5138519,520	-10133,901	0,000	0,000	-0,425
Primario_ Calculado	18 Feb 2003 00:00:00.00	41867976,028	5129386,405	9531,83	0,141	-2,336	1,350
Primario_ Verdadero	18 Feb 2003 00:00:00.00	41867949,197	5129580,591	9426,557	0,140	-2,335	1,316
Diferencia (Calc-Verdadero)		26,831	-194,186	105,273	0,001	-0,001	0,034
Secundario_ a priori	18 Feb 2003 00:00:00.00	41523599,889	7321730,997	-10422,341	0,000	0,000	-0,386
Secundario_ Calculado	18 Feb 2003 00:00:00.00	41539803,045	7335741,122	-14431,224	0,267	-2,528	0,141
Secundario_ Verdadero	18 Feb 2003 00:00:00.00	41539768,631	7335928,288	-14536,898	0,266	-2,527	0,175
Diferencia (Calc-Verdadero)		34,414	-187,166	105,674	0,001	-0,001	-0,034

En la técnica CEE de la invención, el número físico de estaciones CalEfem es menos importante que el número de medidas de CalEfem. La CEE podría realizarse usando sólo una estación CalEfem, y muestreando cada 10 min durante, por ejemplo, 6 horas para proporcionar treinta y seis medidas de TDOA y FDOA. No es una solución ideal pero podría proporcionar resultados útiles de parámetros de efeméride en circunstancias de medida suficientemente buenas. El uso de más de una estación CalEfem mejorará probablemente los resultados en comparación con el uso de dicha una estación. Por otra parte, si se usa una efeméride de inicio que es muy precisa, entonces es menos probable que la técnica CEE de la invención no logre converger o converja en una solución incorrecta. Una solución incorrecta puede estar indicada por la obtención de restos de TDOA y/o FDOA se encuentran fuera de los límites de error esperados. Por otra parte, con una efeméride de inicio muy precisa, puede necesitarse realizar sólo algunas medidas para la convergencia: también se cumple la condición inversa. Tal como se ha mencionado anteriormente, en los ejemplos de la invención descritos antes, cada medida de CalEfem proporciona dos cantidades medidas, TDOA y FDOA: en consecuencia, la resolución de seis o doce incógnitas en la efeméride requiere respectivamente un mínimo de tres o seis medidas CalEfem, es decir, el número de cantidades medidas combinadas debería ser

igual al menos al número de incógnitas. Sin embargo, en la práctica, esto puede no ser suficiente en condiciones de medición adversas. Por otra parte, es probable que tomar tres medidas de una CalEfem en intervalos de un minuto sea mucho menos efectivo que tres medidas en tres CalEfem diferentes separados geográficamente, o de una CalEfem con intervalos de medición mucho mayores, por ejemplo, dos horas. Los resultados tienden a mejorar si las medidas de CalEfem están bien separadas en al menos una de las dimensiones espaciales y temporales. La experiencia indica que pueden conseguirse resultados razonables en un periodo breve usando cuatro o más estaciones CalEfem bien separadas geográficamente, pero cuatro no es un mínimo.

Las simulaciones de la invención se han realizado usando una combinación de TDOA y FDOA. Los resultados obtenidos fueron los siguientes:

a) Compensación de error de efemérides (es decir, corrección de un satélite): 72 conjuntos de medidas de TDOA y FDOA en dos calibradores de efemérides con cada conjunto de medidas separadas 5 min (es decir, 6 horas en total) proporcionan un error cuadrático medio de posición de 56 m y un error cuadrático medio de velocidad de 4×10^{-3} m/s para un error de medida de TDOA de 10^{-7} s y un error de medida de FDOA de 10^{-3} Hz.

b) Corrección de errores de efemérides (es decir, corrección de dos satélites): 72 medidas de TDOA y FDOA en cuatro calibradores de efemérides con cada conjunto de medidas separados 10 min (es decir, 12 horas en total) proporcionan errores cuadráticos medios de posición de aproximadamente 700 m y errores cuadráticos medios de velocidad de aproximadamente 0,50 m/s para un error de medida de TDOA de 10^{-7} s y un error de medida de FDOA de 10^{-3} Hz.

También se realizaron simulaciones de la invención para compensación de satélite único y corrección de dos satélites usando sólo un tipo de datos medida, es decir, datos TDOA o datos FDOA pero no los dos: el objetivo era determinar la viabilidad de estos dos enfoques alternativos. El rendimiento de estas funciones de compensación y corrección usando datos sólo de TDOA o datos sólo de FDOA depende de varios factores, la precisión de los datos, el número de calibradores o estaciones CalEfem y el número de medidas además del escenario.

La simulación de compensación de satélite único se realizó usando datos de 'sólo TDOA y 'sólo FDOA' con los resultados expuestos más adelante en las Tablas 3A y 3B, respectivamente. En estas y en las tablas posteriores, "N_sitios" significa el número de calibradores o estaciones CalEfem, "Inc_min" significa el número de minutos entre medidas sucesivas, "N_recuento" significa el número de medidas y No Convergencia significa que no fue posible realizar la compensación.

Tabla 3A: Compensación usando datos sólo de TDOA

<i>Error TDOA 10^{-7} segundos, error FDOA 1 Hz, Inc_min=5, N_recuento=72</i>		
N_sitios	Error cuadrático medio de posición (m)	Error cuadrático medio de velocidad (m/s)
1	No convergencia	No convergencia
2	296	0,00782
3	133	0,0137
4	190	0,0167
5	25	0,0129
6	441	0,0447
7	343	0,0346
8	524	0,0512
9	600	0,0593
10	635	0,0636

Tabla 3B: Compensación usando datos sólo de FDOA
Error TDOA 10^{-2} segundos, error FDOA 10^{-3} Hz, Inc_min=5, N_recuento=72

N_sitios	Error cuadrático medio de posición (m)	Error cuadrático medio de velocidad (m/s)
1	Grande	Grande
2	109000	7,97
3	3870	0,282
4	1500	0,11
5	1460	0,107
6	681	0,0496
7	725	0,0529

8	956	0,0697
9	1080	0,0789
10	1140	0,0829

Los datos de las Tablas 3A y 3B se obtuvieron usando de 1 a 10 calibradores (N_sitios= 1 a 10) tal como se indica en la columna de la izquierda. Mostraron que podría usarse un único tipo de medida (es decir, TDOA o FDOA pero no las dos) para compensación de satélite único. Los errores son valores 'realistas', es decir, la clase de valores de error que se obtienen en la práctica corriente.

