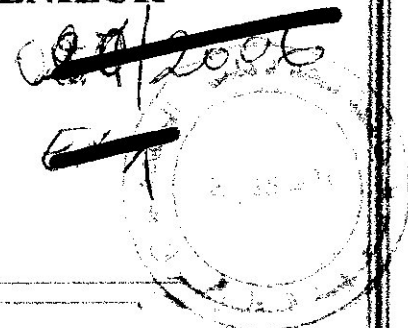


REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
Ministère De l'Enseignement Supérieure Et De La Recherche Scientifique

Université Saad Dahleb de Blida

FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR



## Projet de fin d'études

En vue de l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en Aéronautique  
(Option Installations)

### *Thème*

**SIMULATEUR D'UN  
ALGORITHME DE CONTROLE  
D'INTEGRITE DE GPS DE TYPE  
RAIM SNAPSHOT**

Réalisé par :

- Touari Mohamed
- Lagrid Ibrahim

Encadré par :

M<sup>r</sup>: S. MEGUELATI

## Remerciements

### Louange à Dieu,

On adresse nos grand remerciements à notre promoteur M<sup>r</sup> S.MEGUELATI pour nous avoir fourni une aide précieuse tant par l'intérêt qu'il a apporté à notre travail que pour sa grande disponibilité durant la période de notre projet et ses nombreux conseils utiles au bon déroulement du travail et du programmation.

## Dédicaces

Je dédie ce modeste travail :

A mes très chères parents qui m'ont toujours aidé et veiller sur moi durant toute ma vie.

A mon chers frères et a mes chères sœurs.

Sans oublier mon meilleure amie et binôme IBRAHIM et mes chier amis Madjid et Naim, Sabahé Radia, Fatima, Naima.

Mohamed

## Dédicaces

Je dédie ce modeste travail :

A mes très chères parents qui m'ont toujours aidé et veiller sur moi durant toute ma vie.

A mon chiers frères et a mes chères sœurs.

Sans oublier mon meilleure amie et binôme Mohamed et mes chier amis Madjid, Naim.

Ibrahim

## SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERALE.....	3
I. LE SYSTEME DE POSITIONNEMENT PAR SATELLITES : LE GPS.....	4
I.1. Introduction.....	4
I.2. Historique.....	4
I.3. Principe du GPS.....	5
I.4. Description du système GPS.....	6
I.4.1. Le secteur spatial.....	7
I.4.2. Le secteur de contrôle.....	9
I.4.3. Le secteur utilisateur.....	11
I.5. Structure des signaux GPS.....	13
I.5.1. Les différents types de signaux émis.....	13
I.5.2. Codes pseudo- aléatoires (PBN).....	16
I.6. Le message de navigation.....	17
I.7. Les récepteurs GPS.....	19
I.7.1. Les types de récepteurs GPS.....	19
I.7.2. Poursuite et sélection des satellites.....	20
I.7.3. Acquisition du signal GPS.....	21
II. LE POSITIONNEMENT PAR LE GPS.....	23
II.1. Introduction.....	23
II.2. Principe du positionnement par GPS.....	23
II.3. Les systèmes de coordonnées de référence.....	24
II.3.1. Système de coordonnées inertiel centré sur la terre (ECI).....	25
II.3.2. Système de coordonnées centré et fixé par rapport à la terre (ECEF).....	25
II.3.3. Système de coordonnées géodésiques.....	26
II.4. Détermination des Orbites des satellites.....	27
II.5. Détermination de la position du récepteur à l'aide du code.....	30
II.5.1. Détermination de la distance satellite-récepteur.....	30
II.5.2. Calcul de la position du récepteur.....	34
II.6. Performances du GPS.....	38
II.6.1. Les sources d'erreurs.....	38
II.6.2. Algorithme de corrections des erreurs.....	41
II.6.3. Bilan des erreurs.....	41
II.6.4. Géométrie des satellites et dilution de précision.....	42
III. CONTROLE D'INTEGRITE DU GPS: LE RAIM.....	47
III.1. Introduction.....	47
III.2. Système de navigation global par satellites GNSS.....	47
III.2.1. Les débuts du GNSS (Global Navigation Satellite System).....	47
III.2.2. Le système ABAS.....	48
III.2.3. Le système GBAS.....	49
III.2.4. Le système SBAS.....	49
III.3. Exigences opérationnelles.....	50
III.3.1. Exigences de performances de navigation (RNP).....	50
III.3.2. Définitions.....	51
III.3.3. Exigences de performances.....	52
III.4. Le Contrôle d'intégrité.....	52
III.4.1. Détection et exclusion de panne.....	52

III.4.2	Disponibilité des fonctions de détection et d'exclusion de panne	56
III.4.3	Principe de détection et exclusion de panne d'un algorithme RAIM de type Snapshot	57
<b>III.5.</b>	<b>Les différents types d'algorithmes RAIM</b>	<b>58</b>
<b>III.6.</b>	<b>Algorithme RAIM Snapshot basé sur les résidus des moindres carrés</b>	<b>60</b>
III.6.1	Expression du modèle de mesures	60
III.6.2	Modèle de panne	60
III.6.3	Critère de décision	62
III.6.4	Seuil de décision et probabilité de fausse détection	63
III.6.5	Probabilité de détection manquée	64
III.6.6	Niveaux de protection	65
III.6.7	Fonction Exclusion du RAIM	69
<b>IV.</b>	<b>SIMULATEUR RAIM</b>	<b>70</b>
IV.1.	Introduction	70
IV.2.	Présentation du logiciel Matlab	70
IV.2.1.	Présentation de la simulation	70
IV.2.2.	Les interfaces graphiques sous MATLAB (GUIDE)	71
IV.2.3.	Les contrôles	71
IV.2.4.	Les types de contrôles	71
IV.3.	PRESENTATION GENERALE DE L'INTERFACE	72
IV.4.	Utilisation des fenêtres	72
IV.4.1.	Module « Raim1 »	72
IV.4.2.	Module « Raim2 »	73
IV.4.3.	Module « Raim3 »	79
IV.4.4.	Module « Raim4 »	82
IV.4.5.	Module « raim5 »	85
	CONCLUSION GENERALE	89
	BIBLIOGRAPHIE	90
	ANNEXE A	91
	ANNEXE B	93
	ANNEXE C	94

## **INTRODUCTION GENERALE**

Dans le cadre du projet de fin d'études du cycle Ingénieur, Option Installations, nous avons choisi de réaliser une interface graphique permettant de simuler un système important de navigation aérienne qui est le dispositif RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitor) qui permet de surveiller l'intégrité du système de positionnement global GPS.

Le futur système de navigation par satellites GNSS (Global Navigation Satellite System) devra satisfaire les exigences définies par l'OACI (Organisation de l'Aviation Civile internationale) en termes de précision, d'intégrité de disponibilité et de continuité de service. Malheureusement, les systèmes de navigation par satellites actuels, tels que le GPS (Global Positioning System), ont des limites de précision et de fiabilité qui ne leur permettent pas de satisfaire pleinement ces exigences de manière autonome. Il apparaît donc nécessaire de contrôler certains paramètres comme l'intégrité qui est la confiance qu'on place dans l'exactitude de ses informations délivrées par le GPS. Pour cela, on utilise des algorithmes RAIM.

Un algorithme de contrôle d'intégrité du signal GPS basé seulement sur la redondance des satellites poursuivis, de type RAIM snapshot induit généralement deux fonctions : une pour la détection et l'autre pour l'exclusion des anomalies, cet algorithme se sert d'un critère des moindres carrés, établi sur la base des résiduels d'erreur des mesures courantes, pour vérifier l'intégrité de la solution de navigation.

L'objet de notre travail est d'étudier et de présenter les fonctions détection et exclusion d'un algorithme RAIM de type Snapshot basé sur les résidus de la méthode des moindres carrés et de simuler ces deux fonctions avec des données réelles format RINEX.

Notre mémoire est divisée en quatre chapitres :

Le premier chapitre donne présente et décrit le système de positionnement satellitaire GPS.

Le deuxième chapitre développe les méthodes de détermination de la position du récepteur à partir des mesures de pseudodistances et la description des indicateurs précision de la position.

Le troisième chapitre définit tous les paramètres ayant un rapport avec la détection de panne et décrit l'algorithme de détection et d'exclusion Snapshot et explique les méthodes de détermination de critère de décision et du seuil de décision.

Le dernier chapitre est réservé à la description des différentes interfaces graphiques de notre logiciel.

## I. LE SYSTEME DE POSITIONNEMENT PAR SATELLITES : LE GPS

### I.1. Introduction

Nous consacrons ce chapitre à donner le principe de fonctionnement du système de positionnement par satellites américain, le GPS, tout en décrivant les éléments principaux en insistant sur la formation des signaux permettant le positionnement.

### I.2. Historique

Le système américain GPS (Global Positioning System) est un système de radio positionnement par satellites. Il a été développé par l'armée américaine, à partir de 1973 pour ses besoins propres. Il remplace le système TRANSIT qui fut développé à la fin des années 50 et opérationnel jusqu'au milieu des années 80.

- Les spécifications de départ en terme de localisation sont les suivantes :
- La position et la vitesse d'un mobile, à tout instant, en tout endroit et dans un système de référence mondial (appelé WGS84) avec une précision inférieure à 10 m.
- Le temps à une microseconde près dans l'échelle de temps GPS qui a été défini à partir de l'UTC. Au 5 janvier 1980 à minuit,  $T_{GPS} = T_{UTC}$ . Par contre le temps GPS est linéaire, on a donc aujourd'hui en 2000 un décalage entre les temps GPS et UTC de 19 secondes pleines ( $T_{UTC} = T_{GPS} - 19s$ )

De plus sa conception militaire a imposé des contraintes supplémentaires :

- Invulnérabilité du système (satellites en orbites hautes)
- Facilité d'emploi sur le terrain et récepteur indétectable. Pour cela le système est descendant, les satellites transmettent toute l'information nécessaire pour se positionner et les récepteurs sont passifs.

Autre avantage de cette conception, le nombre d'utilisateurs est illimité et anonyme. Il suffit de posséder un récepteur pour obtenir sa position. Les principales phases de développement sont les suivantes :

- 1973 - 1978 : mise au point du concept, lancement des appels d'offres
- 1978 - 1985 : phase pré-opérationnelle avec lancement de 11 satellites du block I
- 1989 - 1997 : lancement de 28 satellites du block II/III de la phase opérationnelle.

- Février 1994 : le congrès américain le déclare opérationnel.

Les possibilités offertes en terme de localisation ont fait que la communauté civile scientifique s'est intéressée très rapidement à lui, dès le début des années 80. Il est aujourd'hui sous le contrôle du département de la défense (DOD) pour les parties, construction des satellites, lancement, contrôle et maintenance. Mais le congrès américain a décidé de développer les utilisations civiles du GPS. En particulier les américains voudraient imposer le système GPS comme seul mode de navigation pour l'aviation civile.

### **I.3. Principe du GPS**

Les satellites émettent des signaux répétés périodiquement. La disposition des satellites est telle qu'à tout instant sur la terre on peut capter le signal d'au moins 4 satellites. Les signaux sont captés à l'aide d'un récepteur. Lorsqu'on achète un GPS on achète un récepteur qui captera le signal des satellites et calculera la position du récepteur. Le récepteur a en mémoire un almanach, lequel contient la position prévue des satellites à chaque instant. Cependant, comme des petites erreurs sur l'orbite sont inévitables, les corrections à apporter à la position du satellite sont codées dans le signal du satellite (la mise à jour de la position des satellites est faite toutes les heures. Chaque satellite émet son signal continuellement. La période du signal est fixe et les instants de début du cycle du signal sont inscrits dans l'almanach. Les satellites sont équipés d'horloges atomiques extrêmement précises permettant que le signal soit parfaitement en phase avec ce qui est annoncé dans l'almanach. Lorsque le récepteur capte un signal il se met lui-même à émettre les signaux des différents satellites et il les translate jusqu'à ce qu'un des signaux qu'il émet soit en phase avec le signal reçu (il mesure ceci en calculant la corrélation entre les deux signaux.) Il peut alors calculer le temps de parcours du signal.

Cette technique consiste à mesurer au moins quatre pseudo distances sur quatre satellites à partir d'un seul récepteur (figure.I.1). La durée d'observation est de quelques secondes. Le résultat est une position absolue, instantanée, en temps réel, avec une précision de quelques mètres en planimétrie et inférieure à 10 mètres en altimétrie. Avant 2000, on avait une dégradation nommée SA qui donnait une précision de 100 mètres.

*Cette même technique peut être utilisée pour un positionnement statique ou dynamique.* On améliore la précision en augmentant la durée d'observation et en calculant une position moyennée sur plusieurs heures.

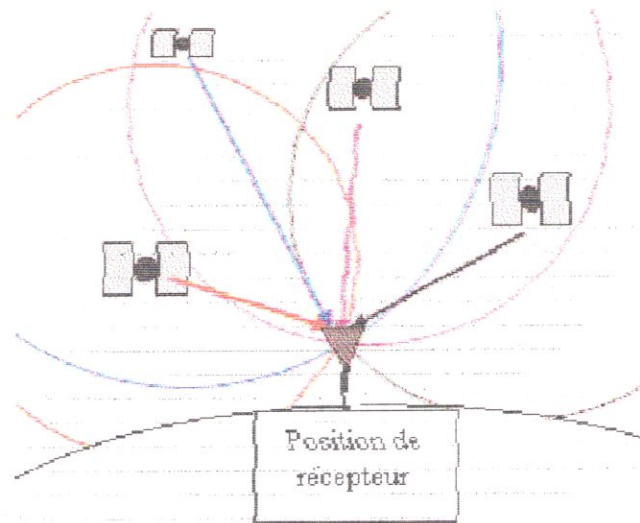


Fig. I.1 Principe de positionnement

#### I.4. Description du système GPS

Comme pour l'ensemble des systèmes spatiaux, nous présenterons le GPS sous la forme de trois secteurs (figure I.2) :

- Le secteur spatial
- Le secteur de contrôle
- Le secteur utilisateur

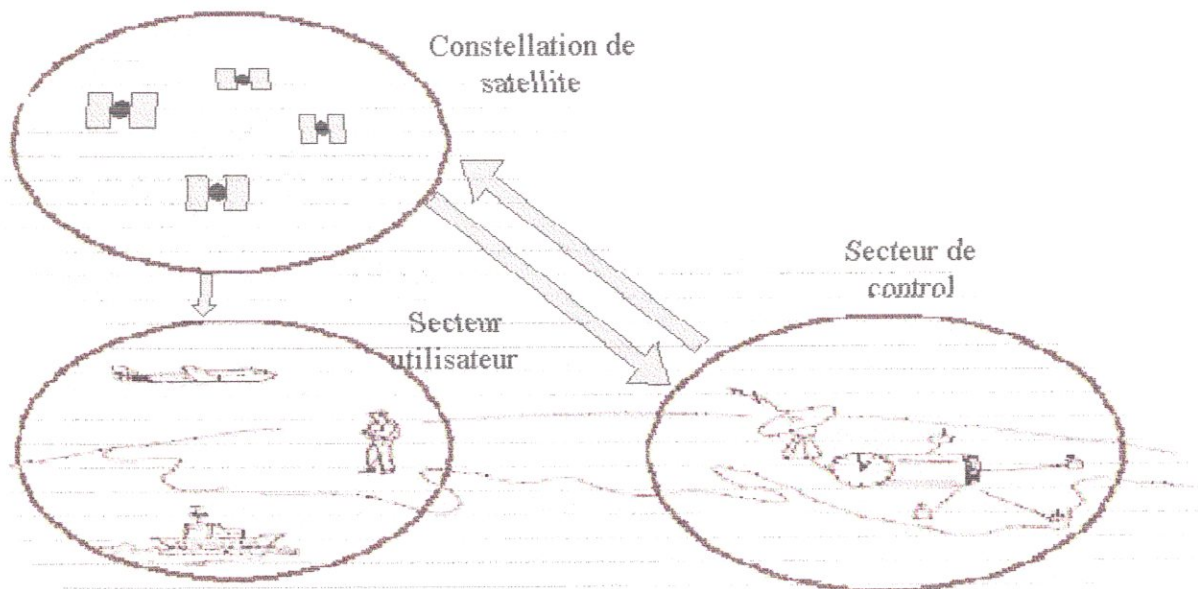


Fig. I.2 Présentation des secteurs



### I.4.1. Le secteur spatial

#### ♦ La constellation GPS

La constellation compte aujourd'hui 27 satellites. Ce sont des satellites qui ont été lancés en 1989 et 1997. Ces satellites sont équipés de façon à pouvoir activer les dégradations volontaires. Ils ont une durée de vie nominale de 7,5 ans. Leurs orbites sont (figure I.3):

- quasi circulaires
- de rayon 26500 km (soit à une altitude d'environ 20200Km)
- de période égale à environ 11h 58mn.

