



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 348 776**

51 Int. Cl.:
G01S 1/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **08290620 .7**

96 Fecha de presentación : **26.06.2008**

97 Número de publicación de la solicitud: **2015097**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **14.01.2009**

54 Título: **Procedimiento para la determinación de límite de protección alrededor de una posición de un cuerpo móvil calculada a partir de señales de satélites.**

30 Prioridad: **13.07.2007 FR 07 05091**

73 Titular/es: **Sagem Défense Sécurité
Le Ponant de Paris - 27, rue Leblanc
75015 Paris, FR**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
14.12.2010

72 Inventor/es: **Vacher, Charlie**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
14.12.2010

74 Agente: **Isern Jara, Jorge**

ES 2 348 776 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).

PROCEDIMIENTO PARA LA DETERMINACIÓN DE LÍMITE DE
PROTECCIÓN ALREDEDOR DE UNA POSICIÓN DE UN CUERPO MÓVIL
5 CALCULADA A PARTIR DE SEÑALES DE SATÉLITES

Descripción

La presente invención se refiere a un procedimiento para la determinación de límite de protección alrededor de una posición de un cuerpo móvil calculada a partir de datos
10 de satélites o satelitarios. Este procedimiento puede ser puesto en práctica en especial para la localización de un vehículo, por ejemplo, en el sistema de posicionamiento global conocido con la abreviatura GPS ("Global Positioning System").

15 ANTECEDENTES DE LA INVENCION

De manera clásica, la localización de un vehículo, tal como una aeronave, se realiza a partir, por una parte, de datos facilitados por una central de medición embarcada o situada a bordo de la aeronave (incluyendo, por ejemplo,
20 una central de inercia y un altímetro barométrico) y por otra parte, mediante datos procedentes de señales satelitarias que proceden de una serie o constelación de satélites en órbita alrededor de la Tierra. Los datos procedentes de señales satelitarias son distancias (o
25 pseudodistancias) que separan la aeronave de los satélites emisores de las señales satelitarias, que son calculados a partir de la posición de los satélites y del tiempo necesarios para las señales para llegar hasta la aeronave. El tratamiento combinado de estos datos, por ejemplo, por

medio de un filtro de cálculo de tipo KALMAN, permite determinar el estado de la aeronave, es decir, en especial una posición precisa próxima a la posición real de la aeronave, la velocidad y la altitud de la misma.

5 Entre las recepciones de señales satelitarias, la posición de la aeronave es extrapolada o estimada a partir de los datos inerciales aplicados a la última posición calculada. La posición calculada de este modo es recalculada periódicamente para cada recepción de señales
10 satelitarias.

No obstante, la precisión de la posición calculada es muy sensible a los fallos del conjunto o constelación de satélites, es decir, en caso de un fallo de un satélite que afectaría a la exactitud de los datos transmitidos y que no
15 sería detectado o en caso de un fallo simultáneo o de un fallo consecutivo de dos satélites de la constelación (el riesgo de fallo simultáneo de tres satélites es tan reducido que en general se desprecia).

Por esta razón, es habitual facilitar al piloto de la
20 aeronave un límite o un volumen, llamado de protección, centrado sobre la posición calculada y que es representativo de la precisión de esta posición, teniendo en cuenta el riesgo de fallo de uno o de dos satélites. El volumen global de protección es un cilindro de eje vertical
25 definido por su radio y su altura, usualmente designados HPL y VPL. La posición real de la aeronave, si no coincide exactamente con la posición calculada, tiene una probabilidad, como máximo, igual a un umbral de seguridad

aceptable (o riesgo de integridad) de encontrarse fuera del volumen global de protección.

El cálculo del volumen de protección supone definir el riesgo de integridad teniendo en cuenta la probabilidad de ausencia de fallo, de la aparición de un fallo y de la aparición de dos fallos de la constelación de satélites. El cálculo del volumen de protección correspondiente en cada caso se basa en la distribución estadística del error de posición. El volumen global de protección está determinado de manera tal que el riesgo de integridad sea, por lo menos, igual a la probabilidad para la que la posición real se encuentre dentro del volumen de protección. Existen varios métodos de cálculo del volumen de protección. El documento US-A-2004239560 describe uno de estos métodos de cálculo.

