



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 312 439**

51 Int. Cl.:

G01S 5/14 (2006.01)

G01C 21/16 (2006.01)

G01S 1/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **01936617 .8**

96 Fecha de presentación : **23.05.2001**

97 Número de publicación de la solicitud: **1297354**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **02.04.2003**

54 Título: **GPS adaptativo y sistema de integración INS.**

30 Prioridad: **07.06.2000 GB 0013722**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
01.03.2009

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
01.03.2009

73 Titular/es: **QinetiQ Limited**
85 Buckingham Gate
London, SW1 6TD, GB

72 Inventor/es: **Groves, P. D.**

74 Agente: **Elzaburu Márquez, Alberto**

ES 2 312 439 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

GPS adaptativo y sistema de integración INS.

5 Este invento se refiere al campo de los Sistemas de Navegación Inercial (INS) y a los sistemas de posicionamiento por satélite como el Sistema de Posicionamiento Global (GPS). En particular, este invento se refiere a métodos de integración de datos del INS y del GPS con el fin de proporcionar unas soluciones de navegación más precisas.

10 Un INS comprende un conjunto de acelerómetros y giroscopios, conocido como una unidad de medida inercial (IMU), juntamente con un procesador de ecuaciones de navegación, el cual integra las salidas de la IMU para dar la posición, la velocidad y la orientación. El GPS consiste en una constelación de satélites que transmite datos de navegación a un receptor GPS. La posición del usuario puede obtenerse a través de las señales recibidas de cuatro satélites independientes. En conjunto el INS y el GPS forman los sistemas nucleares de navegación de la fuerza aérea y misiles militares. Advertencia: aunque el término "GPS" es usado por todos los expertos reconocerán que el invento se refiere a cualquier sistema de navegación por satélite que trabaje conjuntamente de acuerdo con principios similares al GPS, por ejemplo el Galileo. Las referencias al GPS se deberán por consiguiente tomar como que significan cualquier sistema por satélite que funciona de igual manera que el GPS.

20 Integrando los INS y GPS conjuntamente se proporciona una solución de navegación que combina la precisión a largo plazo del GPS con la continuidad, alta anchura de banda y bajo ruido del INS.

Hay cuatro tipos básicos de técnicas de integración de INS/GPS. Un *sistema no acoplado* que simplemente usa los datos del GPS para restablecer periódicamente el INS. Este enfoque es grosero y por lo tanto raramente se usa. Un *sistema débilmente acoplado* compara la solución de navegación del GPS con la del INS para estimar los errores en ambos sistemas utilizando un algoritmo basado en el filtro de Kalman (para más información sobre el algoritmo del filtro de Kalman véase *Applied Optimal Estimation (Estimación Óptima Aplicada)* por el Equipo Técnico de la Corporación de Ciencias Analíticas, editor A. Gelb, Massachussets Institute of Technology Press (1974)). Un *sistema estrechamente-acoplado* es similar al sistema débilmente acoplado pero usa los datos de la distancia de transmisión y de la velocidad de variación de la distancia de transmisión transmitidos desde cada satélite seguido en lugar de la solución de navegación por GPS. Finalmente, un *sistema de integración profunda* combina las funciones de seguimiento del receptor GPS y la integración INS/GPS dentro de un filtro de Kalman común. Esto requiere el diseño de nuevo de, entre otras cosas, del receptor GPS, el cual requiere acceso al Módulo de Aplicaciones del Receptor GPS (GRAM), que está limitado por el Gobierno USA. Las cargas del procesador en un sistema de integración profunda son también altas por lo que este sistema tiene varios inconvenientes.

35 Los sistemas libremente acoplado y estrechamente acoplado son ambos de uso común. Sin embargo, los sistemas estrechamente acoplados son más precisos y estables y son el objeto de este invento (para más información sobre la integración GPS/INS véase *GPS/INS Integration (Integración GPS/INS)*, AGARD Lecture Series LS-207 (*Serie de conferencias AGARD LS-207*); *Systems Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation (Implicaciones de sistemas y aplicaciones innovadoras de la navegación por satélite)* de R E Philips y G T Schmidt).