La simulación de corrección de dos satélites se realizó usando datos muy precisos 'sólo de TDOA' con resultados expuestos a continuación en la Tabla 4.

10

Tabla 4
Inc_min = 20, N_recuento = 72, error TDOA = 10^{-12} s, error FDOA = 1 Hz

N_sitios	Error cuadrático medio de posición (m)	Error cuadrático medio de velocidad (m/s)
1	88.600	5,85
2	167.000	71,3
3	4.680	0,00966
4	1,56	2×10^{-3}
5	1,64	2×10^{-5}

La Tabla 4 muestra que incluso usando medidas muy precisas sólo de TDOA (error = 10^{-12} s) el error cuadrático medio de posición (ECM) es grande si sólo se usan uno o dos calibradores: son convenientes tres y preferentemente cuatro calibradores. Si se usan tres calibradores, el error de posición puede ser alto, pero el error de velocidad puede ser aceptable. Si se usan cuatro calibradores, se reducen los errores de posición y velocidad en más de dos órdenes de magnitud en comparación con los errores equivalentes para tres calibradores. Si se añade un quinto calibrador la diferencia es baja.

20 La simulación de corrección de dos satélites se realizó usando datos precisos realistas 'sólo de TDOA' (error = 10^{-7} s) cuyos resultados se expresan en la Tabla 5 siguiente.

Tabla 5

Inc_min = 20, N_recuento = 72, error TDOA = 10^{-7} s, error FDOA = 1 Hz		
N_sitios	Error cuadrático medio de posición (m)	Error cuadrático medio de velocidad (m/s)
10	28.100	0,735

25 Los datos de simulación de la Tabla 5 se obtuvieron usando medidas precisas realistas sólo de TDOA con diez calibradores, y produjeron errores de posición y velocidad elevados. Así pues, si se considera que diez calibradores es un número suficientemente elevado para desear su uso, la Tabla 5 muestra que no se obtuvo una corrección dentro de los límites de error razonables mediante el uso de medidas precisas realistas sólo de TDOA.

30 La simulación de corrección de dos satélites se realizó usando datos muy precisos de 'sólo FDOA' con los resultados recogidos en la Tabla 6 mostrada a continuación.

Tabla 6

Inc_min = 20, N_recuento = 72, error TDOA = 10^{-2} s, error FDOA = 10^{-6} Hz		
N_sitios	Error cuadrático medio de posición (m)	Error cuadrático medio de velocidad (m/s)
3	$6,71 \times 10^6$	490
4	10,1	$7,32 \times 10^{-4}$
5	13,4	$9,75 \times 10^{-4}$

35 La Tabla 6 muestra que con medidas muy precisas sólo de FDOA, se obtuvo una corrección de efemérides con errores razonablemente bajos usando cuatro o más calibradores.

La simulación de corrección de dos satélites se llevó a cabo usando datos realistas de precisión de 'sólo FDOA' con los resultados expresados en la Tabla 7 siguiente.

40

Tabla 7

Inc_min = 20, N_recuento = 72, error TDOA = 10 ⁻² s, error FDOA = 10 ⁻³ Hz		
N_sitios	Error cuadrático medio de posición (m)	Error cuadrático medio de velocidad (m/s)
9	9,050	0,658
10	1,230	0,0941

La Tabla 7 muestra que con medidas de precisión realistas sólo de FDOA, se obtuvo una corrección de efemérides con errores razonablemente bajos usando diez o más calibradores.

5

Los datos en las Tablas 3 a 7 muestran que con la tecnología disponible en la actualidad es viable corregir o compensar un error de efeméride de satélite usando medidas de sólo TDOA o FDOA, en lugar de TDOA y FDOA tal como se describe anteriormente, siempre que la precisión de las medidas y el número de calibradores sean adecuados.

10

Las ecuaciones proporcionadas en la descripción anterior pueden evaluarse claramente mediante un software informático apropiado que comprende instrucciones de código de programa registradas en un medio de soporte apropiado y que se ejecutan en un sistema informático convencional. El medio de soporte puede ser un producto comercial tal como una memoria, una cinta magnética, un disco flexible o un disco compacto u óptico, u otro medio de grabación de hardware; alternativamente puede ser una señal eléctrica u óptica. Dicho software es sencillo de implementar para un programador experto a partir de la descripción precedente sin necesidad de la invención, dado que comprende procedimientos de computación bien conocidos.

