

19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

11) N° de publication : **2 906 894**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

21) N° d'enregistrement national : **06 08828**

51) Int Cl⁸ : G 01 S 5/14 (2006.01)

12)

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22) Date de dépôt : 09.10.06.

30) Priorité :

43) Date de mise à la disposition du public de la demande : 11.04.08 Bulletin 08/15.

56) Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du présent fascicule*

60) Références à d'autres documents nationaux apparentés :

71) Demandeur(s) : SAGEM DEFENSE SECURITE
Société anonyme — FR.

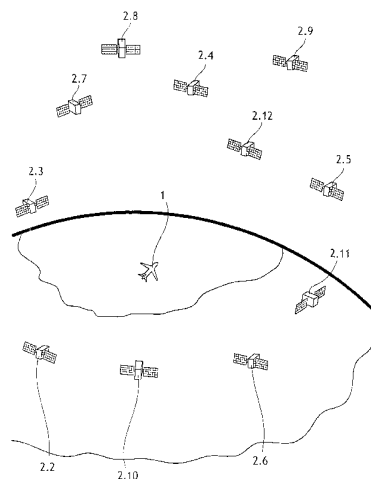
72) Inventeur(s) : VACHER CHARLIE.

73) Titulaire(s) :

74) Mandataire(s) : CABINET BOETTCHER.

54) PROCÉDE DE LOCALISATION D'UN VÉHICULE PAR SATELLITES ET GARANTIE D'INTEGRITE AVEC SELECTION D'UN SOUS-GROUPE DE SATELLITES.

57) Procédé de localisation d'un élément mobile par détermination d'une position de référence et d'au moins une limite globale de protection à partir d'un groupe de données satellitaires issues chacune d'un satellite d'une constellation de satellites. Le procédé comprend les étapes de sélectionner dans le groupe de données satellitaires un sous-groupe comprenant au moins cinq données satellitaires, calculer des positions à partir du groupe et du sous-groupe de données satellitaires, et calculer des limites de protection correspondantes en distinguant selon que la défaillance de constellation affecte ou pas les données satellitaires considérées.



FR 2 906 894 - A1



La présente invention concerne un procédé de localisation d'un véhicule à partir de données satellitaires. Ce procédé peut notamment être mis en oeuvre dans le système de positionnement global connu sous l'acronyme GPS ("Global Positioning System").

ARRIERE PLAN DE L'INVENTION

Classiquement, la localisation d'un véhicule, tel qu'un aéronef, est réalisée à partir, d'une part, de données fournies par une centrale de mesure embarquée (incluant par exemple une centrale inertielle et un baroaltimètre) et, d'autre part, de données satellitaires provenant d'une constellation de satellites en orbite autour de la Terre. Le traitement combiné de ces données permet l'obtention d'une position précise, appelée ci-après position de référence, proche de la position réelle de l'aéronef. La précision de la position de référence est toutefois fortement sensible à une défaillance de la constellation de satellites, c'est-à-dire en cas d'une défaillance d'un satellite qui affecterait l'exactitude des données transmises et qui ne serait pas détectée ou en cas d'une défaillance simultanée ou de défaillances consécutives de deux satellites de la constellation (le risque de défaillance simultanée de trois satellites est tellement faible qu'il est en général négligé).

Il est pour cette raison habituel de fournir au pilote de l'aéronef un volume, dit de protection et appelé ci-après volume global de protection, centré sur la position de référence et représentatif de la précision de la position de référence en tenant compte du risque de défaillance d'un ou deux satellites. Le volume global de protection est un cylindre d'axe vertical défini par son rayon et sa hauteur usuellement nommés HPL et VPL. La position réelle de l'aéronef, si elle ne coïncide pas exactement avec la position de référence, a une probabilité au plus égale à un seuil de sécurité acceptable (ou ris-

que d'intégrité) de se trouver hors du volume global de protection.

Le calcul du volume de protection correspondant à chaque cas repose sur la distribution statistique de l'erreur de position. Le calcul du volume global de protection suppose de définir le risque d'intégrité en tenant compte de la probabilité d'une absence de défaillance, de la survenue d'une défaillance et de la survenue de deux défaillances, et de déterminer le volume global de protection de telle manière que le risque d'intégrité soit au moins égal à la probabilité pour que la position réelle soit dans le volume global de protection.

La détermination de la distribution statistique et donc le calcul du volume de protection dans le cas d'une absence de défaillance ne pose pas de problème. La fonction de répartition de l'erreur de position est connue et il est alors possible d'estimer l'écart-type correspondant. Cette estimation n'est valide que sous l'hypothèse que la position est calculée sans utiliser de données erronées.