Los fallos de la constelación de satélites no son, no obstante, los únicos sucesos que pueden afectar la precisión de la posición calculada. Así, por ejemplo, ocurre que las señales sufren reflexiones, por ejemplo, sobre el relieve, en el curso de la trayectoria de las señales hacia el vehículo. Estas reflexiones (se habla en general de trayectoria múltiple) aumentan la duración que separa la emisión de las señales por los satélites y la recepción de las mismas por la aeronave y falsean el cálculo de las pseudodistancias. En las figuras 2 y 3 se han representado dos ejemplos extremadamente simplificados que muestran el impacto de estas reflexiones sobre el cálculo de la componente vertical de la posición de una aeronave a partir únicamente de dos satélites. Las líneas (y_7) y (y_7')

representan las pseudodistancias que separan la aeronave de un satélite (2.7) respectivamente en ausencia de trayectorias múltiples y en presencia de trayectorias múltiples, representando la línea (y_8) la pseudodistancia que separa la aeronave de un satélite (2.8) en ausencia de 5 trayectoria múltiple. La posición justa (X_j) de la aeronave se encuentra en la intersección de las líneas (y_7) y (y_8). Se puede apreciar en la figura 2, en la que la aeronave se encuentra entre satélites muy separados, que la posición 10 justa (X_j) se encuentra por encima de la posición falseada (X_F), mientras que ocurre al revés en la figura 3, en la que los satélites se encuentran próximos. Este último caso es particularmente inconveniente en el caso de una aeronave para la que la precisión en el componente vertical con 15 respecto a la superficie terrestre es esencial.

En los procedimientos actuales, el límite de protección vertical es idéntico hacia arriba o hacia abajo, mientras que, como se ha indicado en lo anterior, la imprecisión en uno u otro sentido no tiene las mismas 20 consecuencias, en particular, en ciertas circunstancias, en especial para una aeronave en vuelo de baja altura o en fase de aterrizaje. Además, en los procedimientos actuales, el límite de protección vertical no es estable frente a las trayectorias múltiples.

25 El documento EP-A-1729145 describe un procedimiento para determinar el límite de protección en presencia de trayectorias múltiples.

OBJETO DE LA INVENCION

Un objeto de la invención es el de dar a conocer un medio que permita afinar el cálculo de los límites de protección en dos direcciones opuestas.

5 RESUMEN DE LA INVENCION

A estos efectos se prevé, según la invención, un procedimiento de determinación de límite de protección alrededor de una posición X_1 de un cuerpo móvil dotado de un receptor de señales de satélites, siendo calculada la
10 posición X_1 a partir de pseudodistancias calculadas a partir de datos de posición y datos temporales procedentes de señales transmitidas por una constelación o serie de satélites, comprendiendo el procedimiento la etapa de calcular un límite de protección VPL_1 en una primera
15 dirección desde la posición X_1 , comprendiendo el procedimiento además las siguientes etapas:

- calcular un margen MMM_+ correspondiente a un desplazamiento de la posición calculada con relación a una posición real (X) del cuerpo móvil, que se encuentre en la
20 primera dirección y que sea debido a reflexiones de señales en el curso de su transmisión,

- calcular un segundo límite de protección PL_2 sobre la posición calculada en una segunda dirección opuesta a la primera dirección desde la posición calculada, incorporando
25 en la misma el margen.

El término "dirección" se utiliza en este caso en su sentido habitual (similar al de vector) para indicar la orientación desde un origen hacia un punto determinado paralelamente a una recta que pasa por el origen y este

punto. De este modo, considerando el eje vertical, dos direcciones opuestas designan respectivamente hacia arriba y hacia abajo paralelamente a este eje. En el procedimiento de la invención, el límite de protección en la segunda
5 dirección incorpora un margen para tener en cuenta reflexiones de señales. De esta manera, es posible tener en la primera y en la segunda direcciones límites de protección distintos según el carácter crítico de un error en estas direcciones.