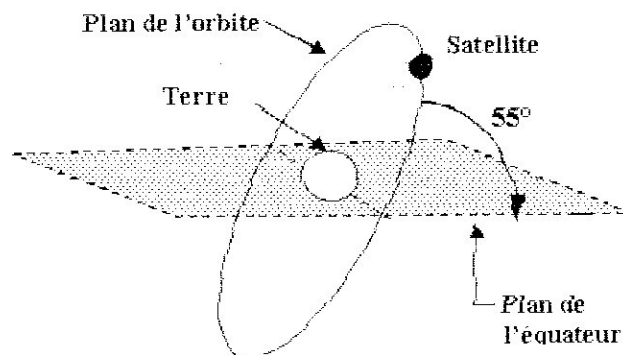


Fig. I.3 Plan orbital des satellites GPS

Ils sont répartis dans six plans inclinés de  $55^\circ$  par rapport à l'équateur (figure I.4). Cette inclinaison a été choisie afin d'optimiser la qualité de la constellation au-dessus des USA. Par contre dans les zones polaires les satellites sont très bas sur l'horizon, ce qui rend le positionnement plus difficile.

Le satellite est muni d'un émetteur-récepteur, d'horloge atomique, d'ordinateur et d'équipements auxiliaires destinés au fonctionnement du système.

L'énergie utile à l'équipement est fournie par  $7\text{ m}^2$  de capteurs solaires tandis qu'un système de fusées d'appoint permet de réajuster la position du satellite sur son orbite et de contrôler sa stabilité.

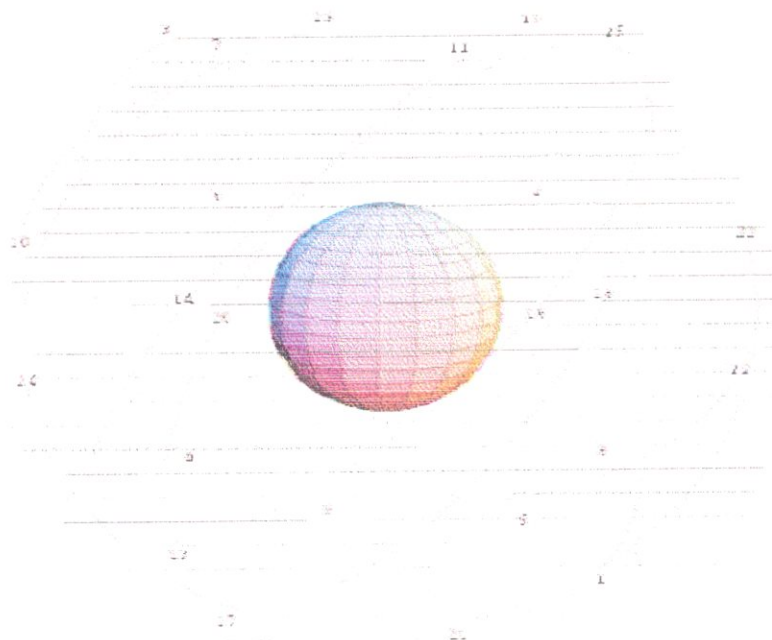


Fig. I.4 Les 24 satellites sur 6 plans orbitaux

#### ◆ Les différents types de satellites

On distingue actuellement trois classes de satellites qui correspondent chacune à une étape dans la constitution du système. Ce sont :

- le block I : 11 satellites lancés entre 1978 et 1985. Ce bloc a constitué la phase initiale de test du système. Seul un satellite de ce block peut encore être utilisé (juin 96)
- le block II : 28 satellites ont été constitués à partir de fin 1993 la phase opérationnelle du système. 21 satellites, nominale D'activité des satellites est de 7,5ans, mais la durée individuelle pourrait atteindre 10ans. contrairement au bloc I, le bloc II possède un système lui permettant d'activer des dégradation volontaires, restreignant ainsi les possibilités d'utilisation civil.
- le block IIR : la livraison des premiers exemplaires est en cours (1996) et ils sont destinés à remplacer les satellites du bloc II. La durée de vie nominale des satellites est de 10 ans. Des horloges atomiques de type maser à hydrogène seront embarquées, ce qui représente une amélioration par rapport au rubidium du bloc II. D'autre part, ces satellites possèdent un système de communication inter satellite, ce qui permettra d'intervenir sur un satellite, qui n'est pas en visibilité d'une station de contrôle, via

un autre satellite. Ces satellites seront lancés par la navette spatiale américaine qui *pourra en transporter trois à la fois.*

#### ◆ Identification des satellites

Plusieurs numérotations des satellites GPS cohabitent.

- La numérotation du type Space Vehicule (SV) qui correspond à l'ordre de lancement des satellites
- Le numéro PRN (Pseudo Range Noise) qui est celui que contient le message de navigation et qui est le plus souvent utilisé par les récepteurs et les logiciels calculs,
- La numérotation dans le catalogue de la NASA
- La numérotation internationale.

*L'inclinaison de 55 degrés des orbites par rapport à l'équateur fait apparaître dans le ciel une zone non couverte par le passage des satellites. A la latitude de la France, celle-ci se trouve au nord. En conséquence un masque au nord ne perturbera pas la réception des signaux GPS. Par contre la visibilité des satellites GPS au pôle Nord montre toute la difficulté de faire du GPS dans les zones extrêmes nord ou sud de la terre. La faible élévation des satellites rend le positionnement difficile.*

#### I.4.2. Le secteur de contrôle

Le secteur de contrôle dépend de l'armée américaine et doit maintenir en permanence le système GPS opérationnel. Pour cela 5 stations de poursuites observent 24h / 24 les satellites GPS, contrôlent et modifient si besoin leurs trajectoires et leurs transmettent les informations qui seront diffusées par le message de navigation.

Les cinq stations (figure I.5) sont Colorado Springs (la station principale), Ascension, Diego Garcia, Kwajalein et Hawaii qui *enregistrent en continu les signaux GPS sur les deux fréquences (L1 et L2), effectuent des mesures météorologiques et envoient les données à la station principale Colorado Springs (master control station).*

*A Colorado Springs, les éphémérides des satellites ainsi que les paramètres d'horloge sont calculés, prédits et envoyés aux stations de transmission (Ascension, Diego Garcia et Kwajalein) qui retransmettent les informations du messages GPS aux satellites.*

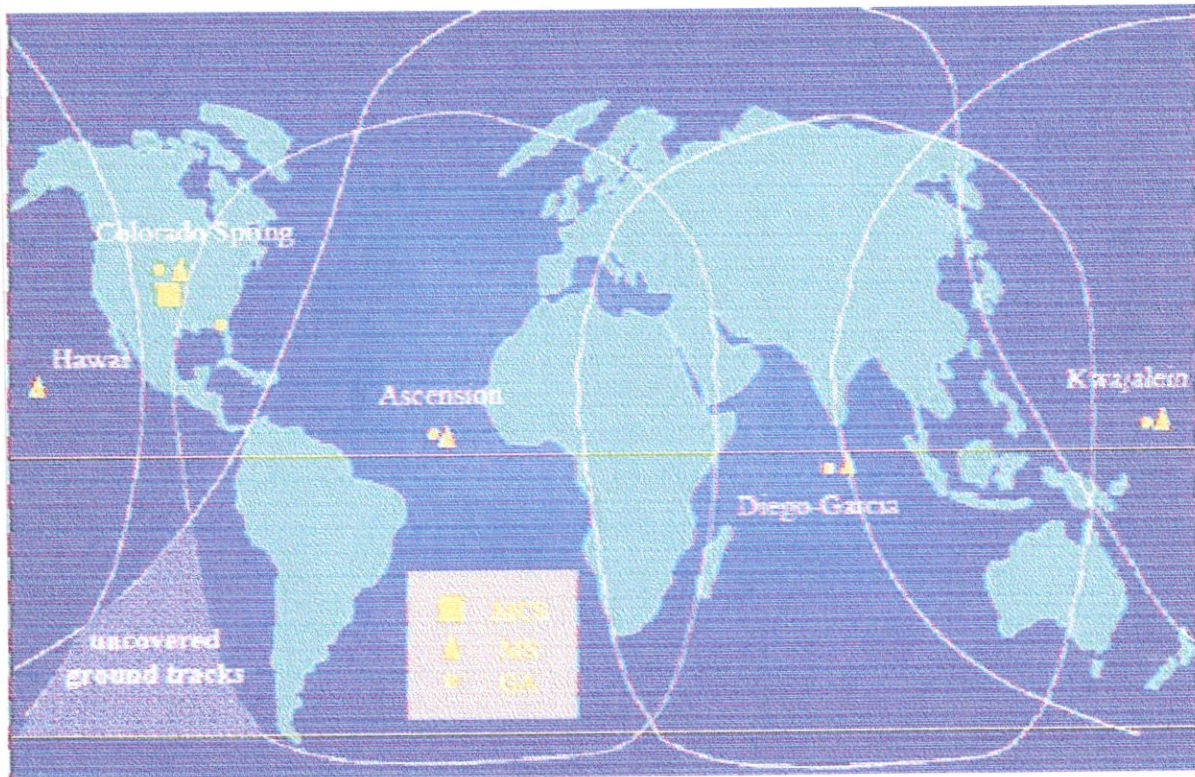


Fig. I.5 Carte des stations du secteur de contrôle

Les éphémérides radiodiffusées sont calculées une fois par jour pour chaque satellite, des éphémérides à posteriori par la DMA (défense Mapping Agency) en ajoutant les observations de cinq autres sites.

Des réseaux de poursuite civils se sont mis en place pour calculer les éphémérides et surveiller le fonctionnement du système en particulier : CIGNET (Coopérative international GPS network) puis IGS (international GPS service for Geodynamics).

#### ◆ Le services IGS (international GPS service for Geodynamics)

L'association internationale de Géodésie (AIG) a crée en 1992 un service L'IGS (international GPS service for Geodynamics), qui est opérationnel depuis 1994 et fournit a l'ensemble des utilisateurs du système GPS les produits suivant :

- des éphémérides précises.
- des paramètres de rotation de la terre
- des modèles d'ionosphère
- des corrections horloges satellites.
- L'organisation de L'infrastructure de IGS est la suivante :

- un réseau de stations de poursuites réparties sur tout le globe qui observent en permanence l'ensemble des satellites GPS et qui transmet automatiquement les observations à des centres de données régionaux .ce réseau comporte aujourd'hui une quarantaine de station :
- des centres de données régionaux qui transforment les données brutes en RINEX puis les transmettent aux trois centre mondiaux :

Les trois centres de données mondiaux qui collectent l'ensemble des observations des stations, qui les retransmettent aux centres d'analyse puis récupérant auprès de ceux-ci les orbites précises et les paramètres de rotation de la terre. L'un de ces centres est installé à ign au lareg (laboratoire de recherche en géodésie) ;

Les sept centres de calculs qui traitent les données des stations de poursuites pour obtenir les orbites précises et les paramètres de rotation de la Terre. Un de ces centres est installé à l'université de Berne (Suisse).

Ce sont les centres de données mondiaux qui mettent à la disposition des utilisateurs GPS les données des stations de poursuite ainsi que les orbites précises et les paramètres de rotation de la Terre

Les données disponibles sont :

- les orbites précises et les paramètres de rotation de la terre sont disponibles en ligne depuis le mois de juillet 1992.
- les données des stations sont disponibles en ligne en temps différé pour les 150 derniers jours observés, depuis le mois de juillet 1992 pour l'ensemble des stations de poursuite. Parmi les données se trouvent non seulement les observations mais aussi l'ensemble des messages de navigation émis (sauf almanach : éphémérides approchées de tous les satellites). Toutes ces information sont archivées au format RINEX.

#### **1.4.3. Le secteur utilisateur**

Il représente l'ensemble des utilisateurs du système GPS. En mode navigation (souvent appelé "mode naturel"), on distingue deux types de service:

##### **♦ Le service SPS (Standard Positioning Service)**

Tous les utilisateurs disposant d'un récepteur GPS y ont accès. Ce mode est gratuit et anonyme, les Américains n'ont actuellement aucune possibilité de connaître le nombre d'utilisateurs ni de les identifier.

Par contre les utilisateurs sont soumis aux dégradations volontaires imposées par les Américains. Deux types de dégradations existent :

- la SA (Selective Availability), accès sélectif en français, qui consiste à dégrader les performances nominales du système et qui n'est plus actif depuis le 2 mai 2000.
- L'A.S. (antispoofing), anti-leurage en français, qui consiste à rendre inconnu une partie des informations transmises afin qu'elles ne puissent être reproduites. Concrètement le code P original est remplacé par le code Y inconnu.

◆ **Le service PPS (Précise positioning Service) :**

Il est réservé aux militaires américains et leurs alliés et consiste en l'utilisation de clés de décodage permettant d'éliminer les dégradations volontaires (SA et AS).

La figure I.6 montre les différentes interconnexions à l'intérieur du système GPS.

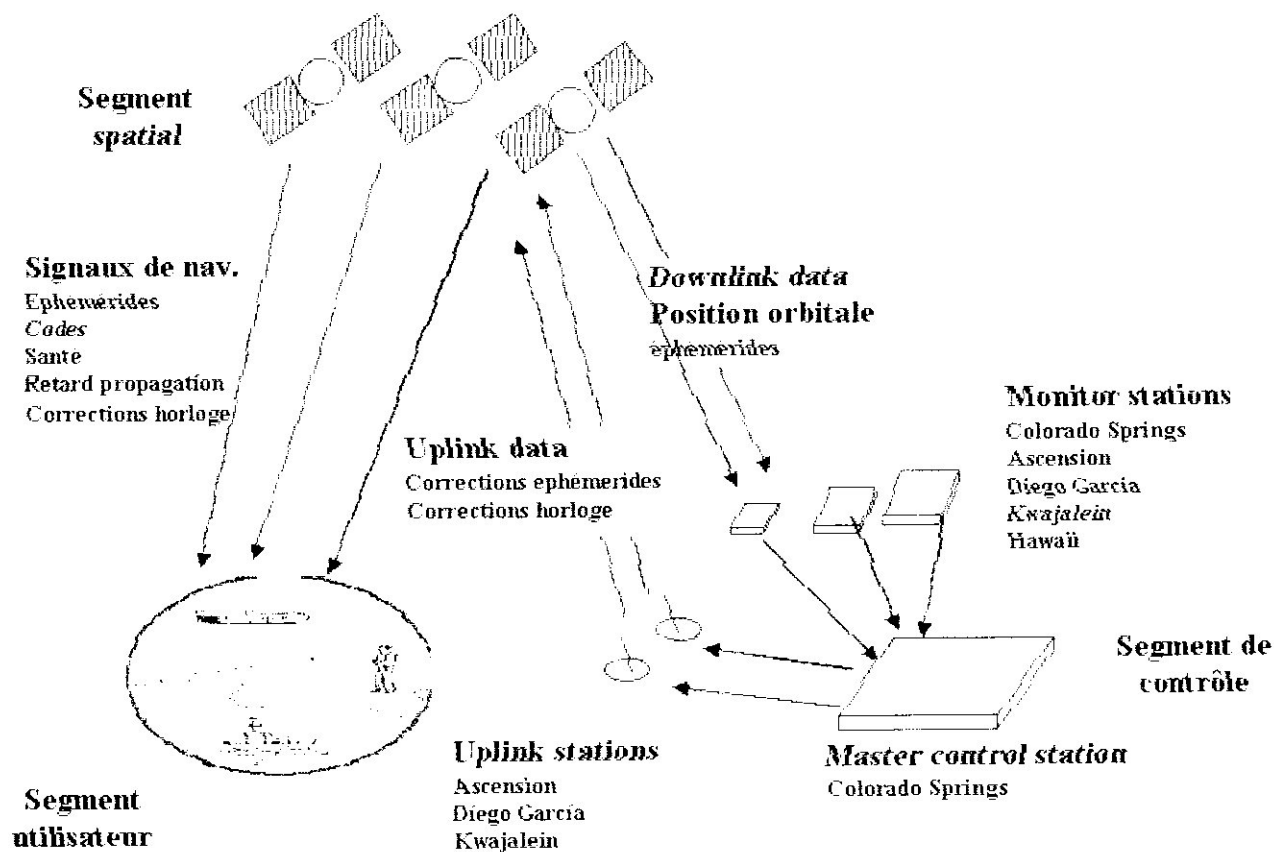


Fig. I.6 Liaisons inter-GPS

## I.5. Structure des signaux GPS

### I.5.1. Les différents types de signaux émis

Chaque satellite possède plusieurs horloges atomiques ce qui permet d'assurer aux signaux générés une grande stabilité. La précision des horloges internes est de l'ordre de  $10^{-12}$  à  $10^{-13}$  sur un jour.