15

REIVINDICACIONES

1. Un procedimiento para corregir un error de efeméride de satélite que incluye las etapas siguientes:
- 5 a) determinación de al menos una de entre la diferencia de tiempo medida y la diferencia de frecuencia medida asociadas con réplicas de señal recibidas por al menos dos satélites diferentes (34, 36) de entre una pluralidad de medios de transmisión de calibración (42a, 42b, 42c, 42d) de emplazamientos geográficos conocidos pero diferentes;
- 10 y
- b) obtención de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite y cálculo de cambios en los mismos para dar lugar a al menos una de entre una estimación de diferencia de tiempo y de diferencia de frecuencia en estrecha conformidad con la diferencia de tiempo y/o la diferencia de frecuencia medidas correspondientes; y
- 15 c) cálculo de un vector de corrección de efeméride $[A]$ a partir de un producto $[M]^{-1}[D]$, donde $[D]$ es un vector que tiene elementos que son diferencias entre valores medidos y estimados de diferencia de tiempo y diferencia de frecuencia para un conjunto de tiempos de medida/estimación y $[M]^{-1}$ representa la inversa de una matriz $[M]$ que tiene elementos que son cambios en los elementos de efeméride de satélite estimados para el conjunto de tiempos de medida/estimación, donde los cambios producen la reducción de la magnitud de $[D]$ en comparación con su valor
- 20 asociado con los elementos de efeméride de satélite estimados antes de los cambios.
2. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1 donde la etapa a) comprende la determinación de la diferencia de tiempo y la diferencia de frecuencia asociadas con las réplicas de señal.
- 25 3. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1 para compensar el error de efeméride donde los medios de transmisión de calibración comprenden al menos dos emisores de calibración.
4. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 3 para corregir un error de efeméride de satélite donde los al menos dos emisores de calibración comprenden al menos cuatro emisores de calibración.
- 30 5. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1 donde la etapa b) incluye el uso iterativo de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite para obtener estimaciones posteriores del mismo tipo.
- 35 6. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1 donde los elementos de $[M]$ se obtienen mediante un ajuste de mínimos cuadrados.
7. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 6 donde el ajuste de mínimos cuadrados se basa en una descomposición en valores singulares.
- 40 8. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 6 donde los elementos de $[D]$ y $[M]$ se ponderan en proporción con los inversos asociados de errores de medida en diferencia de tiempo y diferencia de frecuencia de acuerdo con lo que resulte apropiado.
- 45 9. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1 para compensar el error de efeméride de un único satélite primario donde los medios de transmisión de calibración comprenden al menos dos emisores de calibración.
- 50 10. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 9 para compensar el error de efeméride de un único satélite donde los al menos dos emisores de calibración comprenden al menos cuatro emisores de calibración.
11. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1 para compensar los errores de efemérides de dos satélites en el curso de la localización de un emisor (30) que provoca una interferencia de satélite
- 55 donde la compensación de efeméride se determina y se aplica a una efeméride de satélite.
12. Un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1 para compensar el error de efeméride para un satélite primario y un satélite secundario donde los medios de transmisión de calibración comprenden al menos diez emisores de calibración.

13. Aparato para corregir un error de efeméride de satélite que incluye:
- a) una pluralidad de medios (42a, 42b, 42c, 42d) para transmisión de calibración de emplazamientos geográficos conocidos pero diferentes;
- b) medios para la determinación de al menos una de entre la diferencia de tiempo medida y la diferencia de frecuencia medida asociadas con réplicas de señal recibidas por satélites diferentes (34, 46) de entre la pluralidad de medios de transmisión de calibración que comprende un emisor de referencia en un emplazamiento geográfico conocido y al menos un emisor de calibración de efeméride en un emplazamiento geográfico conocido sustancialmente diferente; y
- c) medios para la obtención de estimaciones correspondientes a la efeméride de satélite y para el cálculo de cambios en dichas estimaciones para dar lugar a al menos una de entre una estimación de diferencia de tiempo y de diferencia de frecuencia en estrecha conformidad con la diferencia de tiempo y/o la diferencia de frecuencia medidas correspondientes; donde los medios para la obtención de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite están dispuestos para calcular un vector de corrección de efeméride $[A]$ a partir de un producto $[M]^{-1}[D]$, donde $[D]$ es un vector que tiene elementos que son diferencias entre valores medidos y estimados de diferencia de tiempo y diferencia de frecuencia para un conjunto de tiempos de medida/estimación y $[M]^{-1}$ representa la inversa de una matriz $[M]$ que tiene elementos que son cambios en los elementos de efeméride de satélite estimados para el conjunto de tiempos de medida/estimación, donde los cambios producen la reducción de $[D]$ en magnitud en comparación con su valor asociado con los elementos de efeméride de satélite estimados antes de los cambios.
14. Aparato de acuerdo con la reivindicación 13 donde los medios para determinación de al menos una de entre la diferencia de tiempo y la diferencia de frecuencia están dispuestos para determinar la diferencia de tiempo y la diferencia de frecuencia asociadas con las réplicas de señal.
15. Aparato de acuerdo con la reivindicación 13 para compensar el error de efeméride donde los medios de transmisión de calibración comprenden al menos dos emisores de calibración.
16. Aparato de acuerdo con la reivindicación 15 para corregir un error de efeméride de satélite donde los al menos dos emisores de calibración comprenden al menos cuatro emisores de calibración.
17. Aparato de acuerdo con la reivindicación 13 donde los medios para la obtención de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite están dispuestos para el uso iterativo de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite para obtener estimaciones posteriores del mismo tipo.
18. Aparato de acuerdo con la reivindicación 13 donde los medios para la obtención de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite están dispuestos para obtener los elementos de $[M]$ mediante un ajuste de mínimos cuadrados.
19. Aparato de acuerdo con la reivindicación 18 donde el ajuste de mínimos cuadrados se basa en una descomposición en valores singulares.
20. Aparato de acuerdo con la reivindicación 18 donde los medios para la obtención de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite están dispuestos para ponderar los elementos de $[D]$ y $[M]$ en proporción con los inversos asociados de errores de medida en diferencia de tiempo y diferencia de frecuencia de acuerdo con lo que resulte apropiado.
21. Software informático para corregir un error de efeméride de satélite y que comprende instrucciones de código de programa registradas en un medio de soporte apropiado para controlar la ejecución por el aparato informático de etapas siguientes:
- a) determinación de al menos una de entre la diferencia de tiempo medida y la diferencia de frecuencia medida asociadas con réplicas de señal recibidas por al menos dos satélites diferentes (34, 46) de entre una pluralidad de medios de transmisión de calibración (42a, 42b, 42c, 42d) de emplazamientos geográficos conocidos pero diferentes;
- y

- b) obtención de estimaciones correspondientes a elementos de efeméride de satélite y cálculo de cambios en los mismos para dar lugar a al menos una de entre una estimación de diferencia de tiempo y de diferencia de frecuencia en estrecha conformidad con la diferencia de tiempo y/o la diferencia de frecuencia medidas correspondientes; y
- 5 c) cálculo de un vector de corrección de efeméride $[A]$ a partir de un producto $[M]^{-1}[D]$, donde $[D]$ es un vector que tiene elementos que son diferencias entre valores medidos y estimados de diferencia de tiempo y diferencia de frecuencia para un conjunto de tiempos de medida/estimación y $[M]^{-1}$ representa la inversa de una matriz $[M]$ que tiene elementos que son cambios en los elementos de efeméride de satélite estimados para el conjunto de tiempos de medida/estimación, donde los cambios producen en $[D]$ la reducción de magnitud en comparación con su valor
- 10 asociado con los elementos de efeméride de satélite estimados antes de los cambios.