10 Preferentemente, el cálculo de posición X_1 a partir de las pseudodistancias que se efectúa utilizando una matriz H_V de observación de la constelación integrando parámetros posicionales y temporales, el cálculo del margen MMM_+ y del segundo límite de protección VPL_2 comprende las siguientes
15 etapas:

- estimar una desviación de reloj \hat{b} del receptor y determinar un impacto máximo b_{max} de las reflexiones con respecto a desviación de reloj estimada,
- corregir las pseudodistancias con la desviación de
20 reloj estimada,
- calcular un error máximo $\Delta Y'$ sobre las pseudodistancias corregidas debido al impacto máximo b_{max} ,
- calcular una segunda posición X_2 a partir de las pseudodistancias corregidas del impacto b_{max} y de una
25 submatriz H_F de la matriz de observación H_V , integrando la submatriz H_F los parámetros de posición solamente,
- calcular el margen MMM_+ a partir de la pseudoinversa G' de la submatriz H_F y del error máximo $\Delta Y'$,

- calcular el segundo límite de protección VPL_2 añadiendo al primer límite de protección VPL_1 el margen MMM_+ y una distancia entre la primera posición X_1 y la segunda posición X_2 paralelamente a las direcciones.

5 Esta forma de cálculo es particularmente apropiada para la puesta en práctica de la invención.

Otras características y ventajas de la presente invención resultarán de la lectura de la descripción siguiente de una forma de puesta en práctica particular, no
10 limitativa, de la invención.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

Se hará referencia a los dibujos adjuntos, entre los cuales:

- la figura 1 es una representación esquemática de una
15 constelación de satélites presentes por encima del horizonte de una aeronave;

- las figuras 2 y 3 son representaciones esquemáticas que muestran la determinación de la componente vertical de la posición de una aeronave.

20 DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCIÓN

Haciendo referencia a la figura 1, el procedimiento de la invención se describe en relación con una aeronave (1) a bordo de la cual se encuentra un sistema de navegación que utiliza los datos procedentes de N satélites 2.i (variando
25 i entre 1 y N , es decir, (2.1), (2.2), (2.3), (2.4), (2.5), (2.6), (2.7), (2.8), (2.9), (2.10), (2.11), (2.12) en la figura) en órbita alrededor de la Tierra (100) y datos procedentes de una central inercial a bordo de la aeronave (1).

La central inercial es conocida por sí misma y suministra, a partir de captadores fijados en la aeronave (1), datos relativos, en especial, al centrado de la aeronave (1), su velocidad..

5 Los satélites (2.1) a (2.12) forman parte de un conjunto de satélites dispuestos en órbita alrededor de la Tierra y que pertenecen a un sistema de localización por satélite del tipo GPS. Cada uno de los satélites 2.i emite permanentemente una señal que comporta su localización y la
10 hora precisa de la emisión de la señal. Los N satélites 2.i emiten de esta manera a intervalos regulares N señales que a continuación se llamarán datos satelitarios.

El sistema de navegación comprende, de manera conocida en sí misma, una unidad de cálculo conectada a la central
15 inercial y a un receptor de las señales procedentes de los satélites. La unidad de cálculo incorpora de manera conocida en sí misma procesadores y memorias que le permiten calcular una pseudo-distancia que separa la aeronave (1) de cada satélite 2.i, cuya señal es detectada
20 por el receptor y realizar una fusión de estas pseudodistancias y de los datos que proceden de la señal inercial con la finalidad de determinar, entre otros, una posición de la aeronave (1).

Los cálculos son realizados de manera continua
25 utilizando filtros de Kalman o cualquier otro algoritmo que permite utilizar específicamente una fusión de datos.

El sistema de navegación calcula y facilita, por lo tanto, periódicamente, el estado de la aeronave, es decir, la posición, la velocidad y la altura de la aeronave a

partir de los datos inerciales y datos satelitarios. La posición es definida por una componente horizontal (en este caso, un valor de latitud y un valor de longitud) y una componente vertical (en este caso, una altitud).