Pour l'ensemble des satellites la fréquence fondamentale est  $f_0 = 10,23$  MHz. A partir de la fréquence fondamentale, chaque satellite génère deux ondes porteuses qui seront modulées par des codes pseudo-aléatoires PRN et qui seront transmis en direction de la terre. Ce sont ces ondes ainsi que les informations qu'ils véhiculent qui permettront de se positionner.

Ces deux ondes porteuses sont :

L1 =  $154 \cdot f_0 = 1575,42$  Mhz (longueur d'onde d'environ 19,05 cm)

L2 =  $120 \cdot f_0 = 1227,60$  Mhz (longueur d'onde d'environ 24,45 cm)

La modulation utilisée est la modulation bi-phase BPSK (Bi Phase Shift Key), la phase de la porteuse tourne de  $180^\circ$  chaque fois que le signal modulant change de parité (0,1). (Figure I.7).

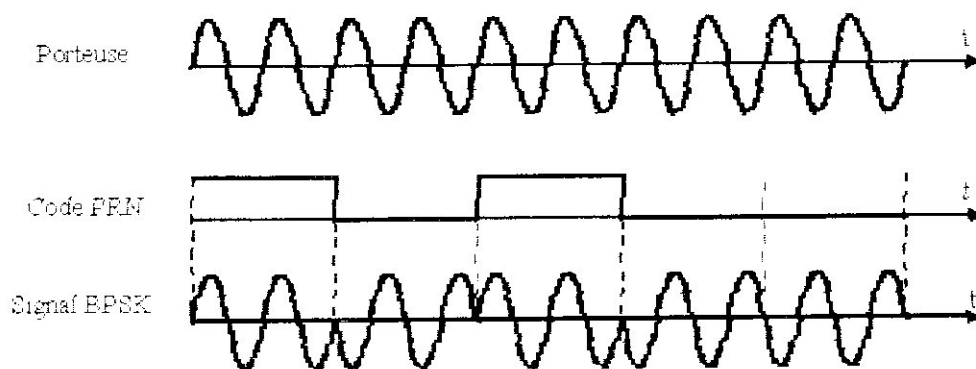


Fig. I.7 Modulation BPSK

Le système GPS comme presque tous les systèmes de radio-positionnement par satellite émet sur deux fréquences. Cela permet d'éliminer les effets de l'ionosphère.

Elles sont modulées par des codes pseudo aléatoires, qui sont les suivants :

#### ◆ Le code C/A

C'est une série pseudo-aléatoire de  $\pm 1$  définie d'une façon déterministe par une fonction mathématique de période 1 ms à une fréquence de  $f_0/10$  égale à 1,023MHz. La courte période de ce signal permet au récepteur une acquisition rapide des satellites. Un code

spécifique est attribué à chaque satellite afin que le récepteur puisse les identifier d'une façon univoque. Le code C/A n'est transmis que sur L1 et n'est pas crypté.

#### ◆ Le code P

C'est une série pseudo-aléatoire de période 267 jours et de fréquence  $F_0=10,23$  MHz. Il est modulé sur les deux fréquences L1 et L2. Afin de ne pas se faire leurrer, les militaires américains ont remplacé le code P par le code Y. Ses caractéristiques sont inconnues et il est donc impossible de le reproduire. Ce code n'est accessible qu'aux utilisateurs possédant des clés de décryptage comme l'armée américaine et certains de ses alliés.

La figure I.8 montre la formation des différentes fréquences à partir de fréquence fondamentale.

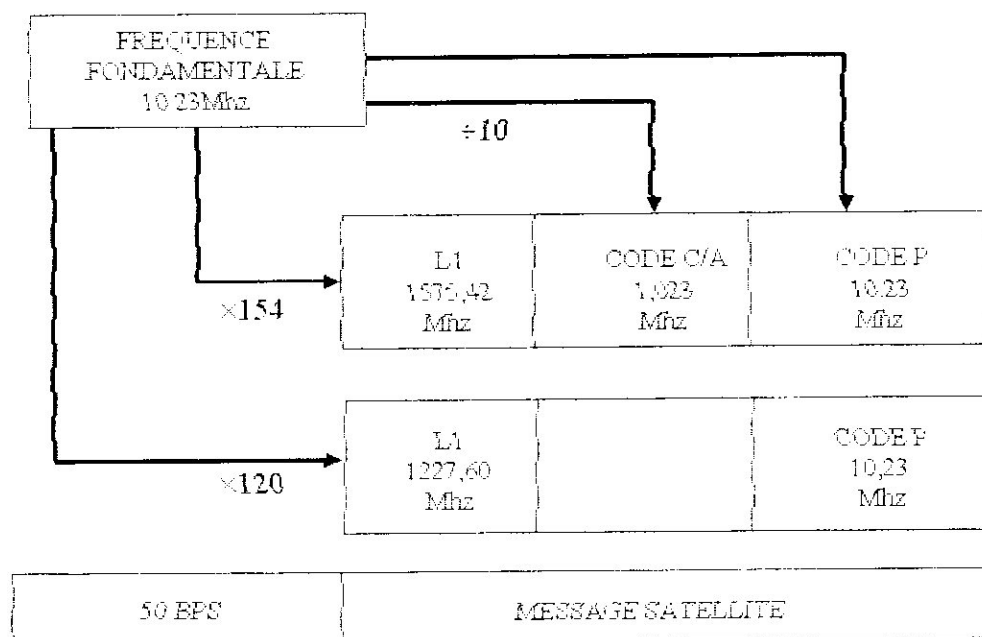


Fig. I.8 Génération des fréquences

Les modulations de la porteuse par des codes PRN, correspondant à des suites de 1 et 0, doivent coexister, sans interférer entre elles, sur chaque porteuse. Pour ce faire les deux codes PRN sont superposés aux données de navigation par addition modulo 2 (ou exclusif) (figure I.9).

Par ailleurs la porteuse L1 subit un déphasage de  $90^\circ$  pour fournir deux ondes pures de la séquence de superposition de P (code P) et d (données) et l'autre par la séquence de superposition de c/a (code C/A) et d (données). Ensuite la somme des deux composants va restituer le signal L1 comportant les codes C/A et P et les données de navigation.



La forme de signal complet à transmettre sera alors

$$L_1(t) = L_{01} \cdot p(t) \cdot d(t) \cdot \cos(2\pi \cdot f_1 t) + L_{01} \cdot c/a(t) \cdot d(t) \cdot \sin(2\pi \cdot f_1 t)$$

$$L_2(t) = L_{02} \cdot p(t) \cdot d(t) \cdot \cos(2\pi \cdot f_2 t)$$

$L_{01,2}$ : les amplitudes de  $L_1$  et  $L_2$ ,  $f_{1,2}$ : les fréquences de  $L_1$  et  $L_2$

$p(t)$  (code P),  $c/a(t)$  (code C/A) et  $d(t)$  (données) ne prenant que les valeurs +1 et -1.

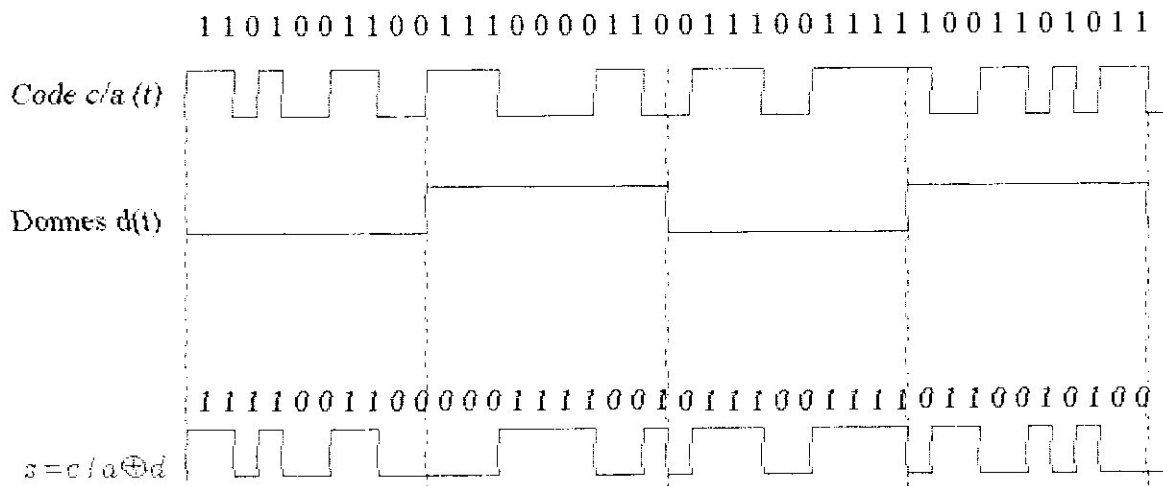


Fig. I.9 Superposition des données et du code C/A

La figure I.10 montre le schéma général de constitution des signaux  $L_1$  et  $L_2$  à partir des

mod

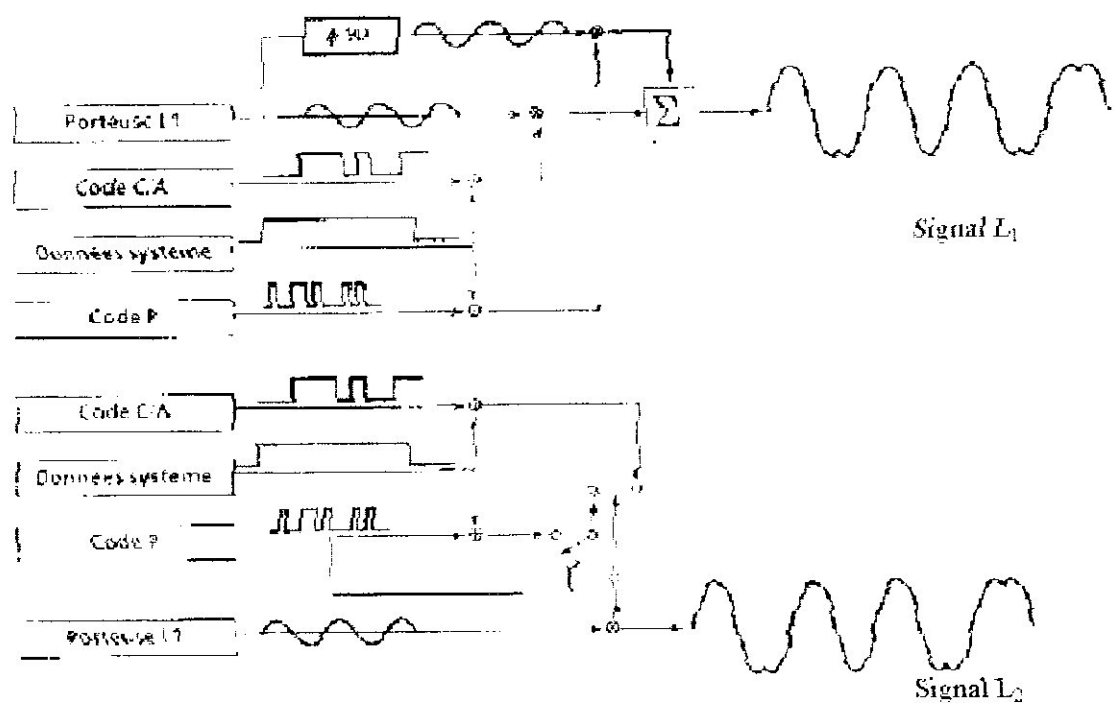


Fig. I.10 Formation du signal

### I.5.2. Codes pseudo- aléatoires (PRN)

La reconnaissance du satellite et la mesure des repère de temps porté par un signal assurant la liaison nécessitent la datation précise de l'évènement. Cette datation est obtenue par une transition de niveaux. Ceci conduit à l'utilisation de la technique de séquence binaire qui n'offre que deux états (1 ou 0).

Une telle séquence est périodique et constituée de  $n$  élément binaires. Elle est générée par des registres à décalage de  $m$  étages contre-réactionnés. La longueur maximale de cette séquence est de  $2^m - 1$ .

Dans le figure I.11, on a montré la génération d'un code PRN simple.

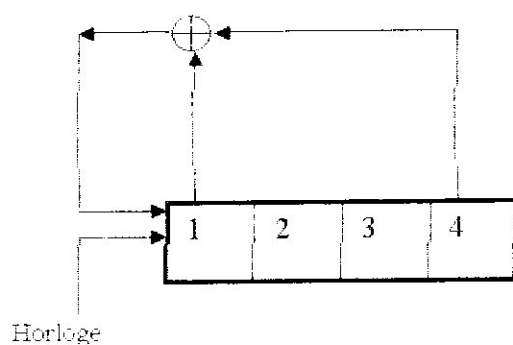


Fig. I.11 Génération des codes PRN

Un code pseudo-aléatoires PRN est défini comme étant une séquence binaire de longueur maximale, et les codes PRN utilisés dans le GPS sont des combinaisons de séquence de longueurs maximales appelés "code Gold"

Le code d'acquisition C/A (coarse/Acquisition) est un code de Gold obtenu à partir de la somme modulo 2 de deux registres à décalage de 10 étages. La longueur de la séquence est de 1023bits, et de durée  $1\mu s$ , ce qui implique que la période de la séquence est de 1 ms (figure I.12).

Le code de précision P est généré par une horloge de fréquence 10,23 MHz, soit 10 fois celle du code C/A, et donc une durée de  $0,1\mu s$ . Ce code est obtenu par la combinaison de quatre registres a décalage de 12 étages. Il en résulte que la longueur du code P est égale à 267 jours. Cette durée longue entraîne une difficulté d'accès.