Le cas d'une défaillance d'un satellite est plus délicat car on ne peut pas valablement déterminer la distribution statistique de l'erreur de position sur une position affectée par une défaillance d'un satellite mais il est possible de s'affranchir de cette difficulté en calculant autant de positions secondaires qu'il y a de satellites et en excluant pour le calcul de chacune de ces positions les données fournies par un satellite de sorte qu'au moins une des positions secondaires n'est pas affectée par la défaillance d'un satellite. La position secondaire et le volume secondaire de protection correspondant donnant le plus grand volume global de protection est alors retenu.

Le cas d'une défaillance de deux satellites demande une puissance de calcul importante et est générale-

ment négligé en considérant sa probabilité d'occurrence trop faible pour justifier sa prise en compte.

Le document US-A-2004239560 décrit un tel procédé de calcul du volume global de protection.

5 Il a par ailleurs été recherché des moyens permettant de rendre le dernier cas négligeable. Il est ainsi connu de recourir à un algorithme de détection et d'isolation des défaillances minimisant le risque qu'une
10 défaillance simultanée de deux satellites ne soit pas détectée et permettant alors de négliger ce cas dans le calcul du volume de protection. Cependant, un tel algorithme nécessite de disposer à bord de l'aéronef d'une puissance de calcul importante et allonge la durée de traitement des données. De plus, cette méthode nécessite
15 une méthodologie de validation appropriée lourde à mettre en place dans la mesure où la performance de l'algorithme de détection et d'isolation des défaillances est directement liée à la sécurité (ou l'intégrité) de l'avion, une panne non détectée mettant en jeu la sécurité de l'appareil.
20

OBJET DE L'INVENTION

Il serait donc intéressant de disposer d'un moyen permettant de calculer le volume de protection de manière fiable tout en limitant les ressources informatiques nécessaires à ce calcul et les efforts de validation requis.
25

RESUME DE L'INVENTION

A cet effet, on prévoit, selon l'invention, un procédé de localisation d'un élément mobile par détermination d'une position de référence et d'au moins une limite globale de protection à partir d'un groupe de données satellitaires issues chacune d'un satellite d'une constellation de satellites, le calcul de la limite globale de protection comprenant l'étape de calculer des limites de protection en fonction de probabilités d'absence
30
35

de défaillance de la constellation de satellites et de
défaillance de la constellation de satellites, le procédé
comprenant les étapes de :

5 - sélectionner dans le groupe de données satellitaires un sous-groupe comprenant au moins cinq données satellitaires,

- calculer une position principale à partir du groupe de données satellitaires,

10 - calculer des positions secondaires à partir du sous-groupe de données satellitaires en excluant une des données satellitaires pour le calcul de chaque position secondaire,

15 - calculer des limites de protection correspondant aux positions principale et secondaires en distinguant selon que la défaillance de constellation affecte ou pas les données satellitaires considérées,

20 - calculer la limite de protection globale à partir de la position de référence, de la position principale, des positions secondaires, des limites de protection correspondant aux positions principale et secondaires.

25 La sélection d'un sous-groupe dans le groupe de données satellitaires permet une simplification et une optimisation des calculs en introduisant la possibilité d'un choix des satellites pour former le sous-groupe.

Selon une première caractéristique intéressante :

30 - pour le cas d'une défaillance d'un satellite fournisseur du groupe de données satellitaires mais pas du sous-groupe de données satellitaires, la limite de protection correspondante est calculée sur une des positions secondaires,

35 - pour le cas d'une défaillance d'un satellite fournisseur du sous-groupe de données satellitaires, une limite de protection correspondante est calculée sur chaque position secondaire,

- pour le cas d'une défaillance de deux satellites fournisseurs du groupe de données satellitaires mais pas du sous-groupe de données satellitaires, la limite de protection est calculée sur une des positions secondaires,

- pour le cas d'une défaillance d'un satellite fournisseur du groupe de données satellitaires mais pas du sous-groupe de données satellitaires et d'un satellite fournisseur du sous-groupe de données satellitaires, une limite de protection correspondante est calculée sur chaque secondaire,

- le cas d'une défaillance de deux satellites fournisseurs du sous-groupe de données satellitaires est rendu négligeable.

Le cas d'une défaillance de deux satellites est pris en compte et est rendu négligeable dans l'hypothèse d'une défaillance de deux satellites fournisseurs du sous-groupe.