Cada satélite de navegación transmite señales portadoras en dos frecuencias, conocidas como L1 y L2, cada una con un código seudo aleatorio modulado en ella. El receptor GPS hará un seguimiento de los componentes del código y de la portadora de cada señal independientemente. Cada receptor mantendrá por lo tanto dos de los denominados bucles de seguimiento para cada señal del satélite. Los datos de la distancia de transmisión (a lo que se denomina "seudo distancia de transmisión" en la terminología GPS) se obtienen del bucle de seguimiento de señales de código y los datos de velocidad de variación de la distancia de transmisión (a lo que se denomina "velocidad de variación de la pseudo distancia de transmisión") se obtienen del bucle de seguimiento de la señal portadora. En el funcionamiento normal del GPS, cada bucle de seguimiento de portadora se usa para ayudar a los correspondientes bucles de seguimiento. Sin embargo, los bucles de seguimiento de la portadora son más sensibles a las interferencias y perderán el enganche a niveles de interferencia más bajos que los bucles de seguimiento de códigos. La posición de la portadora puede obtenerse a partir de la información de la pseudo distancia de transmisión y la velocidad del receptor puede obtenerse de la información de la velocidad de variación de la pseudo distancia de transmisión.

55 La capacidad de respuesta de un receptor GPS está afectada por el ruido (por ejemplo interferencias con la señal del GPS) y también por las maniobras altamente dinámicas de los vehículos. La anchura de banda de los bucles de seguimiento es una medida de la frecuencia con la que el receptor genera medidas independientes de la distancia de transmisión y de la velocidad de variación de la distancia de transmisión. Las anchuras de banda altas permiten a un receptor seguir la localización del receptor más rápidamente, mientras que las anchuras de banda bajas proporcionan una mayor resistencia a las interferencias. Es, por lo tanto, importante seleccionar cuidadosamente las anchuras de banda con el fin de mantener una calidad de servicio satisfactoria al receptor.

65 En el entorno militar muchos receptores GPS son capaces de adaptar sus anchuras de banda de bucles de seguimiento con el fin de responder a los cambios en el nivel de movimientos e interferencias de los vehículos.

La Patente de EEUU US 5.983.160 expone un sistema integrado INS/GPS en el que los bucles de seguimiento están cerrados por el filtro de Kalman con el fin de aumentar la inmunidad a las perturbaciones.

En un sistema (estrechamente integrado) INS/GPS los datos de la seudo distancia de transmisión y de velocidad de variación de la seudo distancia de transmisión de los bucles de seguimiento del GPS se usan como entradas de medidas a un filtro de Kalman. En receptores de frecuencia dual las salidas de los canales de seguimiento L1 y L2 son combinadas antes de introducirlas en el filtro de Kalman con el fin de corregir los retardos de propagación por la ionosfera. Se aplica usualmente un modo reversible por el que los datos INS ayudan al bucle de seguimiento de códigos en el caso en que el bucle de seguimiento de la portadora pierda enganche y el receptor GPS sea incapaz de obtener datos de la velocidad de variación de la distancia de transmisión.

El filtro de Kalman es una técnica de estimación que proporciona una estimación de los errores del sistema GPS/INS. Parte de la técnica del filtro de Kalman es el cálculo de la llamada matriz de ganancias de Kalman (K_i) la cual relaciona la precisión de las medidas actuales con la de las estimaciones anteriores de los errores del sistema. Con el fin de calcular correctamente los errores de medida en el sistema el filtro de Kalman supone que todas las medidas tienen errores de medida de tiempo no correlacionados. *Gelb* define la matriz de ganancias de Kalman (K_i) como $K_i = P_i (-) H_k^T [H_k P_i (-) H_k^T + R_k]^{-1}$ en donde H_k es la matriz de medidas, R_k es la covarianza de ruido de medida y $[-]^{-1}$ indica la matriz inversa.