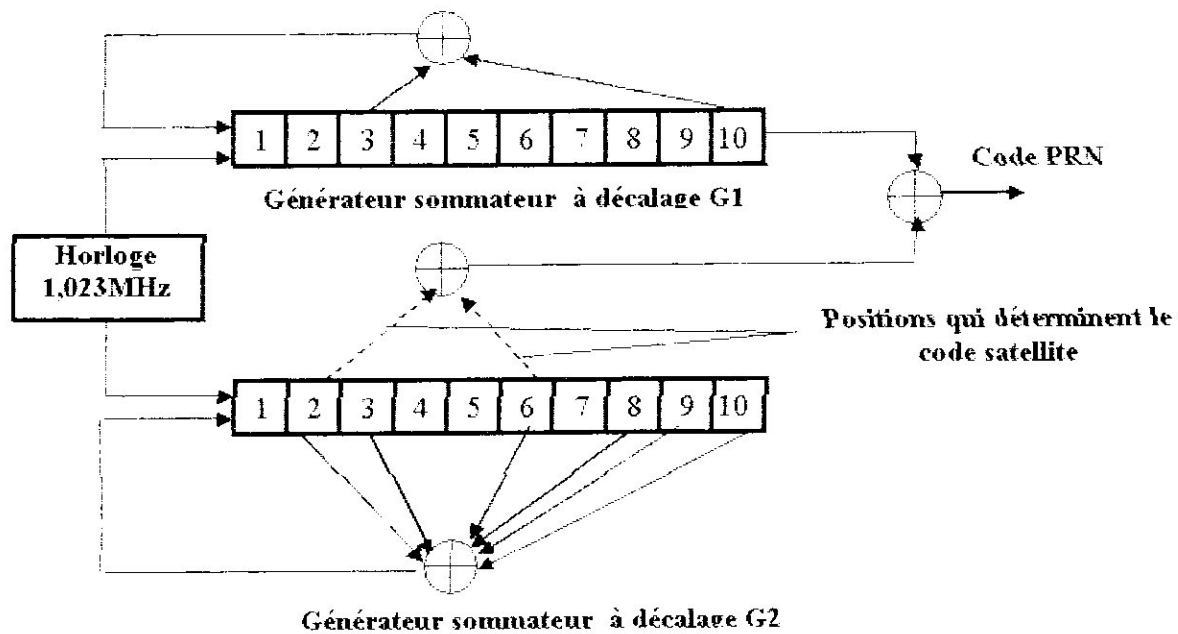


Fig. I.12 Générateur code C/A

### I.6. Le message de navigation

Le message de navigation, de fréquence de 50 Hz est modulé sur les deux fréquences. Ce message contient les informations spécifiques au satellite ainsi que des données communes à l'ensemble des satellites et des informations générales sur le système. Ces informations sont les suivantes :

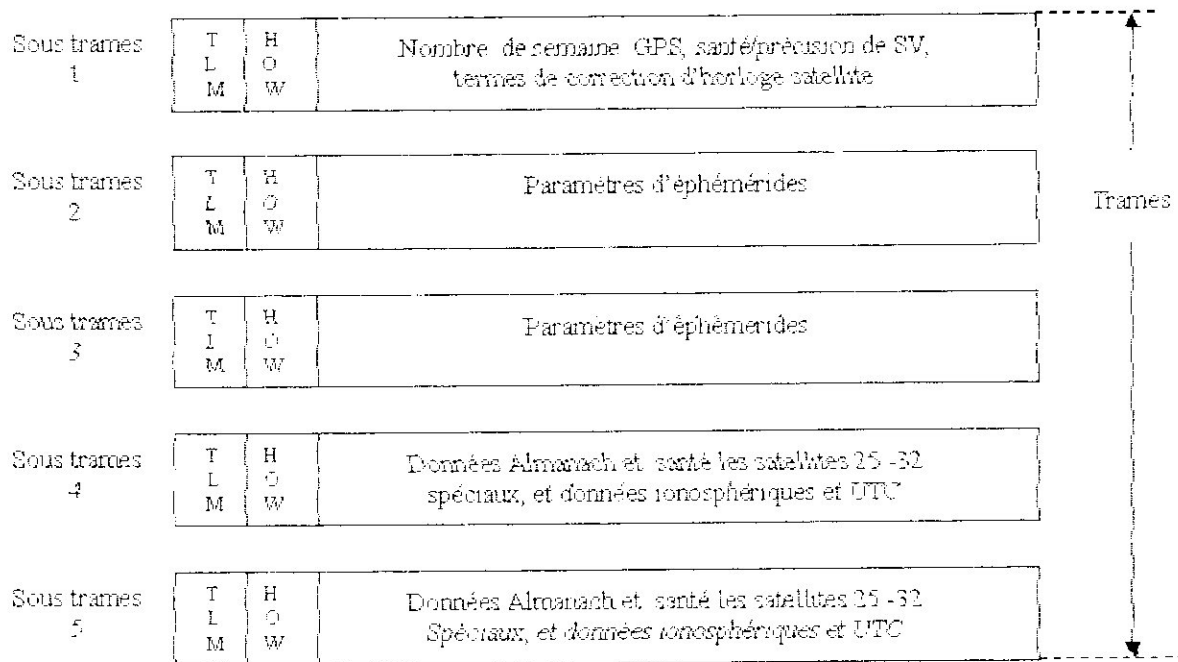
- Une indication de temps, la semaine GPS et le moment dans la semaine GPS que les récepteurs utilisent pour synchroniser en première approximation leur horloge interne.
- Les corrections d'horloge du satellite, qui permettent mathématiquement à l'aide d'un polynôme d'ordre 2 de convertir le temps satellite dans l'échelle de temps GPS,
- Les éphémérides du satellite,
- Un modèle mondial d'ionosphère,
- La différence UTC et le temps GPS.

Les almanachs de l'ensemble des satellites opérationnels : ce sont des éphémérides et des corrections d'horloges dégradées. Les récepteurs les utilisent pour connaître approximativement la position des satellites dans le ciel, ce qui leur permet de les capter plus facilement et plus rapidement. Ils sont aussi utilisés par les logiciels pour les prédictions de passages de satellites en un lieu donné.

Les informations spécifiques à chaque satellite, comme les corrections d'horloge et les éphémérides des satellites, sont transmises en totalité toutes les 30 secondes sur une période de 18 secondes.

Le message de navigation est, quant à lui, transmis dans sa totalité en 12 minutes et 30 secondes. Sa construction est la suivante (figure I.13).

Il comporte 25 "frames" de 1500 bits d'informations à la fréquence de 50 Hz. Chaque frame est donc émise en 30 secondes. Chaque "frame" est divisée en 5 "sous-frame" de 300 bits chacune émises en 6 secondes.



**Fig. I.13 Organisation et structure du message de navigation**

Les sous-frames commencent par le mot TLM (Telemetry Word) utilisé par les stations de contrôle au sol, suivi du mot HOM (Handover Word).

Les sous-frames n°2 et n°3 fournissent les éphémérides du satellite qui définissent le mouvement du centre de graviter du satellite, qui sont :

a : demi grand axe de l'orbite (en mètre)

$i_0$  : inclinaison sur l'équateur (en rad)

e : excentricité

$\Omega_0$  : ascension droite du nœud (en rad)

$\omega$  : argument du périégée (en rad)

M : anomalie moyenne qui est la seule variable pour une orbite non perturbée.

telle que :  $M = M_0 + n_e \cdot (t - t_{0e})$  avec :

$M_0$  : le temps de référence des éphémérides (en sec)

$t_{0e}$  : anomalie moyenne en temps de référence (en rad)

$n_e$  : le mouvement moyen (défini plus loin)

Les paramètres ( $a$ ,  $i_0$ ,  $e$ ,  $\Omega_0$ ,  $\omega$ ,  $M$ ) sont appelées éléments Képlériens de l'orbite. En réalité, l'orbite subit une certaine perturbation à cause de la non sphéricité de la terre, la traînée atmosphérique, l'attraction additionnelle des autres corps (par exemple le soleil et la lune), la pression des radiations (principalement solaire, directes ou réfléchies), et les marées océanique et terrestres. Ceci a conduit la définition de 10 autres éléments à ajouter aux 6 paramètres précédents.

Les sous-trames 4 et 5 fournissent des données Almanach définissent des données orbitales mais moins précises et moins souvent mises à jour que les éphémérides et des données UTC permettant de déterminer l'écart entre le temps GPS et le temps UTC, ainsi que des paramètres de correction ionosphérique tels qu'ils sont définis dans les tableaux.

### 1.7. Les récepteurs GPS

Un récepteur GPS permet toujours de déterminer la position pourvu qu'il dispose de deux éléments d'information essentiels.

- La distance entre le récepteur et chaque satellite (au moins 4).
- La position exacte de chacun de ces satellites dans l'espace.

Lorsque le récepteur GPS dispose de ces deux éléments d'information essentiels (la distance à par rapport à chaque satellite et la position exacte de chacun dans l'espace), il peut, par des calculs mathématiques, déterminer sa position à la surface de la terre.

#### 1.7.1. Les types de récepteurs GPS

Les récepteurs GPS peuvent, selon leurs caractéristiques, être sous-divisés en trois catégories:

##### ◆ Les récepteurs multicanaux

Ils constituent le top-niveau des récepteurs GPS. Ils sont généralement utilisés pour des applications ultra précises ou dans des applications de positionnement dynamique. Ces récepteurs disposent d'un canal de réception par satellite, par lequel chaque satellite peut être suivi en continu.

On peut également faire une distinction entre les récepteurs SPS et les récepteurs PPS. Les récepteurs SPS mesurent uniquement les codes C/A et les phases L1/L2 alors que les récepteurs PPS peuvent également faire des mesures sur le code P.

#### ◆ Les récepteurs séquentiels

Ils existent en version un ou deux canaux. Le deuxième canal est généralement utilisé pour l'acquisition d'un satellite initial et pour recevoir le message de navigation. L'autre canal traite les satellites l'un après l'autre avec une fenêtre d'observation typique de 1 seconde par satellite. Cela implique, pour chaque satellite, une courte phase d'initialisation. Une des conséquences de cette méthode est que le récepteur peut seulement déterminer une position tridimensionnelle toutes les 4 à 5 secondes.

#### ◆ Les récepteurs multiplex

Forment un compromis entre les récepteurs multicanaux et séquentiels. Ils peuvent, malgré un principe de fonctionnement analogue à un récepteur séquentiel, et grâce à une conception améliorée, faire un enchaînement entre les différents satellites en moins de 20 millisecondes. Grâce à cette haute fréquence de traitement, on élimine le temps d'initialisation nécessaire pour les récepteurs séquentiels. Pour les récepteurs multiplex, comme pour les récepteurs séquentiels, le message de navigation est téléchargé, pour chaque satellite, d'une manière asynchrone.

### L7.2. Poursuite et sélection des satellites

La séquence de poursuite des satellites commence dès que ces derniers sont visibles par le récepteur. Le récepteur utilise généralement les satellites qui sont au-dessus d'un angle  $5^\circ$  par rapport à horizon local et peut générer la solution de position en se basant sur les mesures effectuées et les données provenant d'au moins quatre satellites.

Par démodulation des données satellitaires, le récepteur peut acquérir l'état de santé des satellites accrochés, et peut exclure de la solution de position les satellites qui ne sont pas en bon état.

La sélection des satellites repose sur la connaissance du facteur PDOP (position Dilution Of Précision) qui définit les performances du système, et donc le calcul d'un PDOP optimal à chaque instant est important.

Ainsi, le récepteur doit assurer la mise à jour des données d'éphéméride et de correction d'horloges utilisées en contrôlant les valeurs des deux termes IODE et IOD pour détracter s'il y a un changement dans l'un ou dans les deux termes ensemble. Le récepteur met à jour les données en moins de deux heures, et doit assurer que les données utilisées dans le processus de la solution de position sont conséquentes et les nouvelles données ne sont pas mélangées avec les anciennes données.

### L7.3. Acquisition du signal GPS

La puissance de signal satellites sur ou près de la surface de la terre inférieure au niveau du bruit du récepteur. La figure L14 illustre la puissance minimale du signal  $L_1$  reçu par un utilisateur près du sol en fonction de l'angle d'élévation du satellite en utilisant les suppositions que l'élévation du satellite de  $5^\circ$ , que la perte du trajet atmosphérique est de 2 dB et que l'erreur d'attitude du satellite est de  $0.5^\circ$ .

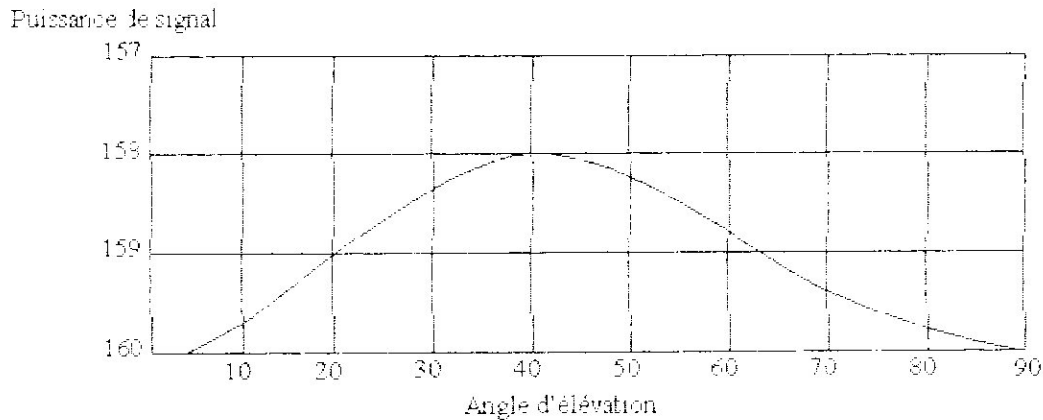


Fig. L14 Puissance du signal reçu

Les niveaux du signal reçu peuvent être causés par plusieurs facteurs tels que les erreurs d'attitude du satellite, les erreurs de la mécanique d'alignement d'antenne, les variations de la puissance transmise dues aux variations de température et la variabilité des pertes de trajets atmosphériques. Utilisation des signaux GPS

#### ◆ Mesures GPS

Les récepteurs GPS peuvent enregistrer sur une ou deux fréquences ( $L_1$ : mono fréquence ou  $L_1 + L_2$ : bi-fréquence) deux types de mesures :

- mesure de pseudo-distance sur les codes  $C/A$  et ou  $P(Y)$
- mesure de phase sur les porteuses  $L_1$  et  $L_2$

Les récepteurs effectuant des mesures de pseudo-distances sont appelés récepteurs de navigation. Ils servent à des applications peu précises dont le but est de positionner un mobile (un avion par exemple). Les codes diffusés par les satellites permettent au récepteur de mesurer le temps de transmission des signaux, et de ce fait de déterminer la distance entre les satellites visibles et l'utilisateur. Le message de navigation fournit des données pour calculer la position de chaque satellite visible. De cette information, la position et le décalage d'horloge utilisateur sont calculés en utilisant des équations simultanées.

Les récepteurs effectuant des mesures de pseudo-distances et de phases sont utilisés pour des applications plus précises telles que la géodésie et la topographie.

◆ **Mesure de la pseudo-distance**

La mesure de la pseudo-distance entre le satellite visible et l'utilisateur se fait par la mesure de la durée de propagation du signal émis par le satellite jusqu'à son arrivée au récepteur utilisateur. Le signal émis arrive au récepteur avec un retard  $\Delta t$  correspondant au temps mis par l'onde pour parcourir le chemin satellite-récepteur.

Le principe de mesure repose sur l'utilisation de la technique de corrélation qui permet de comparer des corps identiques, pour ce faire, le récepteur GPS génère un code pseudo-aléatoire (PRN) de la même forme que le code émis par le satellites. Le récepteur retarde ensuite son signal (code) jusqu'à ce qu'il soit aligné avec celui provenant de satellite. La comparaison de ces codes permet la mesure du décalage du temps  $\Delta t$ .



## II. LE POSITIONNEMENT PAR LE GPS

### II.1. Introduction

Dans ce premier chapitre nous commençons par donner le principe du positionnement du système satellitaire GPS, puis nous développons le calcul détaillé de la position ainsi que les différents indicateurs de la précision sur le calcul de cette position

### II.2. Principe du positionnement par GPS

Le GPS est un système satellitaire qui utilise le concept du positionnement par le temps d'arrivée pour la détermination de la position de l'utilisateur. Ce concept entraîne la mesure du temps que met le signal émis par le satellite situé dans une position connue pour atteindre le récepteur. Cet intervalle de temps qui représente le temps de propagation du signal est multiplié par la vitesse de la lumière pour obtenir la distance satellite-récepteur. En mesurant les temps de propagation des signaux émis par plusieurs satellites situés dans des positions connues, le récepteur peut déterminer sa position.