Selon une deuxième caractéristique intéressante, le procédé comprend les étapes de calculer une position secondaire additionnelle à partir du sous-groupe de données satellitaires,

- pour une défaillance d'un satellite fournisseur du groupe de données satellitaires mais pas du sous-groupe de données satellitaires, la limite de protection correspondante est calculée sur la position secondaire additionnelle,

- pour une défaillance de deux satellites fournisseurs du groupe de données satellitaires mais pas du sous-groupe de données satellitaires, la limite de protection est calculée sur la position secondaire additionnelle.

Selon une deuxième caractéristique intéressante, des limites de protection horizontales et verticales sont calculées, le procédé comprenant l'étape de sélectionner

deux sous-groupes différents pour le calcul des limites de protection horizontales et verticales.

Il est de la sorte possible de choisir les données satellitaires les plus adaptées au calcul de la limite de protection verticale et de la limite de protection horizontale en fonction notamment de la hauteur des satellites et de leur écartement mutuel.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention ressortiront à la lecture de la description qui suit d'un mode de mise en oeuvre particulier, non limitatif, de l'invention.

BREVE DESCRIPTION DES DESSINS

Il sera fait référence aux dessins annexés, parmi lesquels :

- la figure 1 est une représentation schématique d'une constellation de satellites présents au-dessus de l'horizon d'un aéronef,
- la figure 2 est une vue schématique montrant les positions et limites de protection calculés pour localiser l'aéronef.

DESCRIPTION DETAILLEE DE L'INVENTION

En référence aux figures, le procédé de l'invention est ici décrit en relation avec un aéronef 1 embarquant un système de navigation utilisant des données issues de N satellites 2.i (avec i variant de 1 à N, soit 2.2, 2.3, 2.4, 2.5, 2.6, 2.7, 2.8, 2.9, 2.10, 2.11, 2.12 sur la figure 1) en orbite autour de la Terre 100 et des données issues d'une centrale inertielle embarquée sur l'aéronef 1.

La centrale inertielle est connue en elle-même et délivre, à partir de capteurs fixés à l'aéronef 1, des données relatives notamment à l'assiette de l'aéronef 1, sa vitesse...

Les satellites 2 à 11 font partie d'un ensemble de satellites qui sont positionnés en orbite géostation-

naire autour de la Terre et qui appartiennent à un système de localisation par satellites de type GPS. Chaque satellite 2.i émet en permanence un signal comportant sa localisation et l'heure précise d'émission du signal. Les
5 N satellites 2.i émettent ainsi à intervalle régulier N signaux appelés par la suite données satellitaires.

Le système de navigation comprend de façon connue en elle-même une unité de calcul reliée à la centrale inertielle et à un récepteur des signaux issus des
10 satellites. L'unité de calcul incorpore de façon connue en elle-même des processeurs et des mémoires lui permettant de calculer une pseudo-distance séparant l'aéronef 1 de chaque satellite 2.i dont le signal est détecté par le récepteur et de réaliser une fusion de ces
15 pseudo-distances et des données provenant de la centrale inertielle afin de déterminer entre autres une position de l'aéronef 1.

La fusion est réalisée de manière connue en elle-même en utilisant des filtres de Kalman ou tout autre algorithme permettant de réaliser la fusion de données.
20

Le système de navigation fournit ainsi au moyen d'un filtre de référence une position précise X_A ou position de référence à partir des données inertielles et des données satellitaires. La position précise X_A est définie
25 par une composante horizontale (ici une latitude et une longitude) et une composante verticale (ici une altitude).

Le système fournit également un volume global de protection défini par une limite globale de protection
30 horizontale HPL et une limite globale de protection verticale VPL calculées à partir des données satellitaires.

Le volume global de protection, qui doit être le plus petit possible, est déterminé pour que, si la position réelle X de l'aéronef ne coïncide pas exactement
35 avec la position calculée, cette position réelle a une

probabilité au plus égale à un seuil de sécurité acceptable de se trouver hors du volume global de protection. On précisera dans la suite les opérations de calcul de la limite globale de protection horizontale. Les opérations
 5 de calcul de la limite globale de protection verticale sont similaires.

Les limites de protection sont calculées de façon connue en elle-même à partir de la distribution statistique de l'erreur sur la position calculée (distribution
 10 gaussienne pour la composante verticale de la position et distribution χ^2 pour la composante horizontale de la position).