De hecho, los errores en los sucesivos datos de la seudo distancia de transmisión y de la velocidad de variación de la seudo distancia de transmisión están correlacionados con los tiempos de correlación inversamente proporcionales a las anchuras de banda de los bucles de seguimiento. Si no se tiene en cuenta este hecho, entonces el filtro de Kalman se hace inestable, dando lugar a unas estimaciones deterioradas. Cuando se usan los datos INS corregidos del filtro de Kalman para ayudar al seguimiento de códigos GPS, se puede producir una forma de retroalimentación positiva que eventualmente hace que el receptor GPS pierda sus enganches de seguimiento. La solución de navegación no puede ser recuperada sólo a partir de los datos de INS, cuando los datos de INS corregidos se usan para ayudar al GPS, bien debido a que la solución del INS no es la única, o debido a que la solución de INS, si se dispone de ella, no es lo suficientemente precisa. Por lo tanto, cuando se usan los receptores GPS que no tienen anchuras de banda adaptativas, este problema es obviado asegurando que el filtro de Kalman actualiza su estimación de los errores de medida con un intervalo que es mayor que el tiempo de correlación de la medida del bucle de seguimiento (del orden de 1 segundo), es decir el intervalo entre iteraciones de la fase de actualización de medidas del filtro de Kalman se elige para que sea mayor que el tiempo de correlación de las medidas del bucle de seguimiento. Como receptores diferentes usan anchuras de banda de bucle de seguimiento diferentes es importante que el filtro de Kalman de la integración INS/GPS esté correctamente sintonizado con las anchuras de banda apropiadas del bucle de seguimiento.

En casos en los que el receptor tiene anchuras de banda de bucle de seguimiento adaptativas la sintonización del algoritmo de integración se hace más difícil. Una solución normal es sintonizar el algoritmo a un nivel de anchura de banda relativamente alto e inhabilitar las entradas de medida del filtro de Kalman cuando la anchura de banda del bucle de seguimiento cae por debajo de un valor umbral. Obviamente esto no es una solución ideal ya que se desechan datos de medida, lo que inevitablemente dará lugar a una solución de navegación inferior a la óptima.

Es por tanto un objeto del presente invento proporcionar un método de mejora de la precisión de un INS integrado estrechamente acoplado y del sistema de navegación por radio y satélite y aliviar los problemas anteriormente mencionados.

Por lo tanto, este invento proporciona un método de integración de los datos de un sistema de navegación inercial y de un sistema de navegación por satélite en una estructura estrechamente acoplada por medio de un filtro de Kalman, siendo recibidos los datos de navegación por satélite en un receptor que tiene anchuras de banda de bucles de seguimiento adaptativas, que comprende

i) monitorizar las anchuras de banda del bucle de seguimiento o modelizarlas como una función de los datos de salida de la relación entre la señal medida del receptor y la densidad de ruido (c/n_0), y

ii) variar la velocidad de respuesta del filtro de Kalman a las medidas procedentes del sistema de navegación por satélite en respuesta a los cambios en las anchuras de banda del bucle de seguimiento de forma que se evite el ruido de medida correlacionada en el filtro de Kalman.

Se debería advertir que las anchuras de banda de los bucles de seguimiento de los diferentes satélites posiblemente varían independientemente unos de otros, especialmente cuando se usa una antena de curva de radiación controlada (CRPA). Por lo tanto, el algoritmo de integración del sistema de navegación adaptativo inercial/por satélite debería ser capaz de adaptar el filtro de Kalman para cada bucle de seguimiento.

Cuando las anchuras de banda del bucle de seguimiento no son una salida directa del receptor por satélite pueden ser deducidas a partir de la relación entre la señal medida del receptor y la densidad de ruido (c/n_0). La variación de la anchura de banda del bucle de seguimiento con la (c/n_0) medida es diferente para cada diseño de receptor. Es por tanto necesario obtener la información del fabricante o deducirla de ensayos en laboratorio del receptor usando un simulador de señal de GPS capaz de generar interferencias.

Adaptando el filtro de Kalman a la anchura de banda del bucle de seguimiento se hace el mejor uso de los datos de satélite. Hay varias formas en las que se puede adaptar el filtro.

Se puede variar el intervalo de actualización (velocidad de iteración) del filtro de Kalman. Por debajo de una anchura de banda umbral el intervalo entre las actualizaciones de medida de cada canal de seguimiento se varía en proporción inversa a la anchura de banda del canal de seguimiento. Por lo tanto, para anchuras de banda bajas se puede reducir la velocidad de iteración del filtro. Como una alternativa a esto los datos de medida pueden ser promediados a lo largo del período de iteración siempre que la medida promediada sea tratada como una única medida con fines estadísticos.