Fig.1.

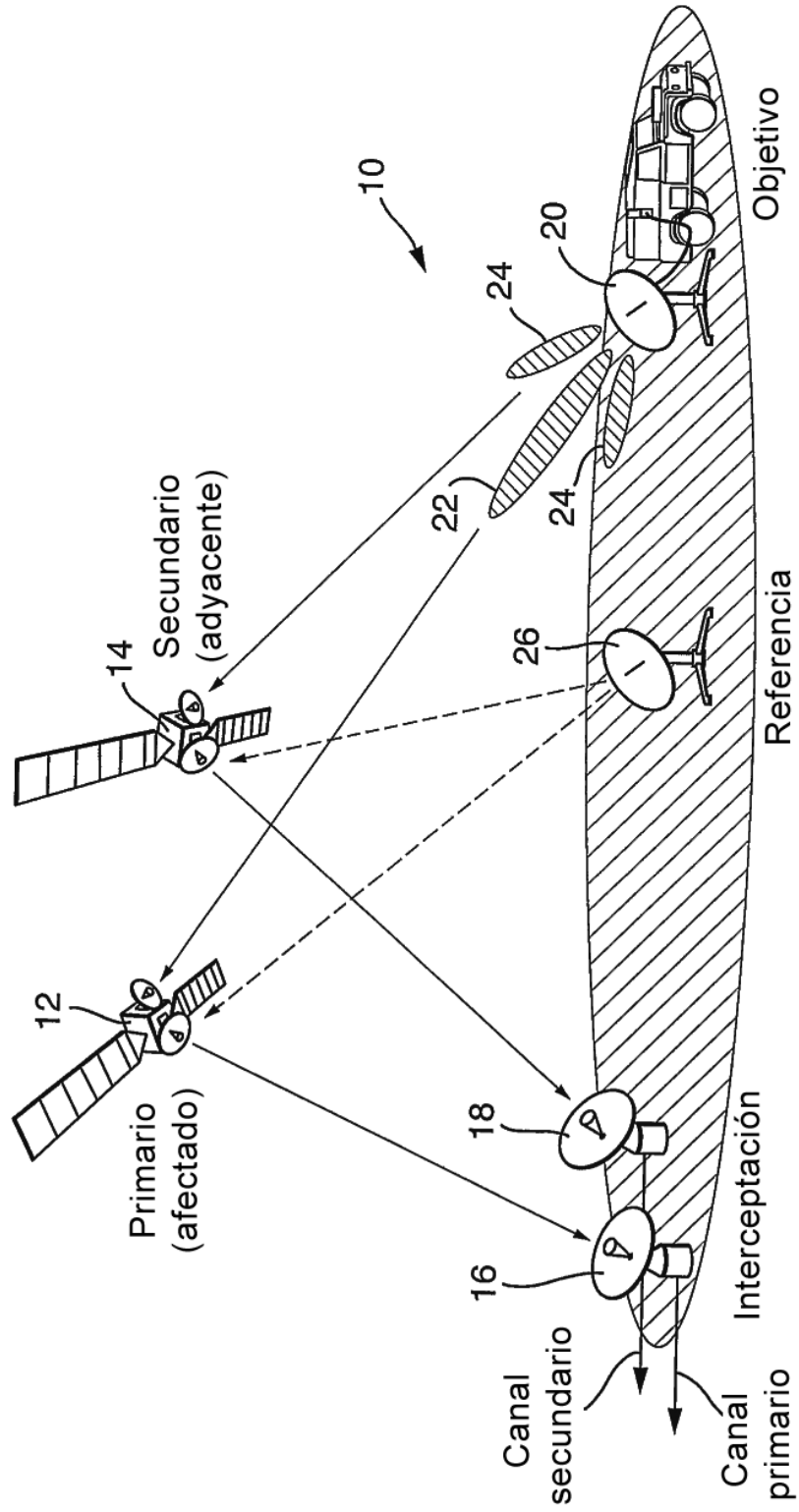
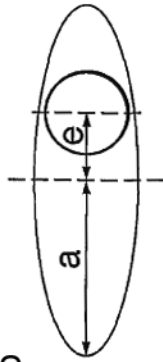
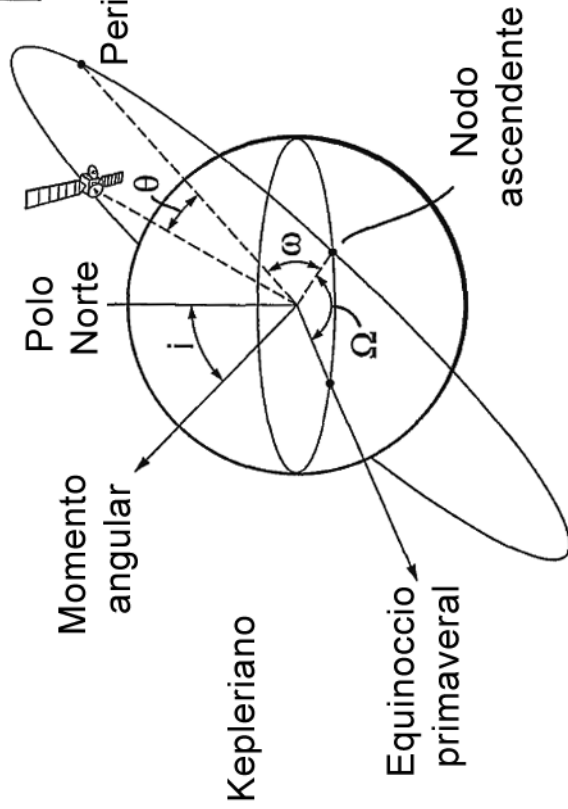