5 Entre dos recepciones de señales satelitarias, el sistema de navegación calcula y facilita posiciones estimadas a partir de los únicos datos inerciales (que se obtienen de manera continua) partiendo de posiciones anteriores, cuya operación es denominada propagación. A la
10 recepción de nuevos datos satelitarios, la posición estimada es recalculada en función de la innovación de dichos datos satelitarios, llamándose a esta operación recálculo. El recálculo se efectúa solamente si los datos satelitarios satisfacen una prueba de validez conocida y
15 llamada test de innovación.

Para cada posición calculada el sistema facilita igualmente un volumen de protección definido por un límite de protección horizontal HPL y un límite de protección vertical VPL calculados a partir de los datos satelitarios.
20 Para simplificar, se habla en un primer tiempo del límite de protección VPL (siendo el principio de cálculo del límite de protección vertical y del límite de protección horizontal sensiblemente idéntico).

El volumen de protección, que debe ser lo más reducido
25 posible, es determinado para que, si la posición real X de la aeronave no coincide exactamente con la posición calculada, esta posición real tiene una probabilidad como máximo igual a un umbral de seguridad aceptable de encontrarse fuera del volumen global de protección.

De manera general cada límite de protección es calculado a partir de una probabilidad de fallo de la constelación de satélites, de una probabilidad de ausencia de fallo de la constelación de satélites y de un primer umbral de seguridad predeterminado P_{ir} . Se tiene de esta manera $P(e \geq PL) \leq P_{ir}$, la probabilidad de que el error de posición sea superior al límite de protección es inferior o igual al umbral de seguridad P_{ir} aceptable en caso de fallo de la constelación de satélites (este umbral de seguridad se llama igualmente riesgo de integridad). El límite de protección es calculado de manera conocida en sí misma a partir de la distribución estadística del error con respecto a la posición calculada (distribución gaussiana para la componente vertical de la posición y distribución X^2 para la componente horizontal de la posición). El riesgo de integridad P_{ir} no debe ser superado en caso de avería de uno o dos de los satélites de la constelación. Una avería de tres satélites de la constelación tiene una probabilidad de 10^{-12} y se desprecia.

El cálculo del límite de protección vertical se describirá a continuación alrededor de una posición calculada X_1 .

La posición calculada X_1 ha sido obtenida de manera clásica a partir de las pseudodistancias Y y de la matriz H_y de observación de la constelación de satélites incorporando parámetros de posición -los cosenos directores para cada satélite $2.i$ (permitiendo relacionar geoméricamente cada satélite a la aeronave)- y parámetros temporales relativos

a una desviación de reloj del receptor idénticos para todos los satélites (en este caso igual a 1).

Se tiene por lo tanto $H_v = [u_i 1]$, en la que la pseudoinversa en $G = (H_v^T \cdot H_v)^{-1} \cdot H_v^T$. La componente vertical \hat{z}_1 de la posición X_1 se obtiene por $\hat{z}_1 = [0010] \cdot G \cdot Y$.

Un límite de protección VPL es calculado de la manera clásica a partir de la distribución estadística del error sobre la componente vertical.

Un primer límite de protección VPL_1 hacia la parte superior es igual a VPL.

Un segundo límite de protección VPL_2 hacia abajo se calcula a continuación.

Para ello la desviación de reloj \hat{b} tal que $\hat{b} = [G_{4i} Y]$ es estimada y se calcula el impacto máximo B_{\max} de las reflexiones sobre la desviación de reloj estimada a partir de la fórmula siguiente:

$$b_{\max} = \max \left(\sum_{G_i > 0} G_{4i}, \sum_{G_i < 0} G_{4i} \right) \cdot \Delta Y$$

en la que G_{4i} son los parámetros temporales de la matriz G (refiriéndose las sumas respectivamente a los G_{4i} positivos y los G_{4i} negativos) y siendo ΔY el error de medición máximo posible debido a las reflexiones.

Este error está relacionado con las propiedades del receptor de señales satelitarias y se calcula, por ejemplo, mediante un procedimiento que comprende una etapa en el curso de la cual se determina una señal representativa de una energía de correlación entre la señal recibida y una señal de réplica, y una etapa en el curso de la cual se

busca un desfase entre la señal determinada y una señal centrada representativa de una energía de autocorrelación de un código pseudoaleatorio, correspondiendo dicho desfase buscado de esta manera al error de seguimiento del código.