A titre d'exemple, pour la limite de protection horizontale HPL, on note $P(He \geq HPL) \leq P_{ir}$ où He est l'erreur
 15 horizontale de position et P_{ir} est le seuil de sécurité acceptable également appelé risque d'intégrité. Ce risque d'intégrité ne doit pas être dépassé même en cas de panne d'un ou de deux des satellites de la constellation. Une panne de trois satellites de la constellation a
 20 une probabilité de 10^{-12} et est négligée. A titre d'exemple, pour la limite de protection horizontale HPL, on a donc :

$$\begin{aligned}
 (He \geq HPL) = & P(He \geq HPL, 0 \text{ défaillance}). P(0 \text{ défaillance}) \\
 25 & + P(He \geq HPL, 1 \text{ défaillance}). P(1 \text{ défaillance}) \\
 & + P(He \geq HPL, 2 \text{ défaillances}). P(2 \text{ défaillances}) \quad (1)
 \end{aligned}$$

A titre d'explication, $P(He \geq HPL, 0 \text{ défaillance})$ signifie "probabilité que He soit supérieur ou égal à HPL
 30 en l'absence de défaillance" et $P(1 \text{ défaillance})$ signifie "probabilité de survenue d'une défaillance".

Le risque d'intégrité est lui aussi décomposé en fonction de ces différents cas :

$$P_{ir} = K_1.P_{ir} + K_2.P_{ir} + K_3.P_{ir}$$

avec les coefficients K_1 , K_2 et K_3 correspondant respectivement aux cas absence de défaillance, présence d'une défaillance, présence de deux défaillances.

Or, il n'est pas possible de valablement déterminer une limite de protection si la position concernée a
5 été calculée à partir d'au moins une donnée satellitaire erronée. On se ramène alors à une position dont le calcul n'est affecté d'aucune erreur.

Pour déterminer le volume global de protection,
10 le système calcule également au moyen d'un filtre principal une position principale dite intègre X_0 à partir du groupe des N données satellitaires.

Dans l'invention, il est également prévu que le système opère une sélection d'un sous-groupe de n données
15 satellitaires parmi le groupe des N données satellitaires pour calculer, au moyen d'un filtre secondaire, une première position secondaire X_{00} . Les n données satellitaires sont choisies en fonction de leur pertinence pour la détermination de la composante horizontale de la position
20 (les données provenant des satellites les plus écartés sont alors retenues) ou pour la détermination de la composante verticale de la position (les données provenant des satellites les plus hauts sont alors retenues). La pertinence des satellites est par exemple déterminée par
25 la méthode des cosinus directeurs, en calculant la DOP (pour "dilution of précision", dilution de précision) pour les n constellations de $n-1$ satellites possibles et en conservant les satellites extraits des constellations ayant la DOP la plus faible.

Il est ensuite prévu de calculer, au moyen de $n-1$
30 filtres secondaires, $n-1$ deuxièmes positions secondaires X_{0i} (pour i variant de 1 à n) en excluant la donnée satellitaire issue du satellite 2.1 pour le calcul de chaque position secondaire.

Le calcul de limites de protection est ensuite réalisé sous l'hypothèse d'une absence de défaillance d'un satellite, dans le cas d'une défaillance d'un satellite et dans le cas d'une défaillance de deux satellites.

5 On prendra comme exemple, dans la suite de la description, le calcul de la limite horizontale de protection HPL.

Dans le cas où il n'y a pas de défaillance d'un satellite, toutes les données satellitaires sont bonnes. 10 Le calcul de la limite de protection est effectué sur la position principale X_0 calculée avec les N données satellitaires. La probabilité qu'aucune de ces données ne soit affectée par une défaillance est de $(1-N) \cdot 10^{-5}$ par heure.

Par conséquent, on a :

15

$$P(\text{He} \geq \text{HPL}, 0 \text{ défaillance}) \cdot (1-N) \cdot 10^{-5} \geq K_1 P_{ir}$$

$$\text{Soit } P(\text{He} \geq \text{HPL}, 0 \text{ défaillance}) = K_1 \cdot \frac{P_{ir}}{(1-N) \cdot 10^{-5}} \quad (2)$$

Dans le cas où il y a une défaillance d'un satellite du groupe de N satellites, il faut distinguer deux 20 possibilités selon que :

- le satellite défaillant appartient au sous-groupe, la limite de protection est alors déterminée sur chaque position secondaire X_{0i} (dont l'une est bonne puisqu'elle a été calculée sans recourir aux données du satellite défaillant), 25

- le satellite défaillant n'appartient pas au sous-groupe, la limite de protection est alors déterminée sur la position secondaire X_{00} dont le calcul n'est pas affecté par la défaillance (alors que la position X_0 est 30 vraisemblablement fausse).