Supposons le cas d'un seul satellite tout d'abord. Une horloge à bord contrôle l'émission du signal. Cette horloge ainsi que tous les horloges des satellites sont synchronisés à un système de temps appelé temps GPS. Le récepteur contient aussi une horloge que nous supposons pour le moment synchronisée avec les horloges des satellites. Une information de temps est incluse dans le signal émis par le satellite pour permettre au récepteur de connaître la date d'émission du signal. En relevant la date d'arrivée du signal, le récepteur peut déterminer le temps de propagation du signal. La multiplication de ce temps par la vitesse de la lumière donne la distance  $R$  entre le satellite et le récepteur.

De ce résultat, on peut déduire que le récepteur est situé quelque part sur la surface de la sphère de rayon  $R$  centré sur le satellite (figure II.1-a). Si une autre mesure est effectuée sur un second satellite, le récepteur serait situé sur la sphère centrée sur ce satellite. Par suite, le récepteur serait situé sur le cercle, intersection des deux sphères (figure II.1-b).

En répétant les mêmes mesures sur un troisième satellite, la troisième sphère intercepte le cercle précédent en deux points. Cependant, un seul de ces deux points correspond à la position vraie du récepteur. Une vue de cette intersection est représentée dans la figure II.1c.

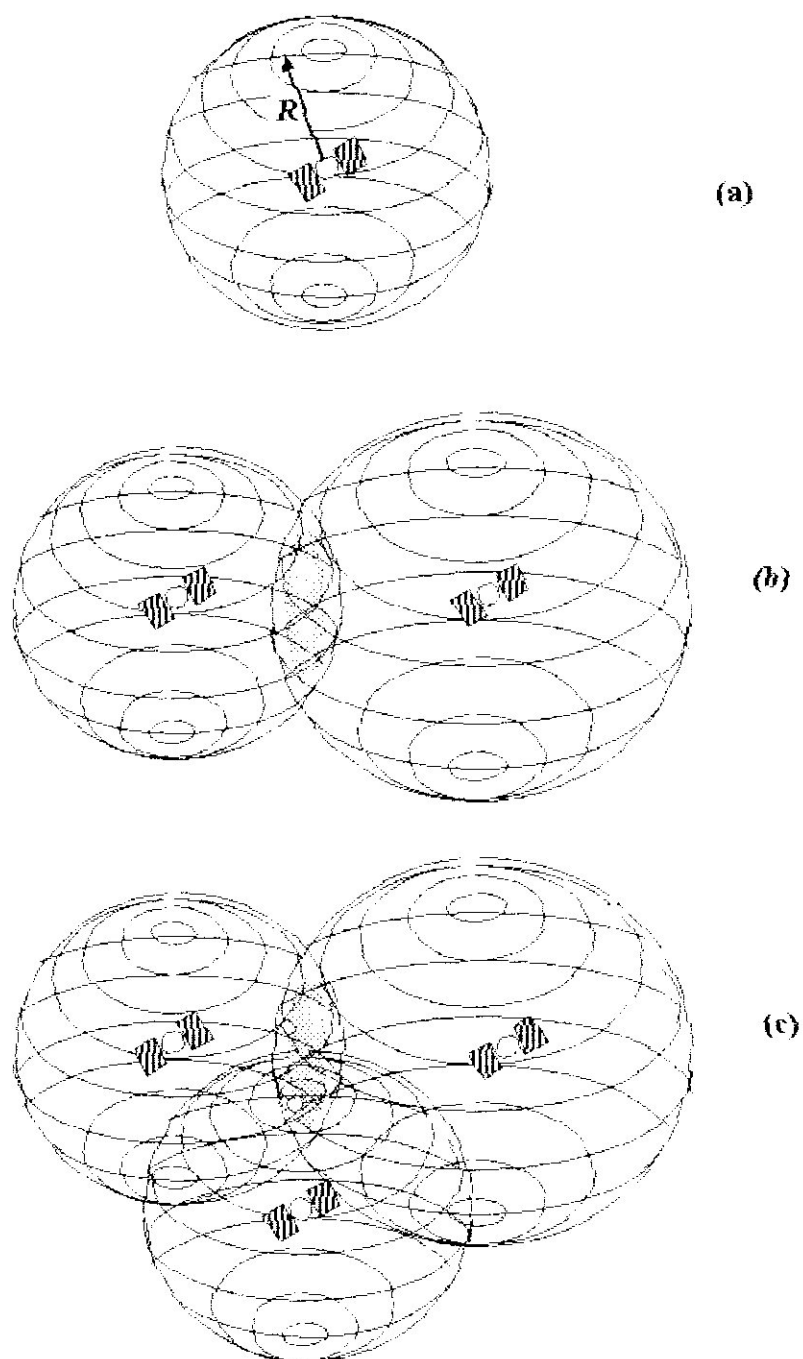


Fig. II.1 Principe de positionnement

### II.3. Les systèmes de coordonnées de référence

Pour formuler le problème de navigation des satellites, il est nécessaire de choisir un système de coordonnées de référence dans lequel les positions des satellites et du récepteur peuvent être représentées. Différents systèmes sont utilisés dont voici quelques-uns.

**II.3.1. Système de coordonnées inertiel centré sur la terre (ECI)**

Dans le but de mesurer et déterminer les orbites des satellites du GPS, il convient d'utiliser le système de coordonnées ECI (Earth-Centred Inertial) dont l'origine est le centre de la terre et où le plan  $xOy$  coïncide avec le plan équatorial, l'axe des  $x$  étant dirigé en permanence dans une direction fixe de l'espace (point vernal). La détermination des orbites des satellites est effectuée dans ce type de repère. Ce repère est représenté en figure II.2.

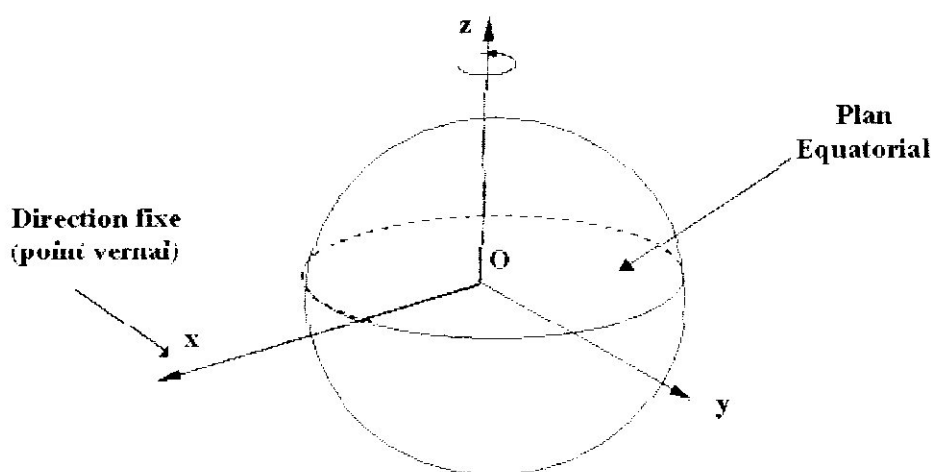


Fig. II.2 Système de coordonnées ECI

**II.3.2. Système de coordonnées centré et fixé par rapport à la terre (ECEF)**

Dans le but de calculer la position du récepteur, il est plus intéressant d'utiliser un système de coordonnées qui tourne avec la terre appelé repère ECEF (Earth-Centred Earth-Fixed). Par rapport au repère ECI, l'axe  $x$  du repère ECEF pointe dans la direction de la longitude zéro, l'axe des  $y$  dans la direction longitude  $90^\circ$  EST. Les axes  $x$  et  $y$  sont donc en rotation avec la terre. Ce repère est représenté en figure II.3.

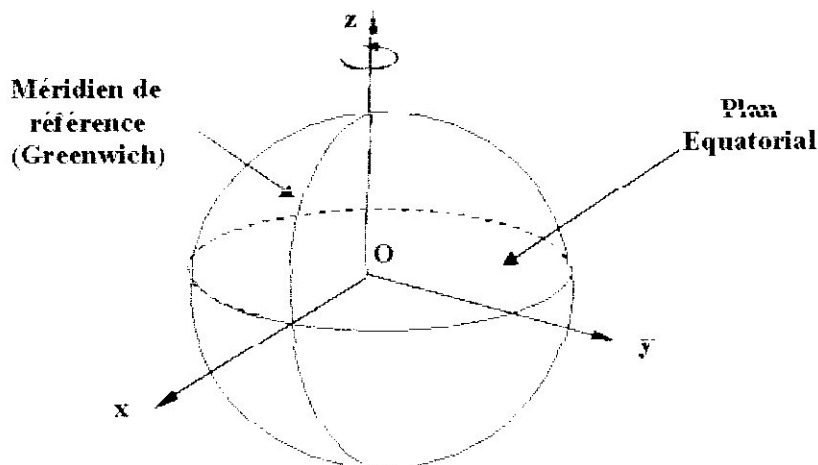


Fig. II.3 Système de coordonnées ECEF

### II.3.3. Système de coordonnées géodésiques

Pour rendre les coordonnées de position utilisables sur le terrain, le récepteur GPS doit encore convertir la position de l'observateur dans un système de coordonnées terrestres plus habituel. Un système approprié est le système qui correspond à la latitude, à la longitude géographique et à l'altitude au-dessus du niveau de la mer.

Pour transformer les coordonnées cartésiennes ECEF en latitude, longitude et altitude, il est nécessaire d'avoir un modèle physique décrivant la terre. Le modèle standard de la terre utilisé dans les applications GPS est le World Geodetic System 1984 (WGS-84). Ce système (figure II.4) consiste en un modèle elliptique de la surface de la terre.

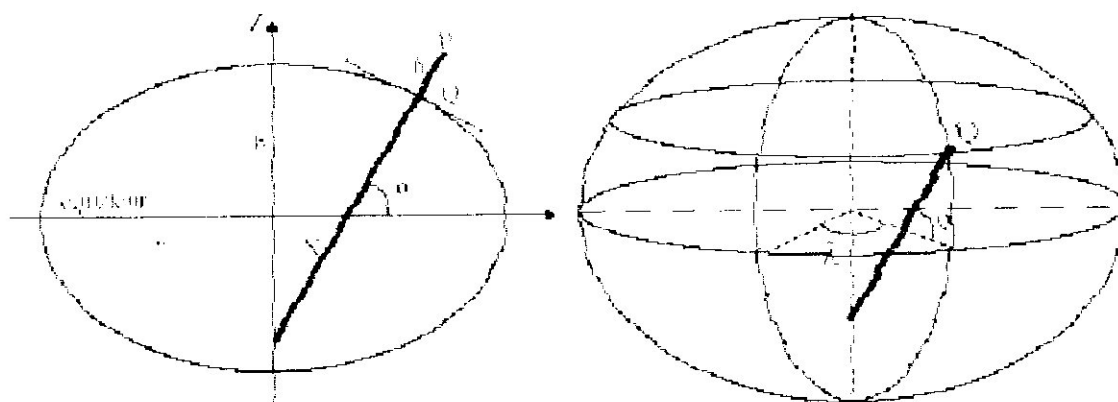


Fig. II.4 Modèle elliptique de la terre

Dans ce modèle, les sections de la terre parallèles au plan équatorial sont des cercles. Le cercle équatorial a un rayon de 6378,137 km qui est le rayon moyen de la terre. Dans le modèle WGS-84, les sections de la terre normales au plan équatorial sont elliptiques. Le demi grand axe  $a$  est égal à celui du plan équatorial, soit 6378,137 km, le demi petit axe  $b$  de

l'ellipse est de 6356,7523 km. L'excentricité est donnée par  $e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}}$

La conversion des coordonnées de position entre le système ECEF (coordonnées X, Y, Z) et le système (latitude, longitude et altitude  $h$ ) est un peu compliqué par le fait de la non sphéricité de la terre. Il est nécessaire d'introduire ici deux grandeurs intermédiaires  $f$  et  $N$ , qui ne servent que pour les calculs de conversion

On définit l'aplatissement  $f$  de cette ellipse par la formule  $f = (a - b)/a$ .

Les paramètres  $a$  et  $f$  varient légèrement selon les régions du monde. Le système géodésique WGS84 définit ces paramètres de manière précise pour chaque région, et les

valeurs les plus couramment utilisées sont généralement stockées dans les mémoires électroniques des récepteurs GPS.

D'autre part, on peut calculer pour un point du globe de latitude la grandeur intermédiaire  $N$  selon la formule :

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - f(2-f)\sin^2\phi}}$$

Avec les notations introduites, les formules de conversion entre les coordonnées locales  $\lambda, \phi$  et  $h$  et les coordonnées ECEF  $X, Y, Z$  sont données par les formules suivantes :

$$X = (N + h) \cos\phi \cos\lambda$$

$$Y = (N + h) \cos\phi \sin\lambda$$

$$Z = \left[ (1 - f^2) N + h \right] \sin\phi$$

Dans les calculs de position du GPS, ce ne sont pas précisément les formules précédentes qui sont utilisées, mais plutôt les inverses de ces formules, c'est-à-dire exprimer les coordonnées locales  $\lambda, \phi$  et  $h$  à partir des coordonnées ECEF  $X, Y, Z$ . Ces formules inverses sont données par les transformations suivantes :

$$\lambda = \arctan\left(\frac{Y}{X}\right)$$

$$\phi = \arctan\left(\frac{Z}{X^2 + Y^2} \left(1 - \frac{(2-f)fN}{N+h}\right)^{-1}\right)$$

$$h = \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{\cos\phi} - N$$

#### II.4. Détermination des Orbites des satellites

L'utilisateur du GPS doit connaître une information exacte sur les positions des satellites afin de déterminer sa propre position. Il est donc nécessaire de comprendre comment sont caractérisées les orbites des satellites.

Il y a différentes formulations de la résolution du problème de la détermination de la position des satellites. Le système GPS utilise la solution classique qui utilise un ensemble particulier de six paramètres appelés paramètres orbitaux de Kepler. Les trois premiers éléments illustrés dans la figure II.5 définissent la forme de l'orbite. Dans cette figure, l'orbite

elliptique du satellite a pour foyer F, qui correspond au centre de gravité de la terre. Le temps  $t_0$  où le satellite est en un certain point de référence A de l'orbite est appelé époque et fait partie du message des éphémérides. Le point P le plus proche de la terre est appelé périégée et l'instant  $\tau$  où passe le satellite en ce point est un autre paramètre de Kepler. Les trois éléments orbitaux de Kepler sont (figure III.4) :

a : demi grand axe de l'ellipse

e : excentricité de l'ellipse

$\tau$  : temps de passage au périégée

Le système GPS utilise un paramètre équivalent du temps de passage  $\tau$  et qui est l'anomalie moyenne qui est un angle relié à l'anomalie vraie  $\nu$  (angle PFA). L'anomalie vraie ne variant pas linéairement avec le temps, on a défini un nouveau paramètre qui varie linéairement avec le temps et qui est l'anomalie moyenne M. Elle est donnée par la relation :

$$M = E - e \cdot \sin(E)$$

où E est l'anomalie l'excentrique  $E = 2 \arctg \left[ \frac{\sqrt{1-e}}{\sqrt{1+e}} \operatorname{tg} \left( \frac{1}{2} \nu \right) \right]$

La relation linéaire entre l'anomalie moyenne M et le temps est :

$$M - M_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} (t - t_0) \quad \text{où } M_0 \text{ est l'anomalie moyenne à l'époque } t_0, \quad M \text{ l'anomalie}$$

moyenne à l'époque t et  $\mu = 3986005 \cdot 10^8 \text{ m}^3 / \text{sec}^2$ .