Fig.2(a)



a	Semieje mayor
e	Excentricidad (=c/a)
Ω	Ascensión recta de nodo ascendente
ω	Argumento de perigeo
θ	Anomalia verdadera
i	Inclinación

Fig.2(b)

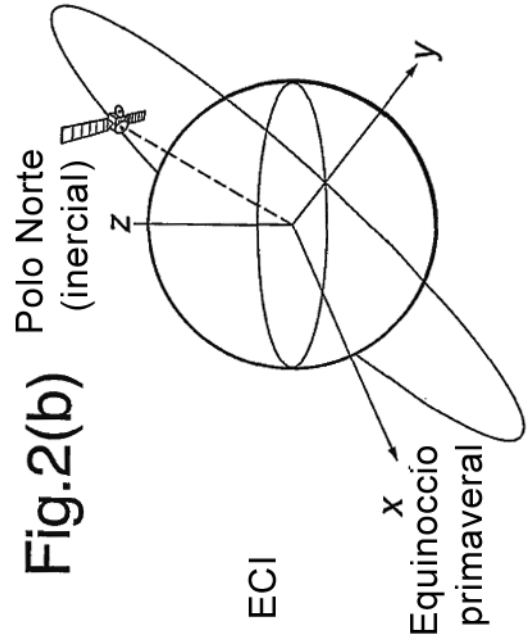


Fig.2(c)

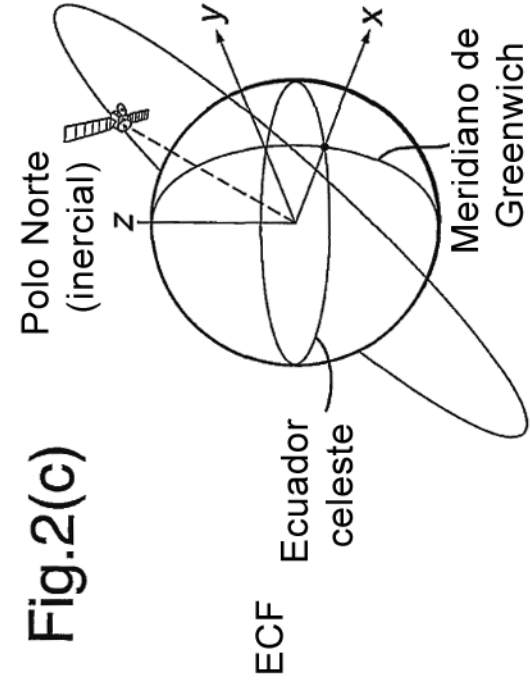


Fig.3.