On a dans ce cas :

$$\begin{aligned} K_2 P_{ir} = & P(\text{He} \geq \text{HPL}, 1 \text{ défaillance dans } n) \cdot P(1 \text{ défaillance dans } n) \\ & + P(\text{He} \geq \text{HPL}, 1 \text{ défaillance hors de } n) \cdot P(1 \text{ défaillance hors de } n) \end{aligned} \quad (3)$$

On décide de répartir le risque d'intégrité de façon équiprobable entre les deux possibilités.

On obtient alors :

$$5 \quad P(\text{He} \geq \text{HPL}, 1 \text{ défaillance dans } n) = k_2 \cdot \frac{P_{ir}}{2 \cdot n \cdot 10^{-5}} \quad (4)$$

$$P(\text{He} \geq \text{HPL}, 1 \text{ défaillance hors de } n) = k_2 \cdot \frac{P_{ir}}{2 \cdot (N - n) \cdot 10^{-5}} \quad (5)$$

Dans le cas où il y a une défaillance de deux satellites, il faut distinguer trois possibilités selon que :

10 - les satellites défaillants appartiennent au sous-groupe, toutes les positions calculées sont alors fausses,

 - l'un des satellites défaillants appartient au sous-groupe et l'autre n'appartient pas à celui-ci, la limite de protection est alors déterminée sur chaque position secondaire X_{0i} (dont l'une a été calculée sans recourir aux données des satellites défaillants),

15 - les satellites défaillants n'appartiennent pas au sous-groupe, la limite de protection est alors déterminée sur la position secondaire X_{00} dont le calcul n'est pas affecté par la défaillance (alors que la position primaire X_0 est vraisemblablement fausse).

25 La probabilité que deux pannes affectent les données satellitaires sur une mission de T heures est de $T \cdot N^2 \cdot 10^{-10}$.

On a dans ce cas :

$$30 \quad K_3 P_{ir} = P(\text{He} \geq \text{HPL}, 2 \text{ défaillances dans } n) \cdot P(2 \text{ défaillances dans } n) \\ + P(\text{He} \geq \text{HPL}, 1 \text{ défaillance dans } n \text{ et } 1 \text{ hors de } n) \cdot P(1 \text{ défaillance dans } n) \\ \cdot P(1 \text{ défaillance hors de } n) \\ + P(\text{He} \geq \text{HPL}, 2 \text{ défaillances hors de } n) \cdot P(2 \text{ défaillances hors de } n) \quad (6)$$

La partie de l'équation (6) concernée par la première possibilité est :

$$P(\text{He} \geq \text{HPL pour 2 défaillances dans n}). P(2 \text{ défaillances dans n}) \quad (7)$$

5

avec $P(2 \text{ défaillances dans n}) = T \cdot n^2 \cdot 10^{-10}$

Comme on ne peut calculer de limite de protection dans ce cas, toutes les positions étant fausses, on décide de donner la valeur de 1 à la probabilité que l'erreur de position soit supérieure à la limite de protection pour une défaillance de deux satellites fournisseurs du sous groupe. Ce cas n'est donc pas négligé mais au contraire pris en compte en lui affectant la probabilité la plus défavorable.

15

L'équation (6) devient alors :

$$\begin{aligned} K_3 P_{ir} - T \cdot n^2 \cdot 10^{-10} = & P(\text{He} \geq \text{HPL}, 1 \text{ défaillance dans n et 1 défaillance hors de n}) \\ & \cdot P(1 \text{ défaillance dans n}) \cdot P(1 \text{ défaillance hors de n}) \\ & + P(\text{He} \geq \text{HPL}, 2 \text{ défaillances hors de n}). P(2 \text{ défaillances hors de n}) \end{aligned} \quad (8)$$

20

On décide de répartir le risque d'intégrité restant soit $K_3 P_{ir} - T \cdot n^2 \cdot 10^{-10}$ de façon équiprobable entre la deuxième et la troisième possibilité.