Alternativamente, la matriz de ganancia de Kalman puede ser ponderada a la baja con el fin de obtener una velocidad de respuesta de las estimaciones del filtro de Kalman a las medidas equivalentes de las obtenidas por el aumento del intervalo de actualización de la medida. En esta variante del invento el intervalo de actualización de la medida permanece fijo para cada tipo de medida -seudo distancia de transmisión y velocidad de variación de la pseudo distancia de transmisión. Cuando la anchura de banda del bucle de seguimiento cae por debajo de un valor umbral, con el que está sintonizado el intervalo de actualización, la matriz de ganancias de Kalman es ponderada a la baja para simular el aumento del intervalo de actualización de la medida.

La ponderación de la matriz de ganancias de Kalman puede convenientemente conseguirse multiplicándola por el tiempo entre medidas sucesivas (correlacionadas) dividido por el tiempo entre medidas sucesivas no correlacionadas.

La ponderación de la matriz de ganancias puede también conseguirse multiplicándola por una matriz de adaptación adecuada. Si la matriz de ganancias de Kalman se representa como una matriz de columnas n_i para medidas de la pseudo distancia de transmisión y una segunda matriz de columnas n_v para medidas de la velocidad de variación de la pseudo distancia de transmisión, en donde n_i es el número de satélites seguidos, entonces cada matriz de adaptación A es una matriz diagonal $n_i \times n_i$, en la que:

i) para los elementos de la matriz de adaptación de la pseudo distancia de transmisión

$$A_{pkii} = 1 \quad \text{para} \quad B_{L_COi}/B_{L_COT}$$

$$A_{pkii} = B_{L_COi}/B_{L_COT} \quad \text{para} \quad B_{L_COi} < B_{L_COT}$$

$$A_{pkij} = 0 \quad i \neq j$$

en donde B_{L_COi} es la anchura de banda de seguimiento de códigos del canal de seguimiento i y B_{L_COT} es la anchura de banda umbral de seguimiento de códigos para adaptación, y

ii) para los elementos de la matriz de adaptación de velocidad de la pseudo distancia de transmisión

$$A_{rkii} = 1 \quad \text{para} \quad B_{L_CAi}/B_{L_CAT}$$

$$A_{rkii} = B_{L_CAi}/B_{L_CAT} \quad \text{para} \quad B_{L_CAi} < B_{L_CAT}$$

$$A_{pkij} = 0 \quad i \neq j$$

en donde B_{L_CAi} es la anchura de banda de seguimiento de portadora del canal de seguimiento i y B_{L_CAT} es la anchura de banda umbral de seguimiento de portadora para adaptación.

Un posterior modo de adaptación del filtro de Kalman es variar la covarianza R de ruido de medida, que es una cantidad que se varía dentro de la matriz de ganancias de Kalman. Esto puede hacerse multiplicándola por el tiempo entre medidas sucesivas no correlacionadas dividido por el tiempo entre medidas sucesivas (correlacionadas) o dividiéndola por una matriz de adaptación análoga a la descrita anteriormente. En el último caso esto implica sustituir R dentro de la matriz de ganancias de Kalman K_i por R' , donde $R' = R/A$.

Una forma adicional de adoptar el filtro de Kalman es modelizar explícitamente el ruido de medida correlacionada con el tiempo, bien como establece el filtro de Kalman adicional o como ruido de medida correlacionada usando un filtro de Schmidt-Kalman con parámetros no ciertos (para más información sobre el algoritmo del filtro de Schmidt-Kalman véase *Stochastic Processes and Filtering Theory (Teoría de procesos estocásticos y de filtrado)* de Andrew H. Iazwinski, Academic Press (1970)). En cualquier caso, se modeliza la estimación del ruido de medida correlacionada, \hat{x} , como un proceso de Markov de primer orden, es decir

$$\frac{d\hat{x}}{dt} = -\frac{\hat{x}}{\tau_c},$$

en donde se debería modelizar el tiempo de correlación, τ_c , como inversamente proporcional a las anchuras de banda de los bucles de seguimiento.

ES 2 312 439 T3

A continuación se describirá una realización del método adaptativo de integración de los datos INS y de navegación radioeléctrica por satélite de acuerdo con el presente invento haciendo referencia a la Figura 1 que describe un sistema de navegación integrado INS/GPS adaptativo estrechamente integrado.