5 En el curso de este procedimiento la búsqueda del desfase entre la señal centrada y la señal determinada consiste además en desplazar en una duración correspondiente al desfase la señal determinada.

10 De manera más precisa, el desfase buscado entre la señal centrada y la señal determinada corresponde a la duración del desfase de la señal determinada que produce la señal determinada más próxima a la señal centrada.

15 Según una primera forma de un modo de realización, la búsqueda del desfase entre la señal determinada y la señal centrada comprende el cálculo, para cada duración del desfase de la señal determinada, de la suma cuadrática de los desplazamientos entre la señal centrada y la señal determinada, estando limitada esta suma cuadrática a la parte ascendente de la señal centrada. El desfase buscado
20 es el desfase de la señal determinada para la cual la suma cuadrática de los desplazamientos que se ha calculado es mínima.

25 Según una segunda forma de realización, la búsqueda del desfase entre la señal determinada y la señal centrada consiste en detectar el máximo de la señal determinada. La detección del máximo de la señal determinada consiste en calcular para cada duración del desfase de la señal determinada la energía de la señal determinada, siendo el

desfase buscado el desfase de la señal determinada que produce la energía máxima de la señal determinada.

Según una tercera forma de realización la búsqueda del desfase entre la señal determinada y la señal centrada
5 consiste en detectar una ruptura de la pendiente de la señal determinada. La detección de la ruptura de la pendiente consiste en calcular la diferencia de energía entre dos señales determinadas sucesivamente desplazadas.

Según un cuarto modo de realización la búsqueda del
10 desfase entre la señal determinada y la señal centrada comprende el cálculo, para cada duración del desfase de la señal determinada, del producto de correlación entre la señal centrada y la señal determinada desfasada de este modo, estando limitada la señal centrada a su parte
15 ascendente. El desfase que se busca es el desfase de la señal determinada para la que el producto de correlación calculado es máximo.

Las pseudodistancias Y son corregidas a continuación a partir de la desviación de reloj estimada \hat{b} , es decir $Y' =$
20 $Y - \hat{b}$, y el error máximo $\Delta Y'$ debido a las reflexiones sobre las pseudodistancias corregidas Y' se calcula de manera tal que $\Delta Y' = \Delta Y + b_{\max}$.

A continuación se calcula una segunda posición X_2 a partir de las pseudodistancias corregidas Y' y de una
25 submatriz H_F de la matriz de observación H_V , tal que la submatriz H_F sólo integra los parámetros posicionales de la matriz de observación H_V , es decir $H_V = [H_F \ 1_{n \times 1}]$ con $H_F = [u_i]$.

La componente vertical Z_2 de la posición X_2 es por lo tanto igual a $\hat{Z}_2 = G'Y'$ con $G' = (H_F^T \cdot H_F^T)^{-1} \cdot H_F^T$.

A continuación se calcula un margen MMM_+ tal que

$$MMM_+ = \sum_{i/G_{3i} > 0} G'_{3i} \cdot \Delta Y'$$

representando G_{3i}' los parámetros relacionados a la componente vertical en la matriz G , no refiriéndose la suma más que a aquellos superiores a 0.

La distancia entre las posiciones X_1 y X_2 según el eje vertical es calculado a continuación, es decir, $d(X_1, X_2)_2$. El segundo límite de protección VPL_2 es igual entonces a:

$$VPL_2 = VPL + MMM_+ + d(X_1, X_2)z.$$

Como variante, el impacto máximo b_{max} puede ser calculado con la siguiente fórmula:

$$b_{max} = \sum |G_{ui}| \cdot \Delta Y'$$

y el segundo límite de protección según la fórmula siguiente:

$$VPL_2 = \sum_{i/G_{3i} > 0} G'_{3i} \Delta Y'$$

Según otra variante, es posible calcular un margen para el primer límite de protección VPL_1 con $VPL_1 = VPL + MMM_- + d(X_1, X_2)z$ o bien $VPL_1 = VPL + MMM_- + d(X_1, X_2)z$ en la

que $MMM_- = \sum_{i/G_{3i} < 0} G'_{3i} \cdot \Delta Y'$

Se debe comprender que la invención no queda limitada a las formas de realización descritas, sino que comprende cualquier variante que entre en el marco de la invención, tal como queda definido en las reivindicaciones.