25

On a donc pour la deuxième possibilité

$$\frac{K_3 P_{ir} - T \cdot n^2 \cdot 10^{-10}}{2} =$$

$$\begin{aligned} & P(\text{He} \geq \text{HPL}, 1 \text{ défaillance dans n et 1 défaillance hors de n}). P(1 \text{ défaillance dans n}) \\ & \cdot P(1 \text{ défaillance hors de n}) \end{aligned} \quad (9)$$

30

avec le produit de $P(1 \text{ défaillance dans n})$ et $P(1 \text{ défaillance hors de n})$ égal à $T \cdot 10^{-10} \cdot n \cdot (N-n)$,

soit :

$$P(\text{He} \geq \text{HPL}, 1 \text{ défaillance dans } n \text{ et } 1 \text{ défaillance hors de } n) = \frac{K_3 \cdot P_{ir} - T \cdot n^2 \cdot 10^{-10}}{2 \cdot T \cdot 10^{-10} \cdot n \cdot (N - n)} \quad (10)$$

Pour la troisième possibilité, on a :

$$5 \quad \frac{K_3 \cdot P_{ir} - T \cdot n^2 \cdot 10^{-10}}{2} =$$

$$P(\text{He} \geq \text{HPL}, 2 \text{ défaillances hors de } n). P(2 \text{ défaillance hors de } n) \quad (11)$$

$$\text{avec } P(2 \text{ défaillances hors de } n) = T \cdot 10^{-10} \cdot (N - n)^2$$

soit :

$$10 \quad P(\text{He} \geq \text{HPL}, 2 \text{ défaillances hors de } n) = \frac{K_3 \cdot P_{ir} - T \cdot n^2 \cdot 10^{-10}}{2 \cdot T \cdot 10^{-10} \cdot (N - n)^2} \quad (12)$$

La limite de protection horizontale calculée sur la composante horizontale de la position P_0 est appelée HPL_0 .

15 La limite de protection horizontale HPL_0 est déterminée de telle manière que :

$$P(\text{He} \geq \text{HPL}_0) = K_1 P_{ir} \quad (13)$$

20 La limite de protection horizontale calculée sur la composante horizontale de la position P_{00} est appelée HPL_{00} . Les formules (5) et (12) donnent toutes deux une valeur différente du risque d'intégrité sur la position P_{00} . Pour protéger cette position, il suffit de calculer une seule limite de protection horizontale HPL_{00} correspondant au plus petit risque d'intégrité calculé par les
25 formules (5) et (12). En pratique les coefficients K_1 et K_2 sont calculés pour obtenir des valeurs optimales (c'est-à-dire les plus proches possible) dans les formu-

les (5), (12) mais également (4) et (10). D'autres critères de réglage peuvent naturellement être envisagés.

La limite de protection horizontale HPL_{00} est déterminée à partir des formules (5) et (12), de telle manière que :

$$P(\text{He} \geq HPL_{00}) = \min\left(K_2 \cdot \frac{P_{ir}}{2 \cdot (N-n) \cdot 10^{-5}} ; \frac{K_3 P_{ir} - T \cdot n^2 \cdot 10^{-10}}{2 \cdot T \cdot 10^{-10} \cdot (N-n)^2}\right) \quad (14)$$

La limite de protection horizontale HPL_{00} ainsi calculée sur P_{00} est ensuite ramenée à la position P_0 en calculant :

$$HPL_{00} = HPL_{00} + \text{distance}(P_0, P_{00}) \quad (15)$$

La limite de protection horizontale calculée sur la composante horizontale de chaque position P_{0i} est appelée HPL_{0i} .

Les limites de protection horizontales HPL_{0i} sont déterminées à partir des formules (4) et (10), de telle manière que :

$$P(\text{He} \geq HPL_{0i}) = \min\left(K_2 \cdot \frac{P_{ir}}{2 \cdot n \cdot 10^{-5}} ; \frac{K_3 P_{ir} - T \cdot n^2 \cdot 10^{-10}}{2 \cdot T \cdot 10^{-10} \cdot n \cdot (N-n)}\right) \quad (16)$$

Les limites de protection horizontales HPL_{0i} ainsi calculées sur P_{00} sont ensuite ramenées à la position P_0 en calculant :

$$HPL_{0i} = HPL_{0i} + \text{distance}(P_0, P_{0i}) \quad (17)$$

La limite globale de protection horizontale HPL est alors calculée en recherchant la limite de protection maximale calculée précédemment, soit :

$$\text{HPL} = \text{MAX} \{ \text{HPL}_0, \text{HPL}_{00}, \text{HPL}_{0i} \} \text{ pour } i \text{ variant de } 1 \text{ à } N \quad (18)$$

Le mode de calcul est identique pour la limite de protection VPL.