Le GPS utilise aussi un paramètre appelé vitesse moyenne, noté n, avec :

$$n = \frac{dM}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

$$\text{d'où } M = M_0 + n(t - t_0)$$

Les trois éléments orbitaux suivants définissent l'orientation de l'orbite dans le repère ECEF (figure III.6)

- i : inclinaison
- $\Omega$  : longitude du nœud ascendant
- $\omega$  : argument du périégée

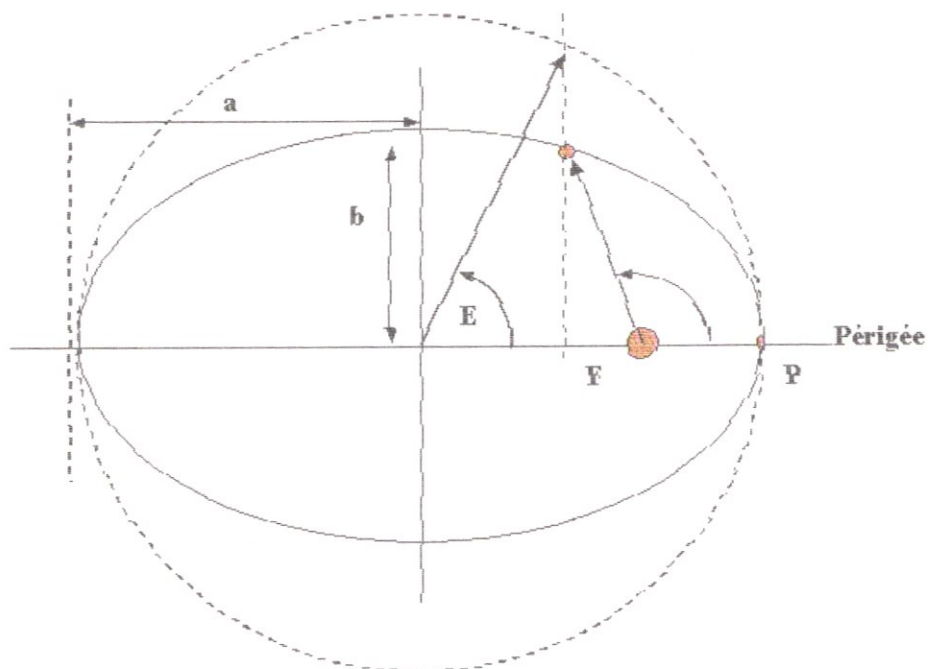


Fig. II.5 Les trois éléments orbitaux définissant la forme de l'orbite du satellite

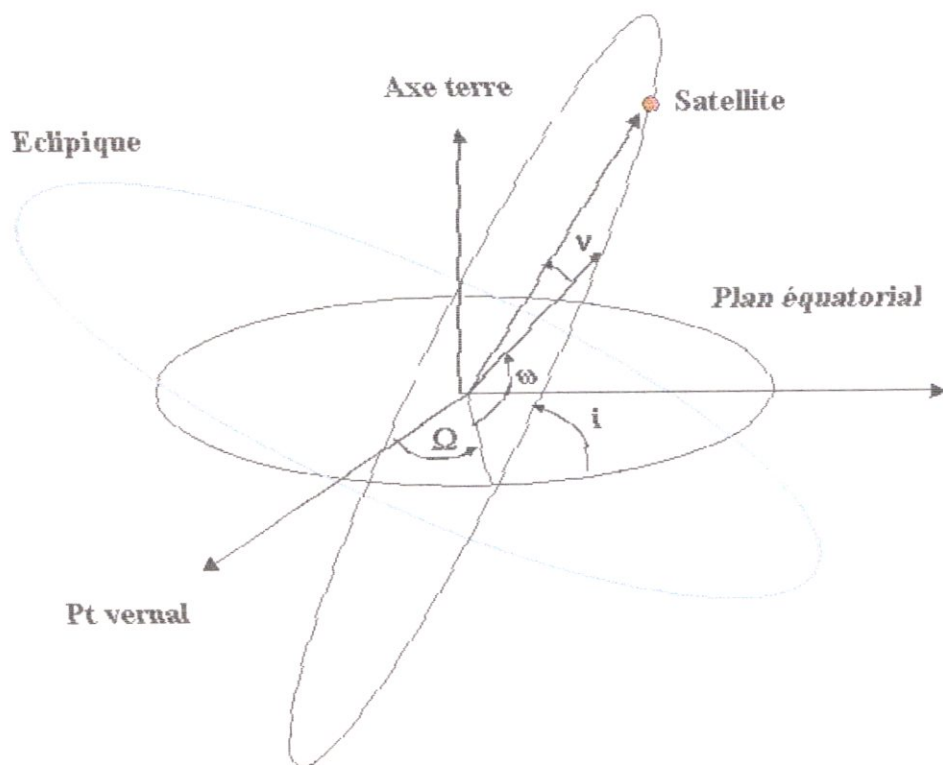


Fig. II.6 Eléments orbitaux définissant l'orientation de l'orbite du satellite

Les différentes étapes du calcul de la position du satellite avec un certain nombre de corrections sont données en annexe. Ces différentes étapes sont dans l'ordre :

- Calcul de l'anomalie moyenne  $M$
- Calcul de l'anomalie excentrique  $E$  (calcul itératif)
- Calcul de l'anomalie vraie  $\nu$
- Calcul de l'argument de la latitude  $\phi_k = \nu + \omega$
- Calcul des coordonnées ECEF du satellite

### II.5. Détermination de la position du récepteur à l'aide du code

La transmission du signal GPS s'effectue en utilisant une modulation directe des porteuses ce qui permet la transmission des signaux de distance, ainsi que les données essentielles de navigation telles que les éphémérides et l'état de santé des satellites. Les signaux de distance transmis sont des codes pseudo-aléatoires dits PRN (Pseudo range Noise) qui modulent les deux porteuses L1 et L2 en modulation binaire de phase (BPSK). Ces codes ont des propriétés spectrales similaires aux suites binaires aléatoires mais sont déterministes dans leur nature puisqu'ils vont se répéter cycliquement. Un exemple simple d'une séquence de code PRN est montré en figure II.7. Ces codes ont un modèle prévisible, qui est périodique et qui peut être dupliqué par un récepteur adéquat.

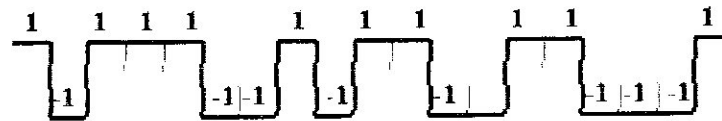


Fig. II.7 Code PRN de distance

#### II.5.1. Détermination de la distance satellite-récepteur

Les signaux GPS consistent en deux porteuses (L1, L2) sur lesquelles sont transmis deux types de codes, le code C/A pour Coarse Acquisition court et le code P pour *precision*. Long. Le Code C/A a une durée de cycle d'une milliseconde qui se répète constamment, tandis que la durée du cycle de Code P est de l'ordre de sept jours, et qui se répète chaque minuit de Samedi au Dimanche. Jusqu'à ce jour, le Code P est toujours crypté. Ce cryptage est dénoté code Y, et qui est accessible seulement aux utilisateurs de PPS (Precise Position System) à travers la cryptographie.



Nous allons examiner l'aspect théorique de l'utilisation des signaux de distances c'est-à-dire les signaux permettant de mesurer la distance satellite-utilisateur.

Plusieurs sources d'erreur peuvent affecter l'exactitude de la mesure de la distance (par exemple, le bruit du canal de transmission, le décalage temporel dû au temps de propagation, etc...); cependant, ces erreurs peuvent généralement être négligeables comparés avec ceux dues à la non synchronisation des horloges des satellites et de l'horloge du récepteur.

Pour cela nous allons examiner dans un premier temps, les concepts fondamentaux nécessaires à la détermination de la distance séparant le satellite et l'utilisateur, en tenant compte de la désynchronisation des horloges uniquement et en négligeant les autres sources d'erreur.

Pour comprendre le problème, nous allons prendre le cas simple d'un seul satellite et de l'utilisateur symbolisé par son récepteur GPS représentés en figure II.8 où l'on cherche à déterminer les coordonnées  $x_u, y_u, z_u$  du récepteur dans le repère ECEF, le satellite se trouvant aux coordonnées  $x_s, y_s, z_s$  dans le repère ECEF.

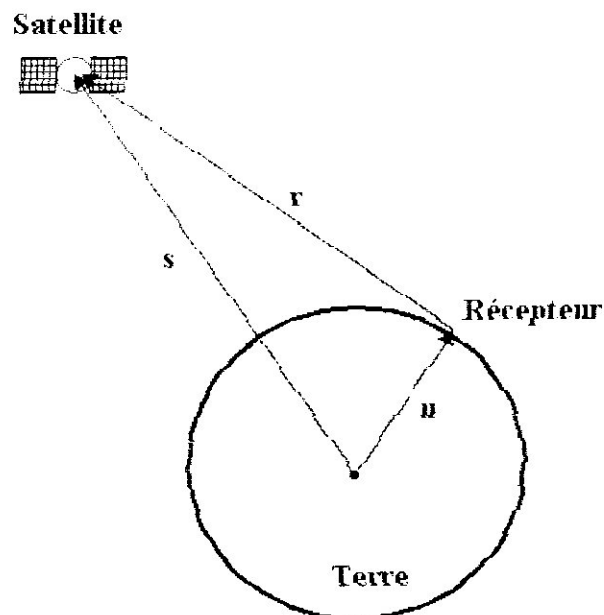


Fig. II.8 Représentation du vecteur de position du récepteur

Le vecteur  $\vec{s}$  représentant la position du satellite par rapport à l'origine du repère ECEF est calculé à partir des données des éphémérides diffusées par le satellite comme on l'a vu.

La distance  $r = \|\vec{s} - \vec{u}\|$  entre le satellite et le récepteur est calculée en mesurant le temps de propagation du signal pour parcourir le trajet entre le satellite et le récepteur. Le processus de la mesure du temps de propagation est illustré en figure II.9.

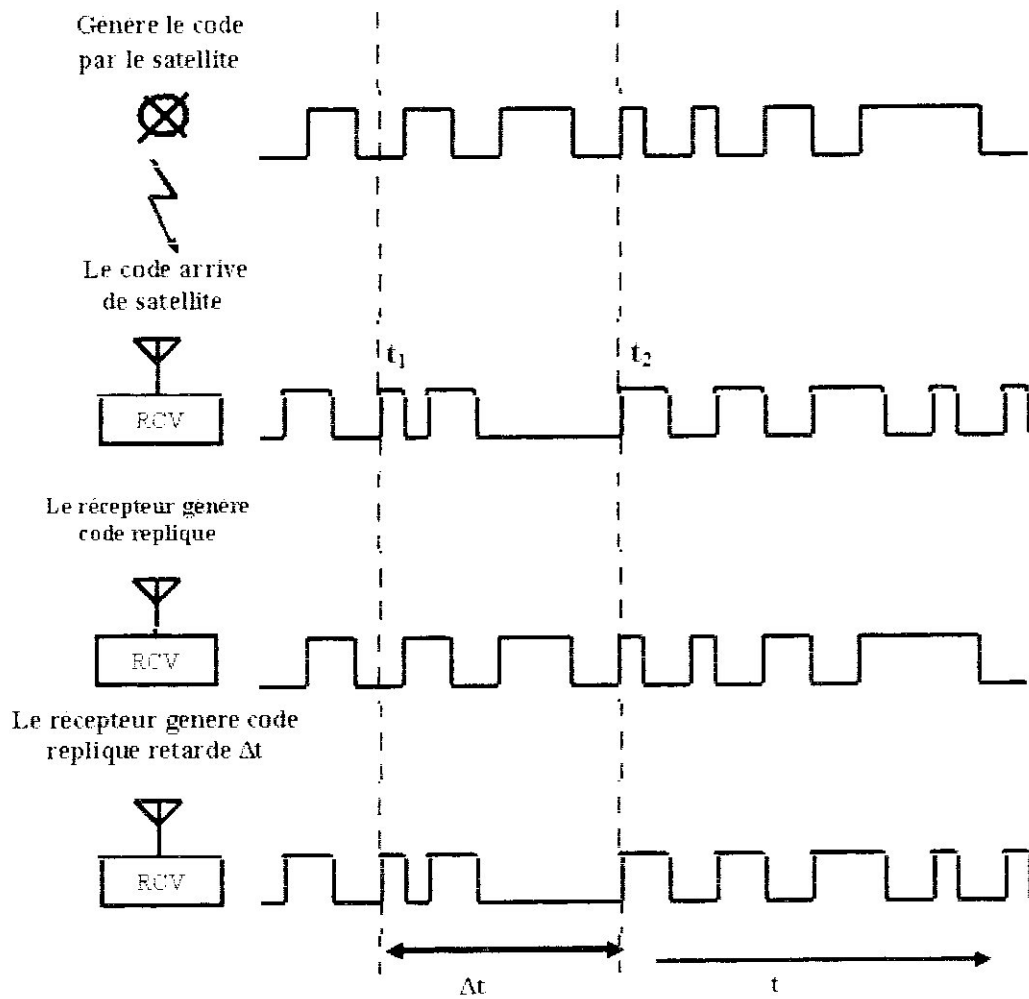


Fig. II.9 Utilisation de la réplique du code pour le calcul de la position

Par exemple, une phase du code générée par le satellite au temps  $t_1$  arrive au récepteur au temps  $t_2$ . Le temps de propagation est noté par  $\Delta t$ . Le récepteur génère localement en synchronisme la copie exacte du code transmis par le satellite. La recherche des dates d'arrivée des codes est effectuée en décalant dans le temps le code local jusqu'à sa synchronisation avec le code arrivant du satellite.

Si l'horloge du satellite et celle du récepteur sont parfaitement synchronisées, le processus de corrélation donnera le temps de parcours réel du signal entre le satellite et le récepteur. En multipliant ce temps de propagation  $\Delta t$ , par la vitesse de la lumière, on aura la

distance vraie qui sépare le satellite à l'utilisateur. Cependant, les horloges ne sont généralement pas synchronisées.

L'horloge du récepteur possède généralement un écart systématique avec le temps de référence. De plus, la génération de la fréquence du satellite et le chronométrage sont basés sur une horloge atomique très précise, au césium ou en rubidium qui n'est pas synchronisée avec le temps de référence.. Ainsi, la distance déterminée par le processus de corrélation est appelée pseudo-distance  $\rho$  qui contient :

la distance géométrique satellite-utilisateur  $r = c(T_u - T_s) = c \cdot \Delta t$

avec  $T_s$  : date de départ du signal du satellite (temps système)

$T_u$  : date d'arrivée du signal dans le récepteur (temps système)

$c$  : vitesse de la lumière

l'écart  $t_u$  entre l'horloge du récepteur et le temps du système

l'écart  $\delta t$  entre l'horloge du satellite et le temps du système

Elle s'écrit :

$$\begin{aligned} \rho &= c [(T_u + t_u) - (T_s + \delta t)] \\ &= c (T_u - T_s) + c (t_u - \delta t) \\ &= r + c (t_u - \delta t) \end{aligned}$$

avec

$T_s + \delta t$  : le temps lu lorsque le signal quitte le satellite.

$T_u + t_u$  : le temps lu dans lorsque le signal atteint le récepteur.

Les relations entre les différents temps sont montrées dans la figure II.10.