Las posiciones pueden ser estimadas a partir de datos satelitarios únicamente o a partir igualmente de los datos que proceden de una central de medición, tal como una central inercial.

5 La invención es aplicable a cualquier cuerpo móvil tal como vehículo terrestre, marino u otro.

Si el sistema de navegación por satélite no puede funcionar con una posición excéntrica con respecto a los límites de protección calculados, el procedimiento
10 comprende la etapa de realizar una suma de los límites de protección y la etapa de calcular una posición centrada con respecto a esta suma.

El cálculo de los límites de protección diferenciados según dos direcciones distintas se puede aplicar igualmente
15 a direcciones horizontales.

REIVINDICACIONES

1.- Procedimiento para la determinación de límite de protección alrededor de una posición X_1 de un cuerpo móvil dotado de un receptor de señales de satélites, siendo calculada la posición X_1 a partir de pseudodistancias calculadas a partir de datos de posición y de tiempo, procedentes de señales transmitidas por una constelación de satélites, comprendiendo el procedimiento la etapa de calcular un límite de protección VPL_1 en una primera dirección desde la posición X_1 , caracterizado porque el procedimiento comprende además las etapas de:

- calcular un margen MMM_+ , que corresponde a un desfase de la posición calculada con relación a una posición real X_F del cuerpo móvil, que se encuentre en la primera dirección y que sea debido a reflexiones de las señales en el curso de su transmisión,

- calcular un segundo límite de protección VPL_2 sobre la posición calculada en una segunda dirección opuesta a la primera dirección desde la posición calculada, incorporándole el margen.

2.- Procedimiento, según la reivindicación 1, en el que el cálculo de la posición X_1 a partir de pseudodistancias es efectuado utilizando una matriz H_V de observación de la constelación que integra parámetros posicionales y temporales, comprendiendo el cálculo del margen MMM_+ y del segundo límite de protección VPL_2 las etapas:

- estimación de una desviación de reloj \hat{b} del receptor y determinar un impacto máximo b_{\max} de las reflexiones sobre la desviación de reloj estimada,
 - corregir las pseudodistancias con la desviación de reloj estimada,
 - calcular un error máximo $\Delta Y'$ sobre las pseudodistancias corregidas debidas al impacto máximo b_{\max}
 - calcular una segunda posición X_2 a partir de las pseudodistancias corregidas y de una submatriz H_F de la matriz de observación H_v , integrando la submatriz H_F los parámetros posiciones solamente,
 - calcular el margen MMM_+ a partir de la pseudoinversa G' de la submatriz H_F y del error máximo ΔY ,
 - calcular el segundo límite de protección VPL_2 añadiendo al primer límite de protección VPL_1 el margen MMM_+ y una distancia entre la primera posición P_1 y la segunda posición P_2 paralelamente a las direcciones.
- 3.- Procedimiento, según la reivindicación 1, que comprende la etapa de realizar una suma de los límites de protección y la etapa de calcular una posición centrada con respecto a esta suma.
- 4.- Procedimiento, según la reivindicación 1, en el que el cuerpo móvil es una aeronave y las direcciones son verticales.
- 5.- Procedimiento, según la reivindicación 4, en el que la segunda dirección está orientada hacia abajo.
- 6.- Procedimiento, según la reivindicación 1, que comprende la etapa de incorporar al primer límite de protección PL_1 un margen MMM que corresponde a un desfase,

de la posición calculada X_1 con respecto a la posición real X , que se encuentre en la segunda dirección y que sea debido a reflexiones de señales.