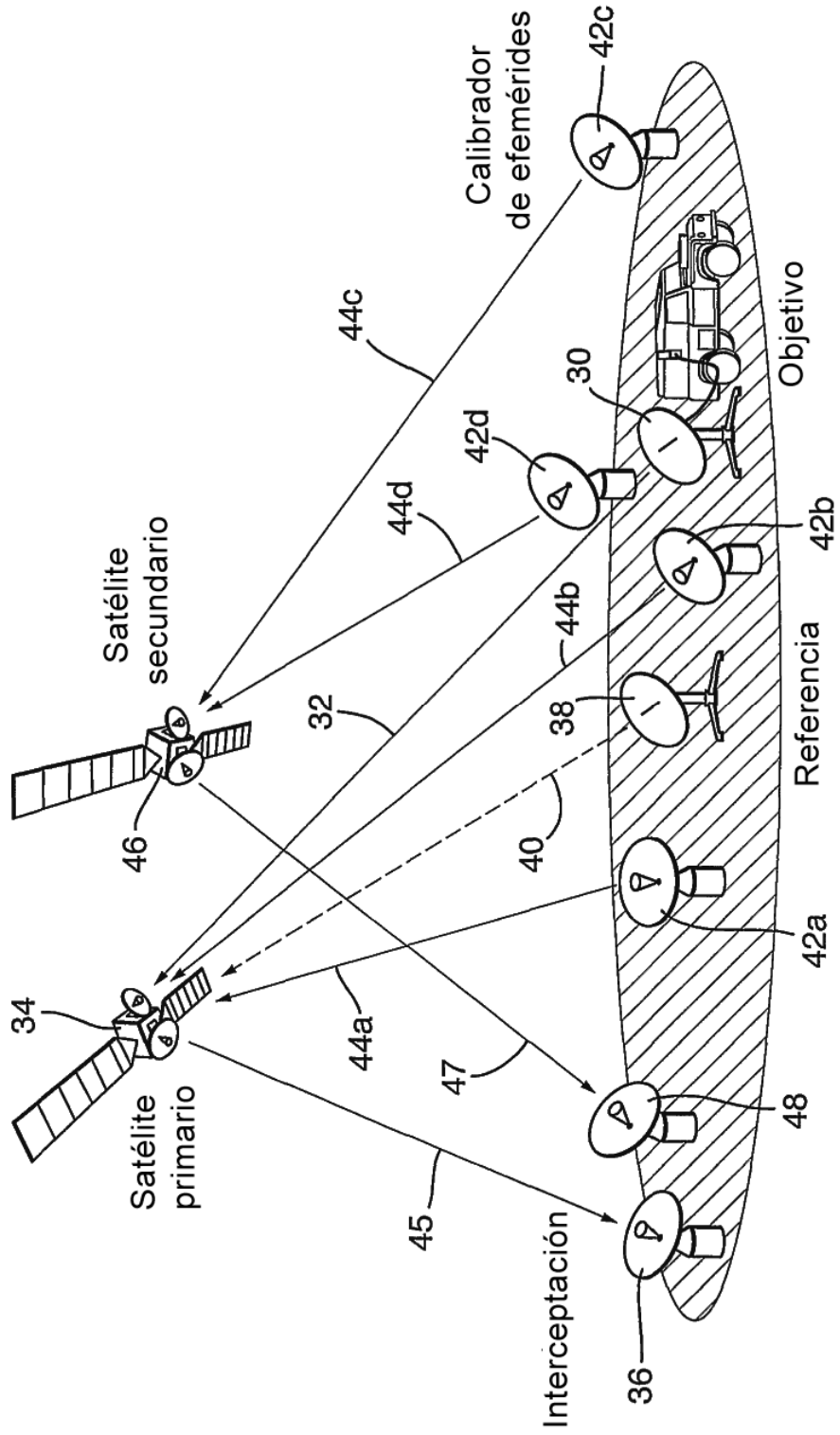
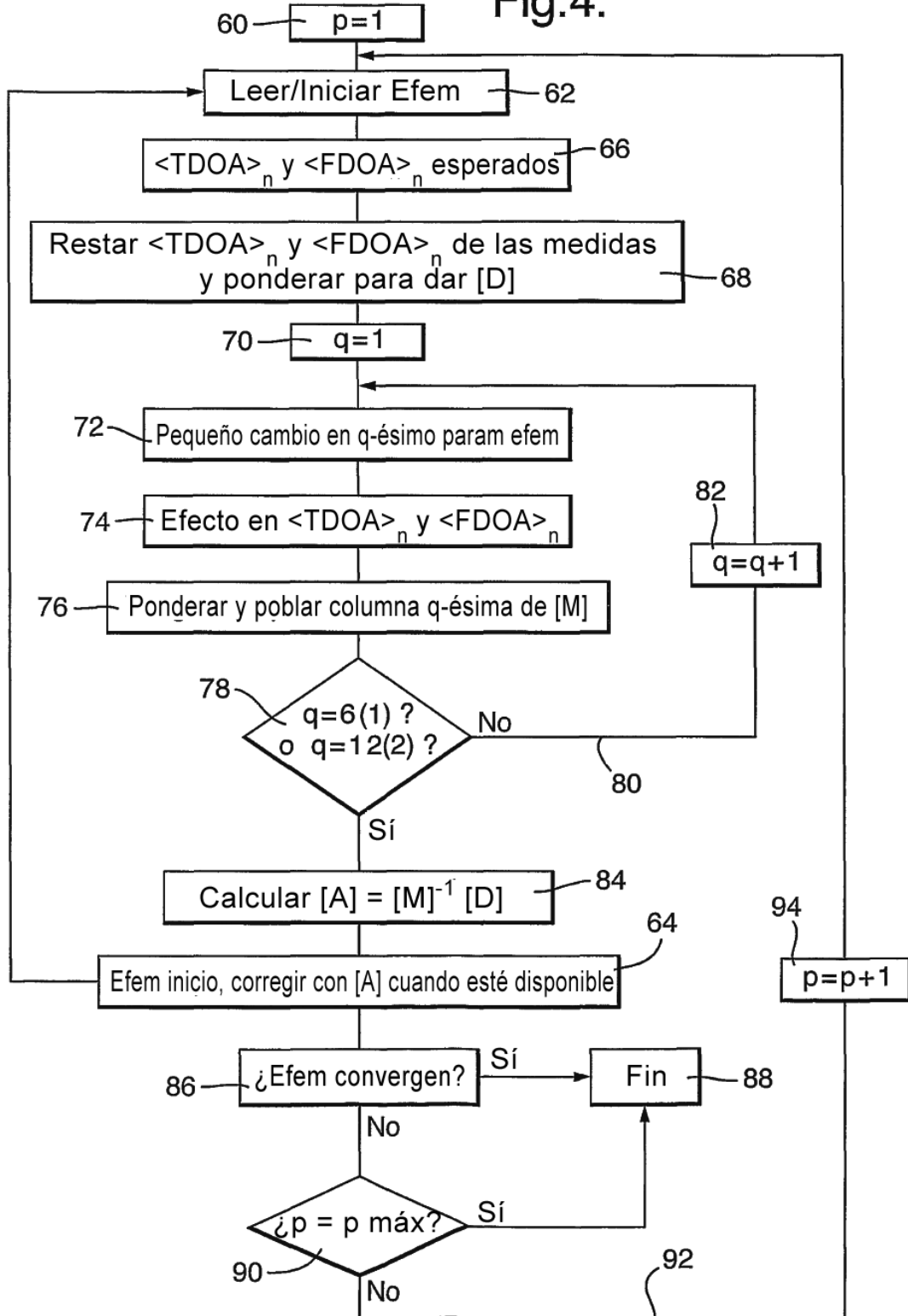


Fig.4.