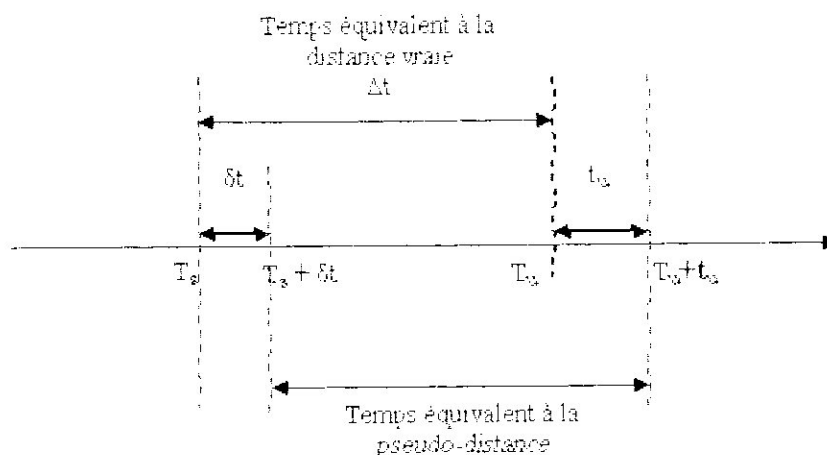


Fig. II.10 Relations entre les différents temps

$(\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u)$  en fonction des coordonnées connues et des pseudo-distances. Le processus est le suivant :

Soit la pseudo-distance :

$$\begin{aligned} \rho_j &= \sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2} + c \cdot t_u \\ &= f(x_u, y_u, z_u, t_u) \end{aligned}$$

En utilisant la position approchée  $(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u)$  et l'écart  $\hat{t}_u$ , on peut calculer la pseudo-distance approchée à l'aide :

$$\hat{\rho}_j = \sqrt{(\hat{x}_j - \hat{x}_u)^2 + (\hat{y}_j - \hat{y}_u)^2 + (\hat{z}_j - \hat{z}_u)^2} + c \cdot \hat{t}_u = \hat{f}(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)$$

Comme :

$$x_u = \hat{x}_u + \Delta x_u$$

$$y_u = \hat{y}_u + \Delta y_u$$

$$z_u = \hat{z}_u + \Delta z_u$$

$$t_u = \hat{t}_u + \Delta t_u$$

Nous pouvons écrire par conséquent :

$$f(x_u, y_u, z_u, t_u) = f(\hat{x}_u + \Delta x_u, \hat{y}_u + \Delta y_u, \hat{z}_u + \Delta z_u, \hat{t}_u + \Delta t_u)$$

Le développement en série de Taylor au premier ordre de cette expression autour de la position approchée donne :

$$\begin{aligned} f(\hat{x}_u + \Delta x_u, \hat{y}_u + \Delta y_u, \hat{z}_u + \Delta z_u, \hat{t}_u + \Delta t_u) &= \hat{f}(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u) + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{x}_u} \cdot \Delta x_u + \\ &\frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{y}_u} \cdot \Delta y_u + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{z}_u} \cdot \Delta z_u + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{t}_u} \cdot \Delta t_u + \dots \end{aligned}$$

L'évaluation des dérivées partielles est donnée par les expressions suivantes :

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{x}_u} &= - \frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \\ \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{y}_u} &= - \frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \\ \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{z}_u} &= - \frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \\ \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{t}_u} &= c \end{aligned} \right.$$

avec :  $\hat{r}_j = \sqrt{(x_j - \hat{x}_u)^2 + (y_j - \hat{y}_u)^2 + (z_j - \hat{z}_u)^2}$

On obtient finalement :

$$\rho_j = \hat{\rho}_j - \frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \Delta x_u - \frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \Delta y_u - \frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \Delta z_u + c \Delta t_u$$

Nous avons ainsi obtenu un système d'équations linéaires par rapport aux inconnues  $\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u$  et  $\Delta t_u$ . En réorganisant cette expression, on a :

$$\hat{\rho}_j - \rho_j = \frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \Delta x_u + \frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \Delta y_u + \frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \Delta z_u - c \Delta t_u$$

Pour simplifier cette expression, on introduit les nouvelles variables :

$$\begin{cases} \Delta \rho_j = \rho_j - \hat{\rho}_j \\ a_{x_j} = \frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \\ a_{y_j} = \frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \\ a_{z_j} = \frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \end{cases}$$

Les termes  $a_{x_j}, a_{y_j}, a_{z_j}$  définissent les cosinus directeurs des vecteurs unitaires pointant de la position approchée de l'utilisateur vers le satellite numéro j.

Finalement, nous pouvons écrire le système de quatre équations aux quatre inconnues  $\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u$  et  $\Delta t_u$  :

$$\begin{cases} \Delta \rho_1 = a_{x1} \Delta x_u + a_{y1} \Delta y_u + a_{z1} \Delta z_u - c \Delta t_u \\ \Delta \rho_2 = a_{x2} \Delta x_u + a_{y2} \Delta y_u + a_{z2} \Delta z_u - c \Delta t_u \\ \Delta \rho_3 = a_{x3} \Delta x_u + a_{y3} \Delta y_u + a_{z3} \Delta z_u - c \Delta t_u \\ \Delta \rho_4 = a_{x4} \Delta x_u + a_{y4} \Delta y_u + a_{z4} \Delta z_u - c \Delta t_u \end{cases}$$

Ce système d'équations peut être mis sous la forme matricielle suivante :

$$\Delta \rho = H \cdot \Delta X$$

avec :

$$\Delta\rho = \begin{bmatrix} \Delta\rho_1 \\ \Delta\rho_2 \\ \Delta\rho_3 \\ \Delta\rho_4 \end{bmatrix} \quad H = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ a_{x3} & a_{y3} & a_{z3} & 1 \\ a_{x4} & a_{y4} & a_{z4} & 1 \end{bmatrix} \quad \Delta X = \begin{bmatrix} \Delta x_u \\ \Delta y_u \\ \Delta z_u \\ -c\Delta t_u \end{bmatrix}$$

La solution de ce système d'équations est fournie par :

$$\Delta X = H^{-1} \Delta\rho$$

L'organigramme de la figure II.11 montre les différentes étapes d'un algorithme récursif permettant de calculer la position du récepteur à partir d'une position approchée et un seuil pour stopper le processus itératif.

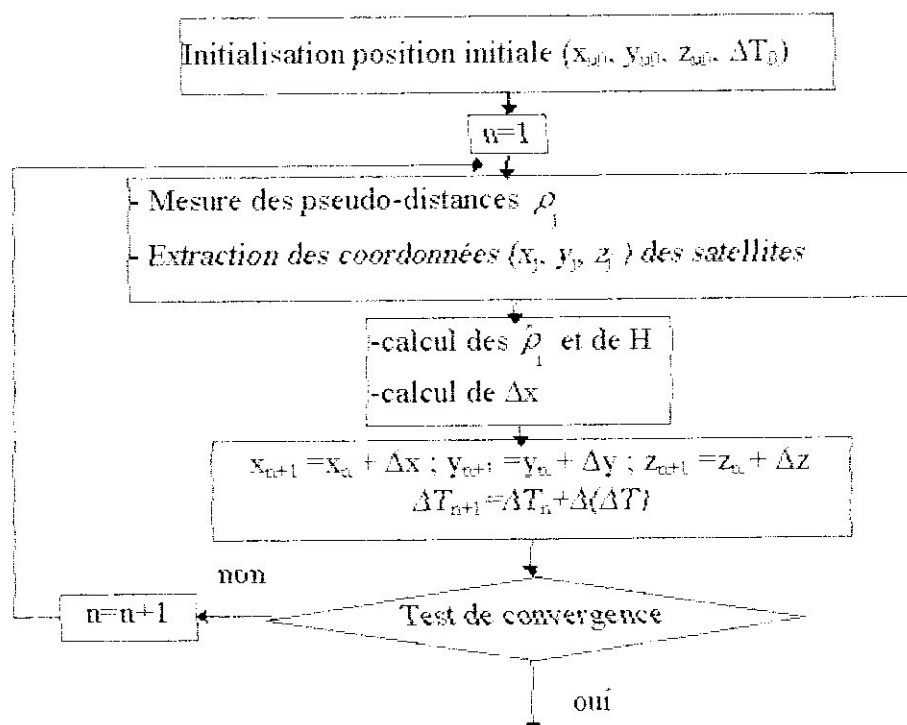


Fig. II.11 Algorithme de calcul de position

◆ **Remarque**

Les mesures des pseudo-distances sont entachées d'erreurs  $\varepsilon_{mes}$  causées par différentes sources de bruit. Ces erreurs engendrent une erreur  $\varepsilon_x$  sur la position calculée, avec la relation

suivante :  $\varepsilon_x = H^{-1} \varepsilon_{mes}$

L'erreur  $\varepsilon_x$  sur la position peut être minimisée en utilisant un nombre de satellites supérieur à quatre, ce qui aboutit à un système surdéterminé qui peut être résolu par la méthode des moindres carrés. C'est cette technique qui est généralement utilisée.

## II.6. Performances du GPS

La précision avec laquelle un utilisateur détermine sa position ou sa vitesse ou détermine le temps en synchronisme avec le temps GPS, dépend en une interaction complexe de nombreux paramètres. En général, la précision dépend de la qualité des mesures des pseudo-distances, aussi bien que des données des éphémérides. La valeur de l'erreur effective sur les pseudo-distances est appelée UERE (User Equivalent Range Error) qui est considérée comme une variable aléatoire gaussienne centrée de variance égale à la somme quadratique des différentes sources d'erreurs.

La précision sur la position/temps est déterminée par le produit de l'UERE par le facteur de géométrie de la constellation :

$$\text{Erreur sur la solution GPS} = \text{facteur de géométrie} \times \text{UERE.}$$

### II.6.1. Les sources d'erreurs

Les effets des biais des horloges des satellites et du récepteur ainsi que d'autres sources d'erreurs affectent la précision des calculs de positionnement. Ainsi, la propagation du signal à travers l'atmosphère s'effectue avec un retard. De même, les effets des réflexions (multitrajets), la sélectivité, le matériel peuvent conduire à un retard ou à une avance du signal. La figure II.12 représente ces sources d'erreurs.

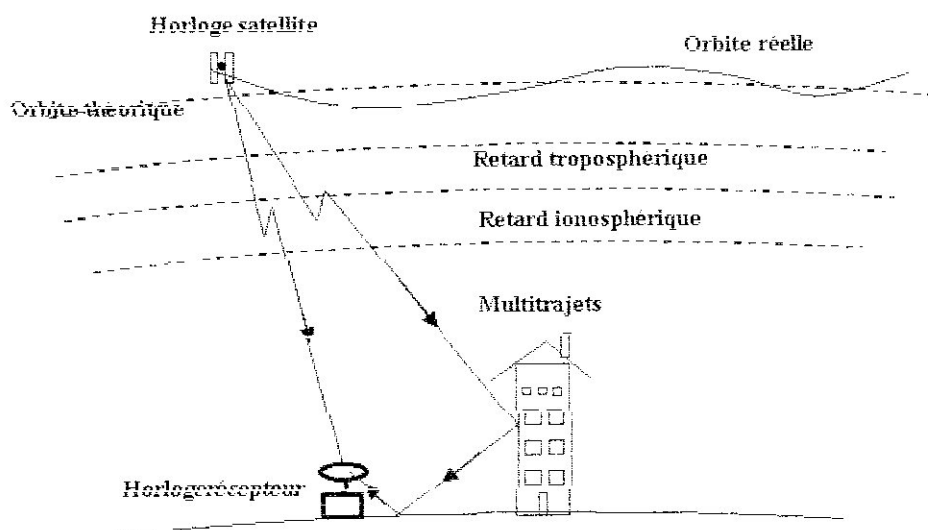


Fig. II.12 Les sources d'erreurs de distance

Nous allons voir comment corriger les effets les plus importants.

- Erreur d'horloge satellite

Les satellites sont équipés d'horloges atomiques qui contrôlent tous déphasage en temps par rapport au temps de référence. Bien que ces horloges soient fortement stables,  $\delta t$  peut dévier jusqu'à approximativement 1ms du temps de système de GPS (un écart d'une milliseconde conduit à une erreur de distance de 300 km). Les erreurs d'horloge du satellite produisent une incertitude dans la mesure de la pseudo-distance de l'ordre de 3m, la station maîtresse (Master Contrôle Station) détermine et transmet des paramètres de correction d'horloge aux satellites de la constellation, pour les retransmettre aux utilisateurs dans le message de navigation. Ces paramètres de correction sont appliqués au niveau du récepteur en utilisant un polynôme du second ordre :

$$\delta t = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r$$

avec :  $a_{f0}, a_{f1}, a_{f2}$ , des coefficients polynomiaux issus des données des éphémérides,

$t_{oc}$  est le temps de référence et  $\Delta t_r$  une correction relativiste qui est calculée par :

$$\Delta T_r = Fc(A)^{1/2} \sin E_k$$

où les paramètres ( $e, A, E_k$ ) sont des paramètres d'orbite et  $F$  une constante dont la valeur est :

$$F = \frac{-2(\mu)^{1/2}}{c^2} = -4,442807633 \cdot 10^{-10} \text{ sec/m}^{1/2}$$

La temps  $t$  doit être corrigé de la manière suivante :

si  $t - t_{oc} > 302400$  alors retrancher 604800 de  $t$

si  $t - t_{oc} < -302400$  alors ajouter 604800 à  $t$

604800 secondes représentent la durée d'une semaine en secondes et 302400 secondes représentent donc la moitié d'une semaine.

- Dégradation volontaire du signal SA (Selective Availability) :

La technique S/A de dégradation volontaire du signal a été mise en oeuvre jusqu'en 1999 pour entraver l'utilisation du GPS par les civils. Elle limitait en principe la précision de la position à 100 m dans 95% des cas et à 300 mètres au pire.

La dégradation est accomplie en intervenant sur les données des éphémérides transmises (les erreurs d'orbite), et sur l'horloge des satellites (erreur d'horloge).



- La troposphère

La troposphère est la couche basse de l'atmosphère qui touche le sol et dont l'épaisseur est comprise entre 7 à 20 km. Elle produit une réduction variable de la vitesse de l'onde transmise ce qui allonge le temps de parcours. C'est le retard troposphérique. L'amplitude de la variation dépend essentiellement des conditions météorologiques - pression, température sèche, humidité et de l'élévation du satellite. L'erreur est minimale au zénith.

C'est un milieu non dispersif, le retard troposphérique ne dépend pas de la fréquence. Contrairement à l'ionosphère cette erreur ne peut être annulée par la mesure de deux fréquences. Il faut donc utiliser un modèle.

Le retard troposphérique se décompose en deux parties, une composante sèche qui représente 80% du retard et une composante humide qui représente 20% du retard. C'est cette dernière qui est la plus mal modélisée. La valeur du retard troposphérique est d'environ 2,20 mètres au zénith et de plus de 20 mètres à 5 degrés.

Il existe de nombreux modèles de correction.

- L'ionosphère

L'ionosphère correspond à la couche haute de l'atmosphère comprise entre 50 et 1000 km. C'est une zone chargée de particules électriques qui interagissent avec les ondes émises par les satellites GPS et en allongent le temps de trajet. Le retard ionosphérique (allongement du temps de parcours satellite-récepteur) est compris entre 0 et 50 mètres et varie en fonction de l'agitation ionosphérique. Contrairement à la troposphère, il n'est pas possible de modéliser correctement cet effet. L'ionosphère a, par contre, une propriété très importante, c'est un milieu dispersif pour les fréquences qui nous intéressent. Le retard électronique dépend de la fréquence et donc l'utilisation de deux fréquences va permettre d'éliminer le retard ionosphérique. L'agitation ionosphérique n'est pas constante au cours du temps et varie fonction des paramètres suivants :

- de la latitude du point. L'ionosphère est plus agitée au pôle et à l'équateur
- de l'activité solaire. Tous les 11 ans le soleil a un pic d'activité pendant lequel les vents solaires (constitués de particules électriques) sont beaucoup plus violents et leurs interactions avec l'ionosphère la rend beaucoup plus agitée.
- de la période de l'année
- du jour ou de la nuit pendant laquelle elle est très calme.