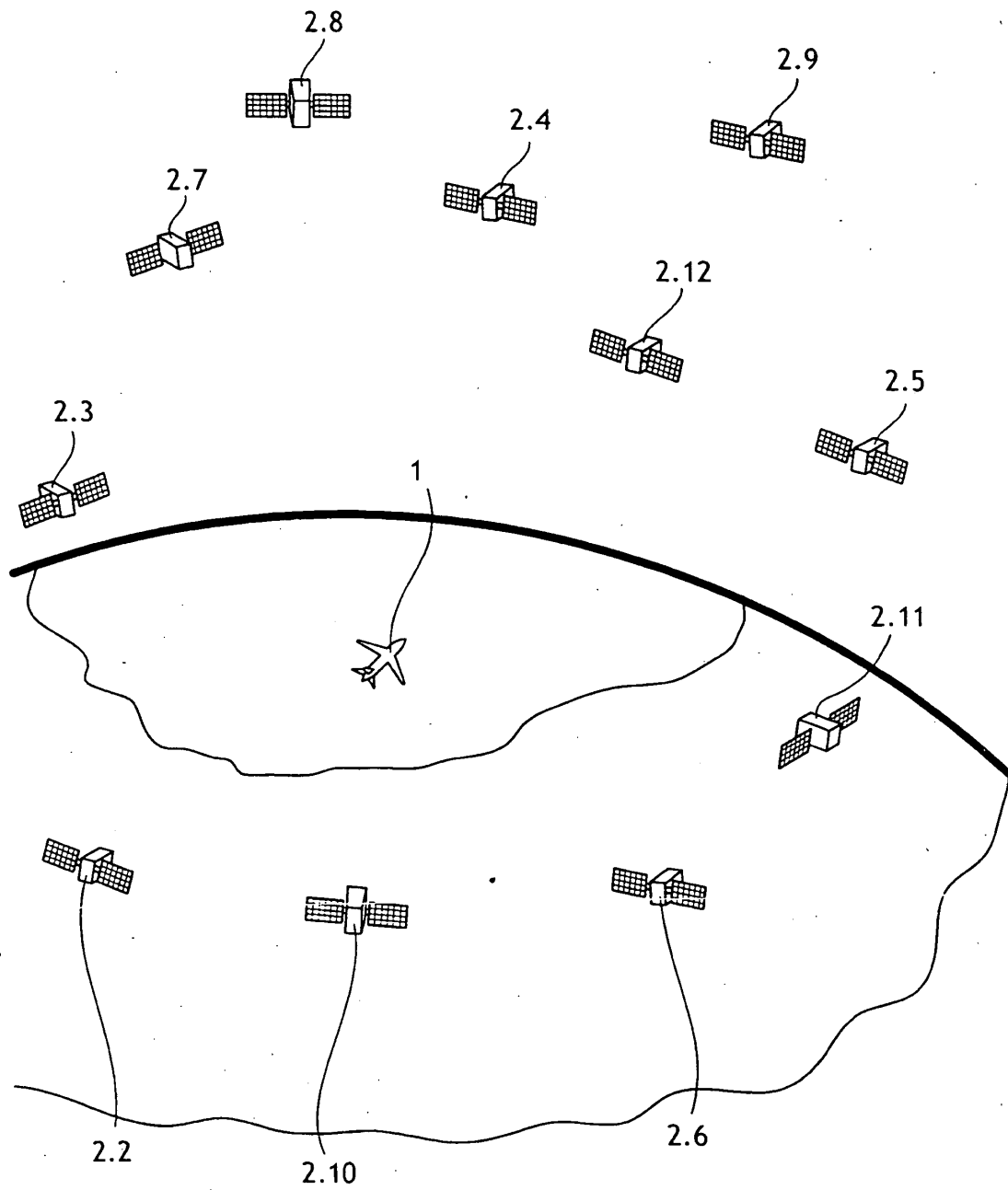


FIG.1

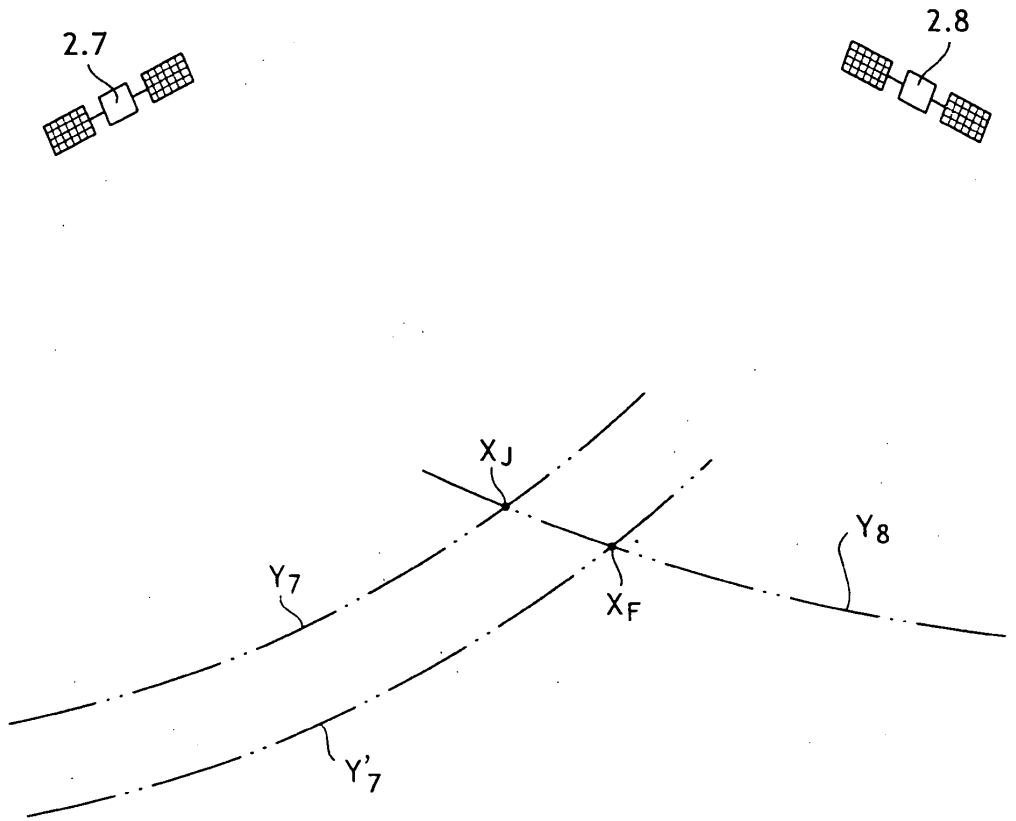