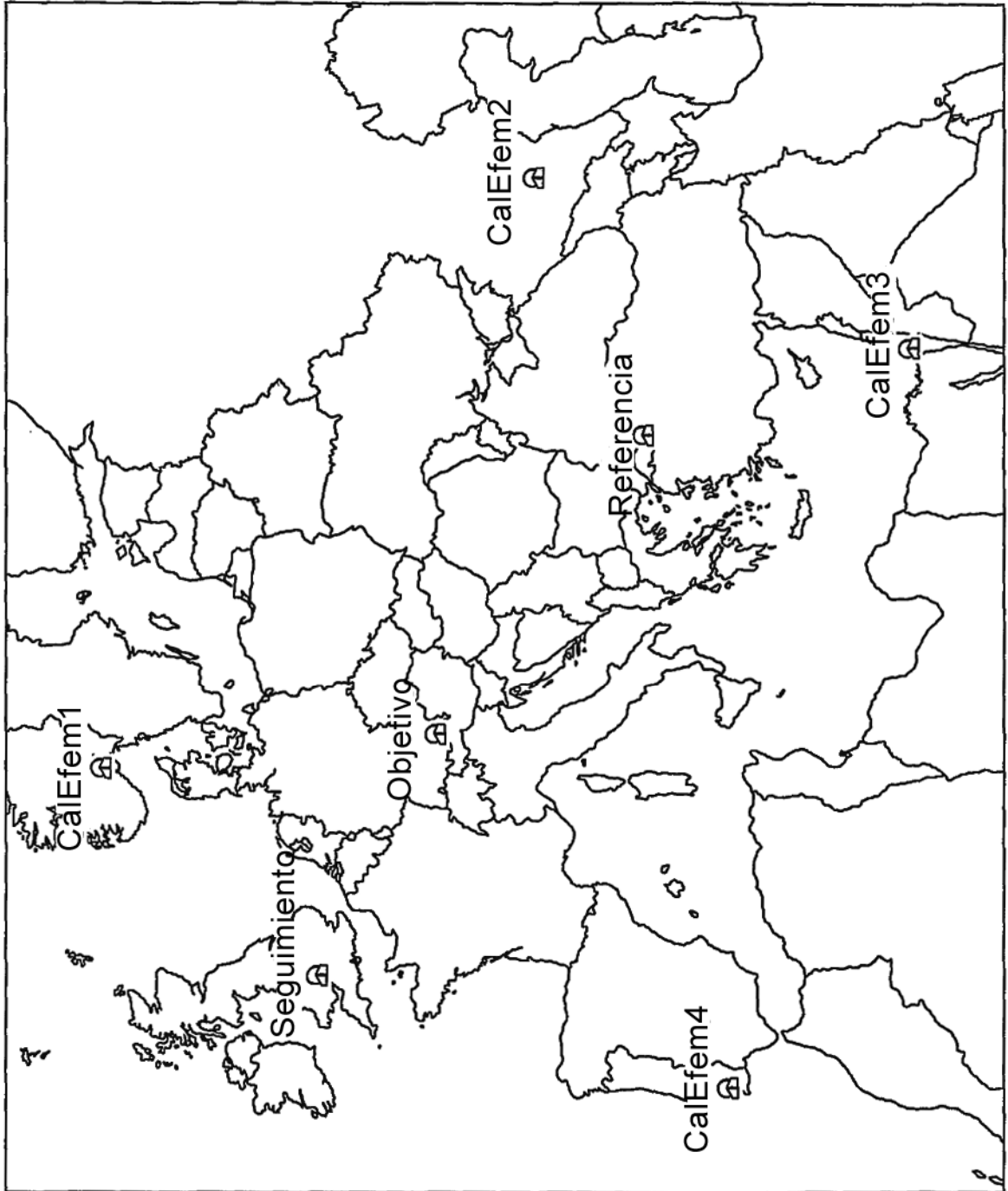
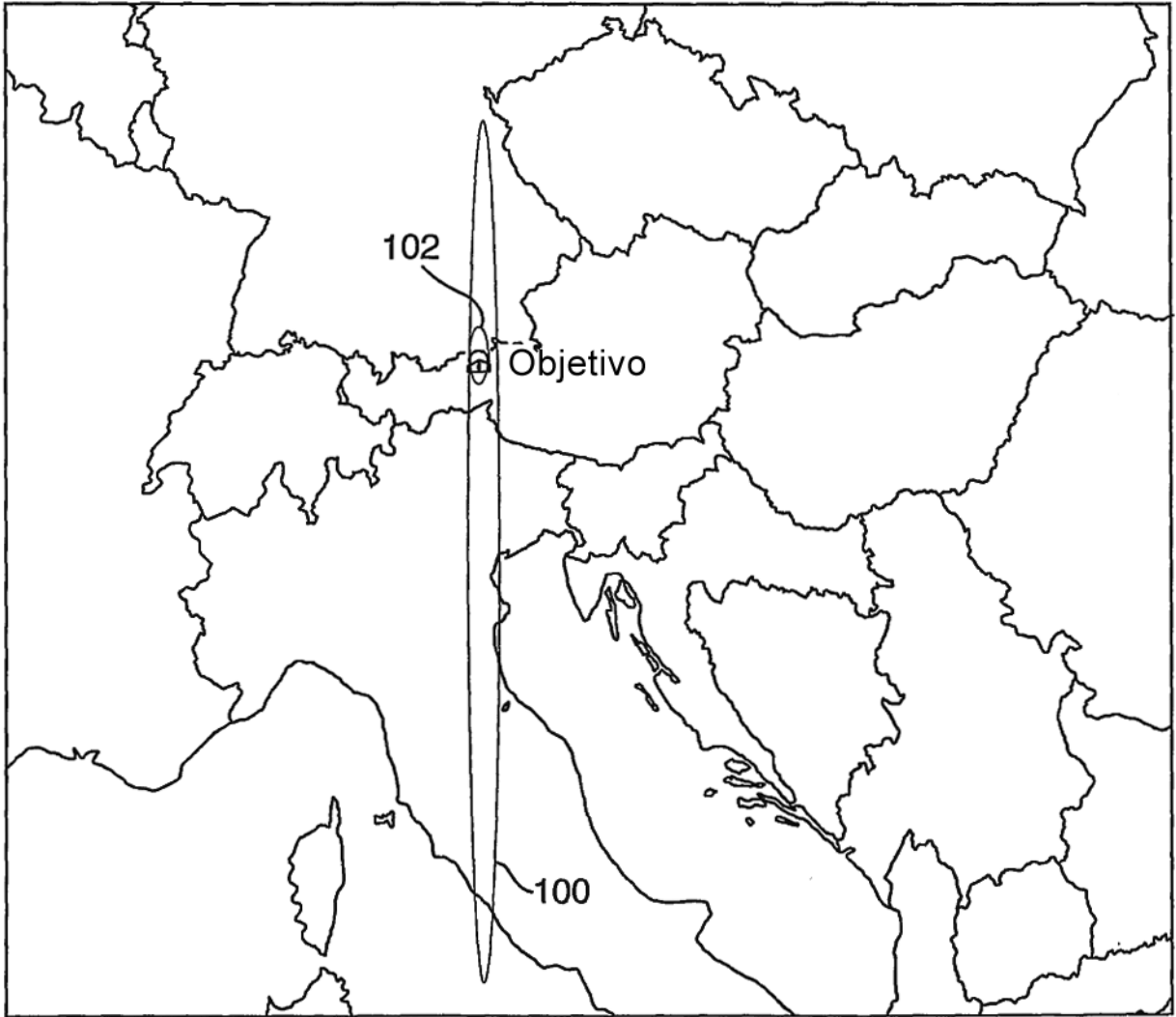


Fig.5.