5 Volviendo a la Figura 1, se muestra un sistema de navegación INS/GPS integrado estrechamente acoplado. Un receptor GPS 1 está conectado a un filtro de Kalman 3. Un INS 5 está conectado con el filtro de Kalman 3 y también al receptor GPS 1. Una función de nueva ponderación de ganancias 9 está conectada al filtro de Kalman 3 y al receptor GPS 1.

10 En uso, el receptor GPS 1 envía medidas 2 de la seudo distancia de transmisión y de velocidad de variación de la seudo distancia de transmisión al filtro de Kalman 3. Se supone que estas medidas de la seudo distancia de transmisión y de la velocidad de variación de la seudo distancia de transmisión han sido formadas a partir de las medidas de frecuencia L1 y L2 individuales para corregir los retardos de propagación por la ionosfera. El receptor 1 también envía
15 datos de navegación de difusión 4 por GPS al filtro de Kalman 3, lo que permite calcular las posiciones, velocidades y desplazamientos de reloj.

El INS 5 da los datos de posición, velocidad y orientación 6 al filtro de Kalman 3. El filtro de Kalman 3 (en una estructura de bucle cerrado) envía las correcciones 7 de vuelta al INS 5. Estas correcciones comprenden las estimaciones del filtro de Kalman de los errores de la posición, velocidad, orientación y de los instrumentos inerciales
20 del INS. El INS 5 los usa para corregir su solución de posición, velocidad y orientación y para corregir los datos de salida de sus sensores inerciales que lo componen. Los datos de salida INS de posición, velocidad y orientación 8 se envían también al receptor GPS 1 que los usa para ayudar a los bucles de seguimiento de esas señales de satélite para las que no se puede aplicar el seguimiento de la portadora debido a las bajas relaciones señal-ruido.

25 El filtro de Kalman 3 comprende un algoritmo de integración normal INS/GPS estrechamente acoplado, con la excepción de que las ganancias de Kalman, K, están ponderadas de nuevo. El filtro de Kalman opera un ciclo de propagación (o predicción) normal del sistema. Opera un ciclo de actualización de medidas normal hasta e incluyendo el cálculo de las matrices de ganancias de Kalman. Una función 9 de ponderación de nuevo de ganancias de Kalman toma las matrices 10 de Kalman no ponderadas calculadas por el filtro de Kalman del conjunto actual medidas de
30 la seudo distancia de transmisión y de medidas de la velocidad de variación de la seudo distancia de transmisión y las multiplica por las correspondientes matrices adaptativas, A (como se han definido anteriormente), para generar matrices de ganancias de Kalman ponderadas nuevamente 11 que son enviadas al filtro de Kalman. El filtro de Kalman 3 reanuda entonces el ciclo de actualización de medidas usando las matrices de Kalman nuevamente ponderadas.

35 La función de Kalman 9 de ponderación de nuevo de la ganancia calcula las matrices de adaptación, A, usando las fórmulas presentadas anteriormente de las anchuras de banda 12 de los bucles de seguimiento generadas por el receptor GPS 1. Cuando el receptor GPS no genera anchuras de banda de bucles de seguimiento se inserta un modelo empírico entre 1 y 9 para estimar las anchuras de banda 12 como función de las medidas (c/n_0) de salida del receptor.

40

45

50

55

60

65

REIVINDICACIONES

1. Un método de integración de datos de un sistema de navegación inercial (5) y de un sistema de navegación por satélite (1) en una estructura estrechamente acoplada por medio de un filtro de Kalman (3), siendo los datos del sistema de navegación por satélite recibidos en un receptor que tiene anchuras de banda adaptativas, **caracterizado** por

i) monitorizar las anchuras de banda del bucle de seguimiento o modelizarlas como una función de los datos de la relación de la señal medida del receptor y la densidad de ruido (c/n_0), y

ii) variar la velocidad de respuesta del filtro de Kalman a las medidas procedentes del sistema de navegación por satélite en respuesta a los cambios en las anchuras de banda del bucle de seguimiento de forma que se evite el ruido de medida correlacionado en el filtro de Kalman.

2. Un método reivindicado en la Reivindicación 1, en el que el filtro de Kalman se varía para cada bucle de seguimiento.

3. Un método reivindicado en cualquier reivindicación anterior, en el que las anchuras de banda del bucle de seguimiento se calculan a partir de la relación entre la señal recibida y la densidad de ruido.