FIG.2

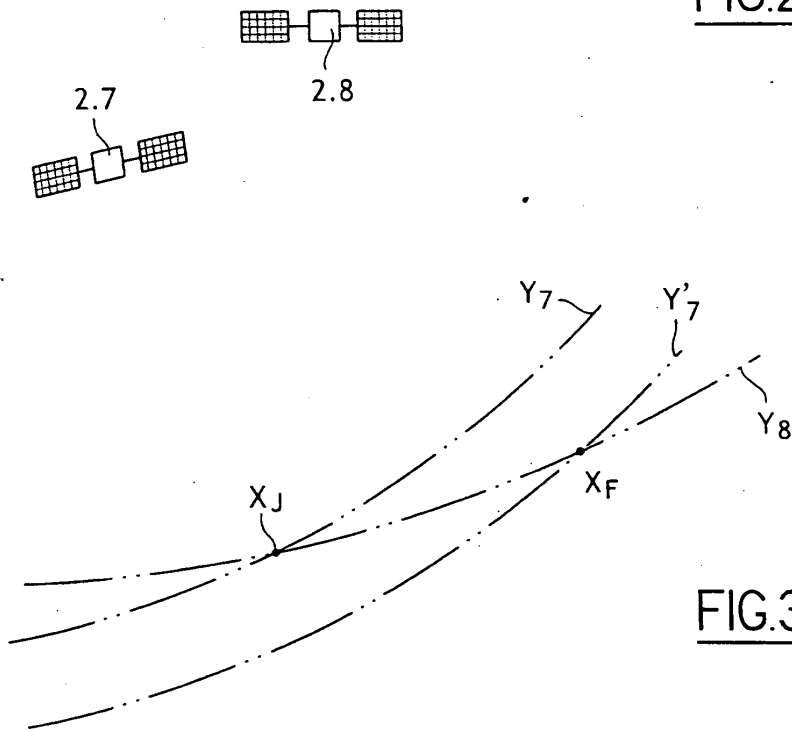


FIG.3