5 A titre d'exemple numérique, on prend :

- $P_{ir} = 9.10^{-8}$ / heure,
- $K_1.P_{ir} = 4,12.10^{-8}$ / heure,
- $K_2.P_{ir} = 1,9999.10^{-8}$ / heure,
- $K_3.P_{ir} = 2,88065.10^{-8}$ / heure,

10 - $N = 10$,

- $n = 6$, (les satellites retenus pour le calcul de HPL sont par exemple 2.2, 2.3, 2.5, 2.6, 2.7 et 2.8 ; les satellites retenus pour le calcul de VPL sont par exemple 2.4, 2.5, 2.7, 2.8, 2.9 et 2.12),

15 - $T = 8$

L'équation (12) donne $P(\text{He} \geq \text{HPL}_0) = 4,12.10^{-8}$.

L'équation (14) donne $P(\text{He} \geq \text{HPL}_{00}) = 2,499.10^{-4}$.

L'équation (16) donne $P(\text{He} \geq \text{HPL}_{0i}) = 1,666.10^{-4}$.

20 Bien entendu, l'invention n'est pas limité au mode de réalisation décrit mais englobe toute variante entrant dans le cadre de l'invention telle que définie par les revendications.

25 En particulier, bien que les limites de protection aient été ramenées sur la position principale P_0 , il est possible de ramener les limites de protection à la position précise X_A en tenant compte de la distance (P_0 , X_A). Dans le cas où le système incorpore des données autres que satellitaires, la position précise ou de référence est la position principale.

30 Il va de soi que l'invention est également utilisable avec d'autres systèmes de localisation par satellites comme le système GALILEO lorsque celui-ci sera fonctionnel.

35 Il est également envisageable de ne pas calculer la position secondaire P_{00} ni les limites de protection

associées. Les cas de pannes satellites normalement couverts par le calcul des limites de protection sur cette position sont alors traités par le calcul des limites de protection sur les deuxième positions secondaires.

REVENDEICATIONS

1. Procédé de localisation d'un élément mobile par détermination d'une position de référence et d'au moins une limite globale de protection à partir d'un groupe de données satellitaires issues chacune d'un satellite d'une constellation de satellites, le calcul de la limite globale de protection comprenant l'étape de calculer des limites de protection en fonction de probabilités d'absence de défaillance de la constellation de satellites et de défaillance de la constellation de satellites, caractérisé en ce que le procédé comprend les étapes de :

- sélectionner dans le groupe de données satellitaires un sous-groupe comprenant au moins cinq données satellitaires,

- calculer une position principale à partir du groupe de données satellitaires,

- calculer des positions secondaires à partir du sous-groupe de données satellitaires en excluant une des données satellitaires pour le calcul de chaque deuxième position secondaire,

- calculer des limites de protection correspondant aux positions principale et secondaires en distinguant selon que la défaillance de constellation affecte ou pas les données satellitaires considérées,

- calculer la limite de protection globale à partir de la position de référence, de la position principale, des positions secondaires, des limites de protection correspondant aux positions principale et secondaires.

2. Procédé selon la revendication 1, dans lequel:

- pour une défaillance d'un satellite fournisseur du groupe de données satellitaires mais pas du sous-groupe de données satellitaires, la limite de protection

correspondante est calculée sur une des positions secondaires,

5 - pour une défaillance d'un satellite fournisseur du sous-groupe de données satellitaires, une limite de protection correspondante est calculée sur chaque deuxième position secondaire,

10 - pour une défaillance de deux satellites fournisseurs du groupe de données satellitaires mais pas du sous-groupe de données satellitaires, la limite de protection est calculée sur une des positions secondaires,

15 - pour une défaillance d'un satellite fournisseur du groupe de données satellitaires mais pas du sous-groupe de données satellitaires et d'un satellite fournisseur du sous-groupe de données satellitaires, une limite de protection correspondante est calculée sur chaque deuxième position secondaire,

20 - une défaillance de deux satellites fournisseurs du sous-groupe de données satellitaires est rendue négligeable.

3. Procédé selon la revendication 1 ou 2, comprenant les étapes de calculer une position secondaire additionnelle à partir du sous-groupe de données satellitaires,

25 - pour une défaillance d'un satellite fournisseur du groupe de données satellitaires mais pas du sous-groupe de données satellitaires, la limite de protection correspondante est calculée sur la position secondaire additionnelle,