4. Un método reivindicado en cualquier reivindicación anterior, en el que la velocidad de iteración del filtro de Kalman se varía en proporción inversa a la anchura de banda del bucle de seguimiento.

5. Un método reivindicado en cualquier reivindicación anterior, en el que los datos de medida promediados se promedian en el período de iteración.

6. Un método reivindicado en cualquiera de las Reivindicaciones 1 a 3, en el que la matriz de ganancias de Kalman es ponderada multiplicándola por el tiempo entre las medidas sucesivas dividido por el tiempo entre medidas sucesivas no correlacionadas.

7. Un método reivindicado en cualquiera de las Reivindicaciones 1 a 3, en el que la matriz de ganancias de Kalman está representada como una matriz de n_t columnas de medidas de la seudo distancia de transmisión y una matriz de n_t columnas de medidas de la velocidad de variación de la seudo distancia de transmisión en donde n_t es el número de satélites seguidos, y es después ponderada por una matriz de adaptación A, siendo la matriz de adaptación una matriz diagonal $n_t \times n_t$, en la que:

i) los elementos de la matriz de adaptación de la seudo distancia de transmisión son

$$A_{pkii} = 1 \quad \text{para} \quad B_{L_COi}/B_{L_COT}$$

$$A_{pkii} = B_{L_COi}/B_{L_COT} \quad \text{para} \quad B_{L_COi} < B_{L_COT}$$

$$A_{pkij} = 0 \quad i \neq j$$

en donde B_{L_COi} es la anchura de banda del canal de seguimiento de i y B_{L_COT} es la anchura de banda umbral de seguimiento de códigos para adaptación, y

ii) los elementos de la matriz de adaptación de velocidad de la seudo distancia de transmisión son

$$A_{rkii} = 1 \quad \text{para} \quad B_{L_CAi}/B_{L_CAT}$$

$$A_{rkii} = B_{L_CAi}/B_{L_CAT} \quad \text{para} \quad B_{L_CAi} < B_{L_CAT}$$

$$A_{pkij} = 0 \quad i \neq j$$

en donde B_{L_CAi} es la anchura de banda de seguimiento de portadora de canal de seguimiento i y B_{L_CAT} es la anchura de banda umbral de seguimiento de portadora para adaptación.

8. Un método reivindicado en cualquiera de las Reivindicaciones 1 a 3, en el que la covarianza, R, de ruido de medida se pondera multiplicando por el tiempo entre medidas sucesivas no correlacionadas dividido por el tiempo entre mediciones sucesivas.

9. Un método reivindicado en cualquier reivindicación anterior, en el que el sistema de navegación por satélite es un Sistema de Posicionamiento Global.

10. Un método de integración de datos de un sistema de navegación inercial (5) y de un sistema de navegación por satélite (1) en una estructura estrechamente acoplada por medio de un filtro de Kalman (3), siendo los datos del sistema

ES 2 312 439 T3

de navegación por satélite recibidos en un receptor que tiene anchuras de banda del bucle de seguimiento adaptativas, **caracterizado** por

- 5 i) monitorizar las anchuras de banda del bucle de seguimiento o las modeliza como una función de las salidas de la relación entre la señal medida del receptor y la densidad de ruido (c/n_0), y
- ii) modelizar el ruido de las medidas correlacionado dentro del filtro de Kalman explícitamente, de tal forma que el tiempo de correlación supuesto se varía en proporción inversa a las anchuras de banda del bucle de seguimiento.
- 10 11. Un método reivindicado en la Reivindicación 10, en el que el tiempo de correlación se varía independientemente para las medidas de cada bucle de seguimiento.
12. Un método reivindicado en la Reivindicación 10, en el que las anchuras de banda de los bucles de seguimiento se calculan a partir de la relación entre la señal recibida y la densidad de ruido.
- 15 13. Un método reivindicado en las Reivindicaciones 10 a 12, en el que el ruido de medida correlacionado es estimado como establece el filtro de Kalman.
14. Un método reivindicado en las Reivindicaciones 10 a 12, en el que el ruido de medida se modeliza usando un algoritmo de filtro de Schmidt-Kalman.
- 20 15. Un método reivindicado en las Reivindicaciones 1 a 3, en el que la covarianza, R , de ruido de medida se divide por una matriz de adaptación A reivindicada en la reivindicación 7.

25

30

35

40

45

50

55

60

65