Fig.6.



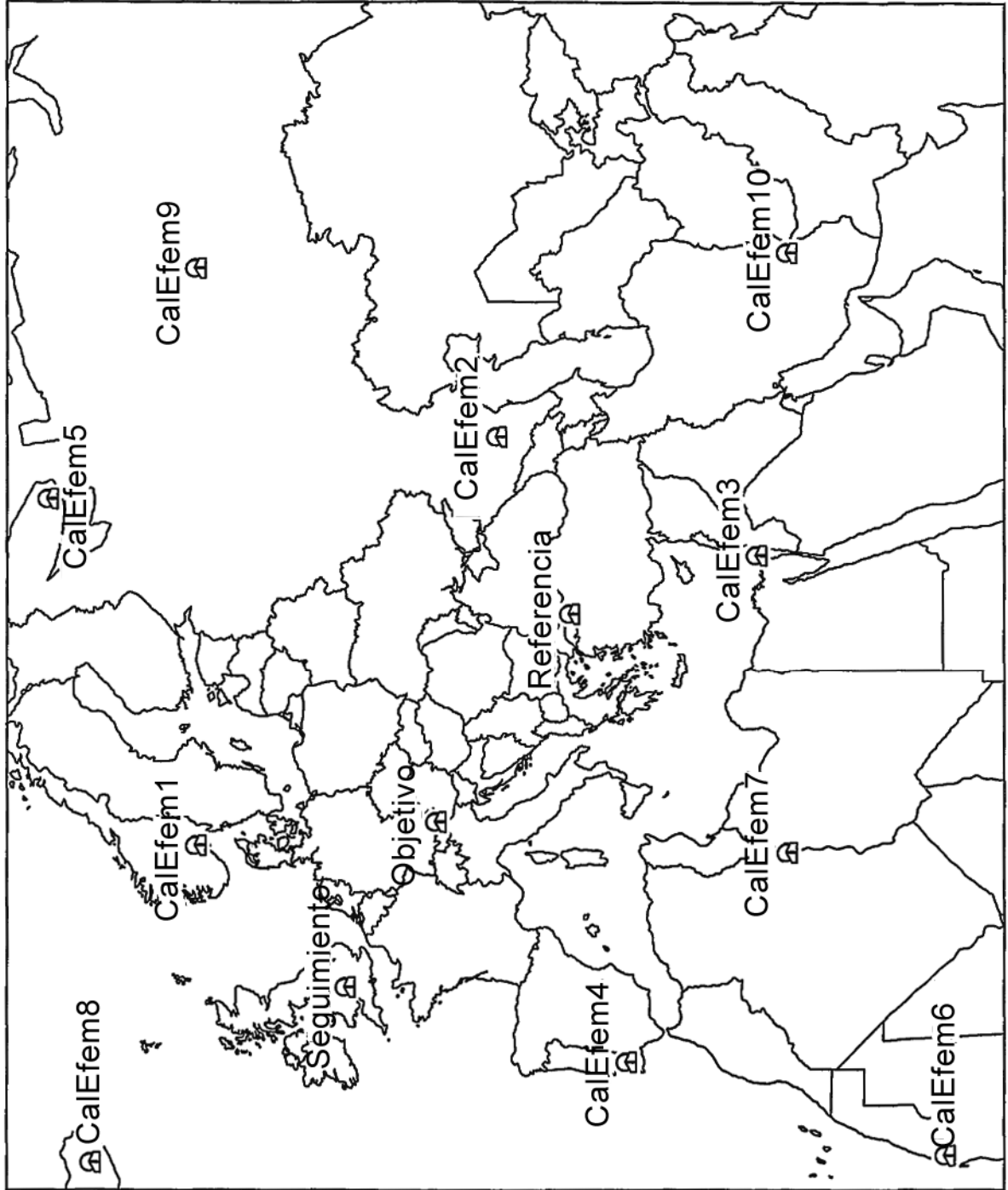


Fig.7.

Fig.8.

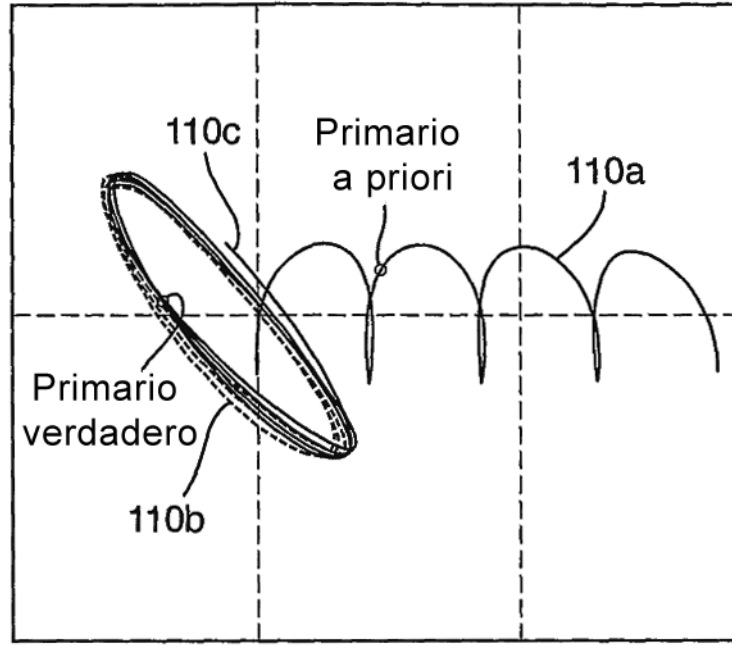


Fig.9.