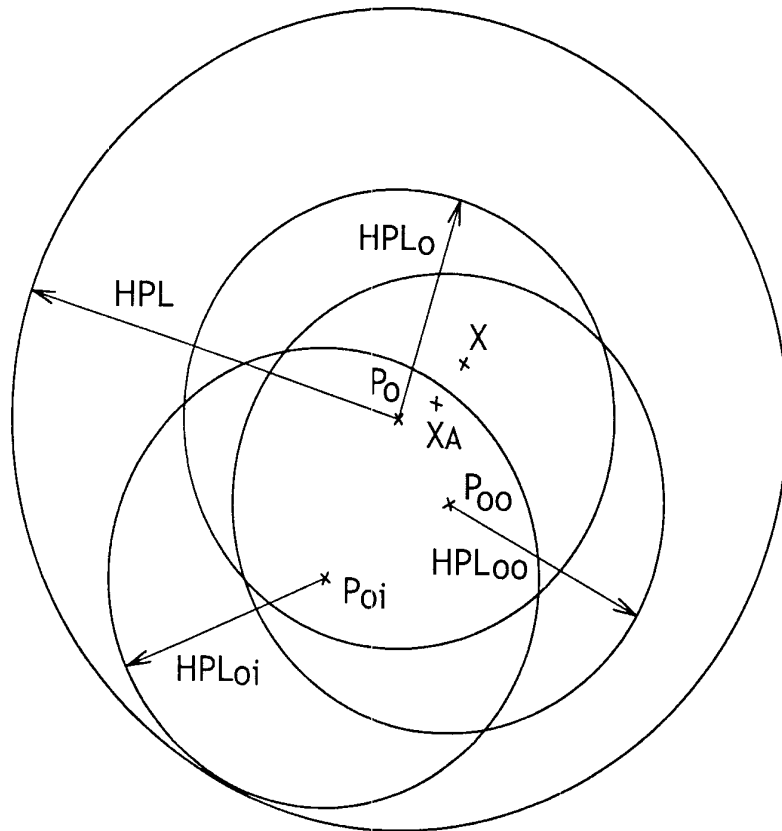
30 - pour une défaillance de deux satellites fournisseurs du groupe de données satellitaires mais pas du sous-groupe de données satellitaires, la limite de protection est calculée sur la position secondaire additionnelle.

4. Procédé selon la revendication 1, dans lequel des limites de protection horizontales et verticales sont

35

calculées, le procédé comprenant l'étapes de sélectionner deux sous-groupes différents pour le calcul des limites de protection horizontales et verticales.

2/2

FIG.2

Poisalle
Le Mandataire



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement national

établi sur la base des dernières revendications déposées avant le commencement de la recherche

FA 688694
FR 0608828

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	<p>ESCHER, A. ET AL: "GNSS/IRS Hybridization: Fault Detection and Isolation of More than one Range Failure" PROCEEDINGS OF ION GPS 2002, 24 septembre 2002 (2002-09-24), pages 2619-2629, XP002433664 Portland, OR, USA * figures 1,2 * * page 2620, section "II.Solution Separation Method" * * page 2622, section "Kalman filters implementation" * * pages 2622 et 2623, section "Horizonta] protection level HPL" * * pages 2627 et 2628, section "VI. Failures Detection and Exclusion ..." * -----</p>	1,4	G01S5/14
X	<p>US 2003/117317 A1 (VANDERWERF KEVIN D [US] ET AL) 26 juin 2003 (2003-06-26) * figures 2,2A,2B,2C * * alinéa [0012] - alinéa [0013] * * alinéa [0047] * -----</p>	1,4	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
A	<p>BRENNER, M.: "Integrated GPS/Inertial Fault Detection Availability" NAVIGATION: JOURNAL OF THE INSTITUTE OF NAVIGATIONS, vol. 43, no. 2, 1996, pages 111-130, XP002433665 USA * figure 1 * * pages 113 -115, section "A Solution Separation-Based Raim Algorithm" * ----- -/--</p>	1-4	G01S
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
18 mai 2007		Hekmat, Taymoor	
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p>		<p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p>	

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14) 2



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

FA 688694
FR 0608828

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
A	FR 2 866 423 A1 (THALES [FR]) 19 août 2005 (2005-08-19) * figures 3-5 * * page 6, ligne 13 - page 7, ligne 2 * * page 14, ligne 6 - page 16, ligne 11 * * page 21, ligne 3 - page 22, ligne 9 * -----	1-4	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
18 mai 2007		Hekmat, Taymoor	
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p>		<p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p>	

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14) 2

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0608828 FA 688694**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du 18-05-2007

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2003117317 A1	26-06-2003	AU 2002359591 A1	09-07-2003
		EP 1456684 A2	15-09-2004
		JP 2005514597 T	19-05-2005
		WO 03054571 A2	03-07-2003

FR 2866423 A1	19-08-2005	CA 2545870 A1	22-09-2005
		EP 1714166 A1	25-10-2006
		WO 2005088337 A1	22-09-2005