**II.6.2. Algorithme de corrections des erreurs**

Dans la figure II.13, nous avons donné l'algorithme de correction des pseudo-distances qui est généralement utilisé.

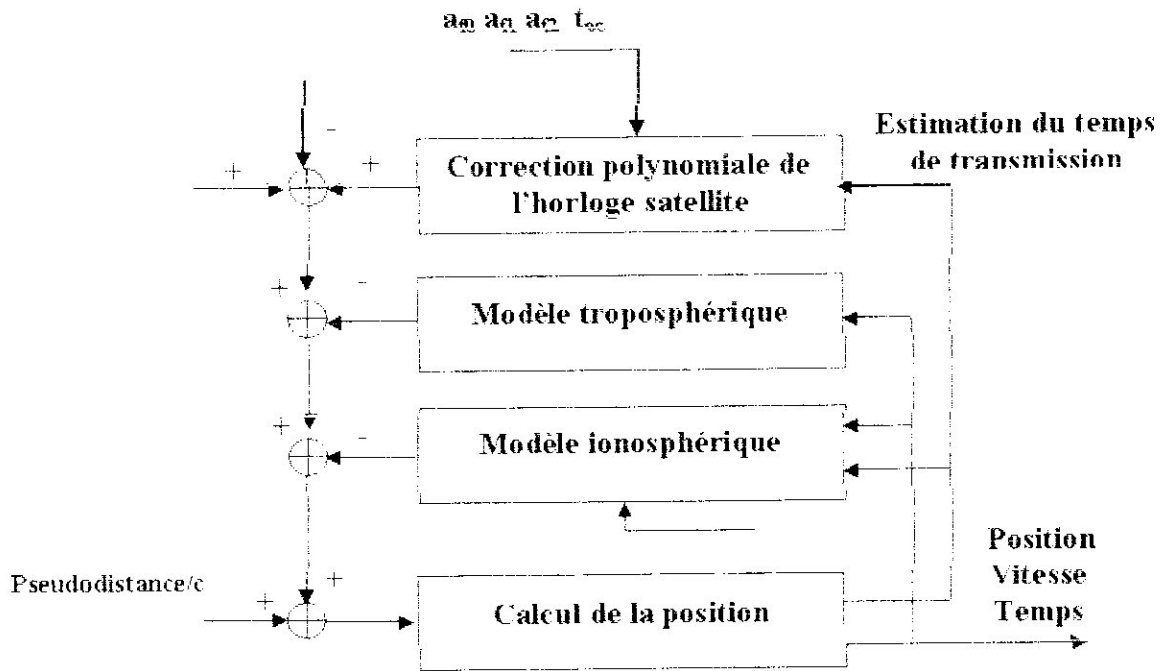


Fig. II.13 Algorithme de corrections

**II.6.3. Bilan des erreurs**

Le tableau suivant indique à titre d'exemple, la contribution des différentes sources d'erreurs dans le calcul de l'UERE.

Segment	Source d'erreur	erreur GPS (m) sans SA
spatial	Stabilité d'horloge satellite	3.0
	Perturbations satellites	1.0
	Autre (rayonnement, thermiques etc.)	0.5
contrôle	Erreur de prévision d'éphéméride	4.2
	autre (exécution d'éjecteur, etc...)	0.9
Utilisateur	Retard du à l'ionosphère	5.0
	Retard du à la troposphérique	1.5
	Bruit et résolution de récepteur	1.5
	Multi-trajets	2.5
	Autre (polarisation, inter canaux etc...)	0.5
UERE	total	8.5

Tableau II.1 Bilan des erreurs

#### II.6.4. Géométrie des satellites et dilution de précision

Le concept de dilution de précision est l'idée que l'erreur de position qui résulte des erreurs de mesure dépend de la géométrie de la géométrie utilisateur-satellite. Graphiquement, ces idées sont illustrées dans la figure II.14. Deux géométries sont indiquées. Dans la figure II.14 (a), les satellites sont situés approximativement à angle droit par rapport à l'utilisateur. Dans la figure II.14 (b), l'angle entre les satellites vus de l'utilisateur est petit. Dans les deux cas, les aires représentant la position éventuelle de l'utilisateur sont représentées autour de la position de l'utilisateur, avec des erreurs en distance identiques. La précision sur la mesure de la position est très différente dans les deux cas. Avec les mêmes erreurs en distance, la géométrie (b) provoque plus d'erreur dans la position calculée que la géométrie (a). La géométrie (b) correspond à une plus grande dilution de précision que la géométrie (a).

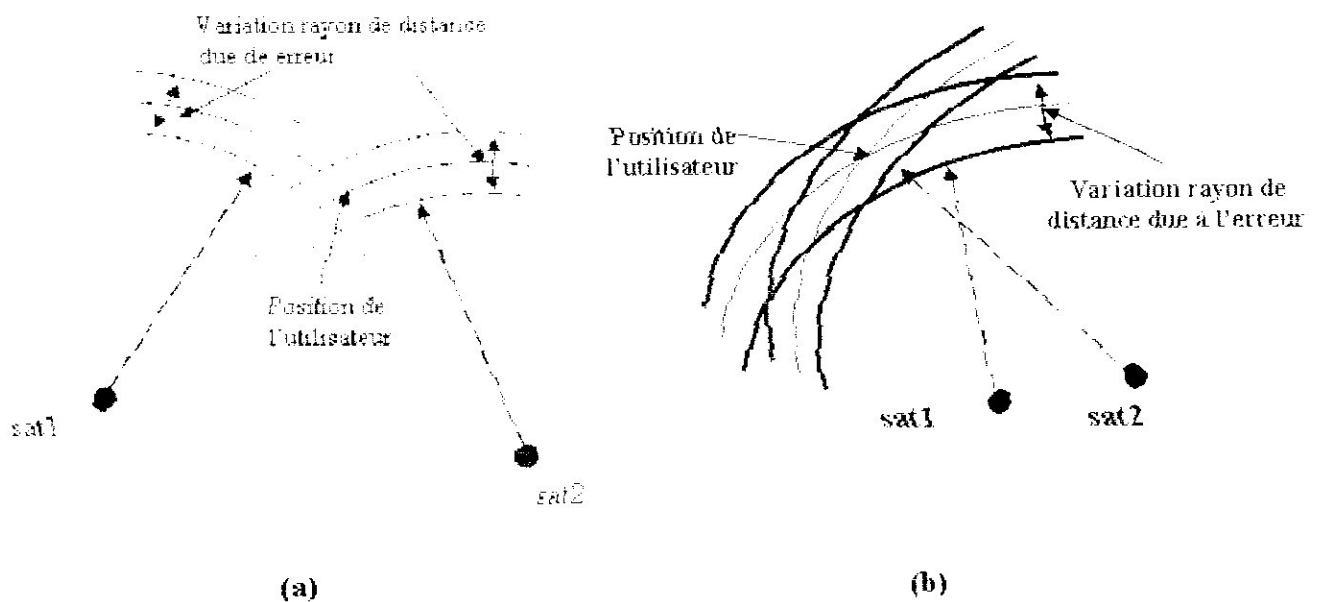


Fig. II.14 Illustration de la dilution de précision

Une dérivation formelle des relations de DOP (Dilution Of Precision) du GPS commence par la linéarisation des équations de pseudo-distance comme on l'a vu et qui fournit la relation reliant l'écart  $\Delta x$  de la position réelle et la position calculée est relié à l'erreur en distance  $\Delta \rho$  :

$$H \Delta x = \Delta \rho$$

Le vecteur  $\Delta x$  a quatre composantes. Les trois premières sont les écarts de position de l'utilisateur par rapport au point de linéarisation. Le quatrième est l'écart entre le biais horloge et le biais au point de linéarisation.

La matrice  $H$  est donnée par :

$$H = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{xn} & a_{yn} & a_{zn} & 1 \end{bmatrix}$$

où  $a_i = (a_{xi}, a_{yi}, a_{zi})$  sont les vecteurs unitaires pointant des points de linéarisation vers la position de satellite  $N^{\circ}i$ . Lorsque le nombre de satellites est de quatre, on obtient :

$$\Delta x = H^{-1} \Delta \rho$$

Lorsque le nombre de satellites est supérieur à quatre, la méthode des moindres carrés peut être utilisée pour résoudre le système d'équations. Le résultat de cette méthode peut être obtenu en multipliant les deux extrêmes de l'équation par  $H^T$  qui donne :

$$H^T H \Delta x = H^T \Delta \rho$$

d'où :

$$\Delta x = (H^T H)^{-1} H^T \Delta \rho$$

En posant par  $dx$  et  $d\rho$ , les vecteurs estimation de  $\Delta x$  et  $\Delta \rho$ , on peut montrer la relation :

$$dx = [(H^T H)^{-1} H^T] d\rho = K \cdot d\rho$$

Cette équation est la relation fondamentale entre les erreurs sur les distances et l'erreur sur la position. La matrice  $(H^T H)^{-1} H^T$  de dimension  $(n \times 4)$  dépend seulement de la géométrie de l'utilisateur et des satellites participant dans le calcul.

Les erreurs de pseudo-distance peuvent être considérées comme des variables aléatoires. Le vecteur des erreurs  $d\rho$  est généralement considéré formé de composantes gaussiennes de moyenne nulle. En supposant une géométrie constante, il en sera de même de la variable  $dx$ .

la covariance de  $dx$  est :

$$\text{cov}(dx) = E(dx \cdot dx^T)$$

où E représente l'opérateur d'espérance.

Après calculs, on obtient :

$$\text{cov}(dx) = (H^T H)^{-1} H^T \text{cov}(d\rho) H (H^T H)^{-1}$$

La covariance de  $d\rho$  peut être mise sous la forme :

$$\text{cov}(d\rho) = I_{n \times n} \sigma_{UEPE}^2$$

Ce qui donne finalement :

$$\text{cov}(dx) = (H^T H)^{-1} \sigma_{UEPE}^2$$

avec :

$$\text{cov}(dx) = \begin{bmatrix} \sigma_{x_u}^2 & \sigma_{x_u y_u}^2 & \sigma_{x_u z_u}^2 & \sigma_{x_u ct_b}^2 \\ \sigma_{x_u y_u}^2 & \sigma_{y_u}^2 & \sigma_{y_u z_u}^2 & \sigma_{y_u ct_b}^2 \\ \sigma_{x_u z_u}^2 & \sigma_{y_u z_u}^2 & \sigma_{z_u}^2 & \sigma_{z_u ct_b}^2 \\ \sigma_{x_u ct_b}^2 & \sigma_{y_u ct_b}^2 & \sigma_{z_u ct_b}^2 & \sigma_{ct_b}^2 \end{bmatrix}$$

Les composants de la matrice  $(H^T H)^{-1}$  traduisent l'influence des erreurs de pseudo-distance sur l'erreur de position.

Les paramètres de dilution de précision DOP sont définis en termes de rapport de combinaisons de  $\text{cov}(dx)$  et de  $\sigma_{UEPE}$  :

$$\text{GDOP} = \frac{\sqrt{\sigma_{x_u}^2 + \sigma_{y_u}^2 + \sigma_{z_u}^2 + \sigma_{ct_b}^2}}{\sigma_{UEPE}}$$

En posant,

$$(H^T H)^{-1} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} & D_{24} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} & D_{34} \\ D_{41} & D_{42} & D_{43} & D_{44} \end{bmatrix}$$

On aura :

$$\text{GDOP} = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33} + D_{44}}$$

$$\text{ou } \sqrt{\sigma_{x_u}^2 + \sigma_{y_u}^2 + \sigma_{z_u}^2 + \sigma_{ct_b}^2} = \text{GDOP} \times \sigma_{UEPE}$$

A partir de cette dernière relation, on peut dire que le GDOP représente l'amplification de l'erreur de mesure sur la solution.

Plusieurs autres paramètres sont utilisés pour caractériser la précision des diverses composantes de la position, ce sont : le PDOP ( Position Dilution Of Precision), le HDOP (Horizontal Dilution Of Precision), le VDOP (Vertical Dilution Of Precision), et le TDOP (Time Dilution Of Precision). Leurs expressions sont les suivantes :

$$\sqrt{\sigma_{x_u}^2 + \sigma_{y_u}^2 + \sigma_{z_u}^2} = \text{PDOP} \times \sigma_{\text{UERE}}$$

$$\sqrt{\sigma_{x_u}^2 + \sigma_{y_u}^2} = \text{HDOP} \times \sigma_{\text{UERE}}$$

$$\sigma_{z_u} = \text{VDOP} \times \sigma_{\text{UERE}}$$

$$\sigma_{t_b} = \text{TDOP} \times \sigma_{\text{UERE}}$$

Ces paramètres peuvent s'exprimer aussi par :

$$\text{PDOP} = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33}}$$

$$\text{HDOP} = \sqrt{D_{11} + D_{22}}$$

$$\text{VDOP} = \sqrt{D_{33}}$$

$$\text{TDOP} = \sqrt{D_{44}} / c$$

Nous allons maintenant montrer trois exemples qui illustrent la signification des indicateurs DOP. Ces exemples ne sont pas directement issus des données GPS réelles, mais ils proviennent d'une simulation du calcul de position GPS. La figure II.15 représente la position des satellites visibles à 19h 18' et 53'' par un observateur situé à une certaine position géographique. Les satellites visibles à cet instant ont les numéros respectifs 5, 6, 9, 16, 17, 20 et 24. Chacun d'entre eux envoie au récepteur GPS des informations sur sa propre position actuelle, à partir desquelles le récepteur peut calculer sa position exacte avec plus ou moins de précision. Les nombres affichés sur la droite de la figure sont les valeurs calculées des indicateurs DOP pour la configuration correspondante. On s'aperçoit que ces valeurs numériques calculées sont plus ou moins proches de 1. Cela est le cas lorsque les différents satellites visibles à l'instant correspondant et au point d'observation donné sont assez bien distribués, c'est-à-dire ils sont suffisamment bien dispersés dans la portion du ciel visible à cet endroit.

La figure II.16 montre la situation 6 minutes plus tard (à 19h 24' 37''), lorsque la configuration de satellites est moins bien répartie dans la portion visible du ciel. En effet, plusieurs couples de satellites sont à cet instant relativement proches l'un de l'autre, et les informations que ceux-ci envoient au récepteur GPS sont redondantes. Il y a donc, à cet instant et à ce point d'observation, une diminution de la quantité d'informations utilisables, ce qui entraîne une baisse de précision dans la détermination de la position, et donc une augmentation des indicateurs DOP.

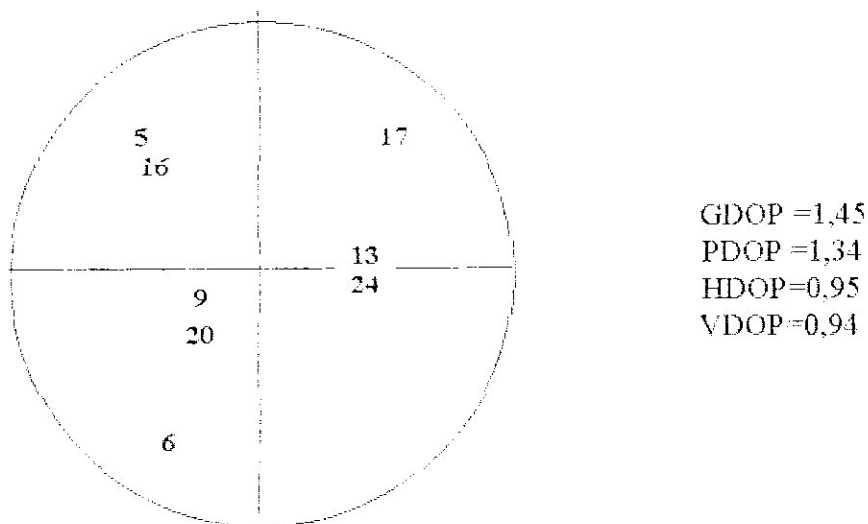


Fig. II.15 Exemple de constellation simulée avec bon DOP

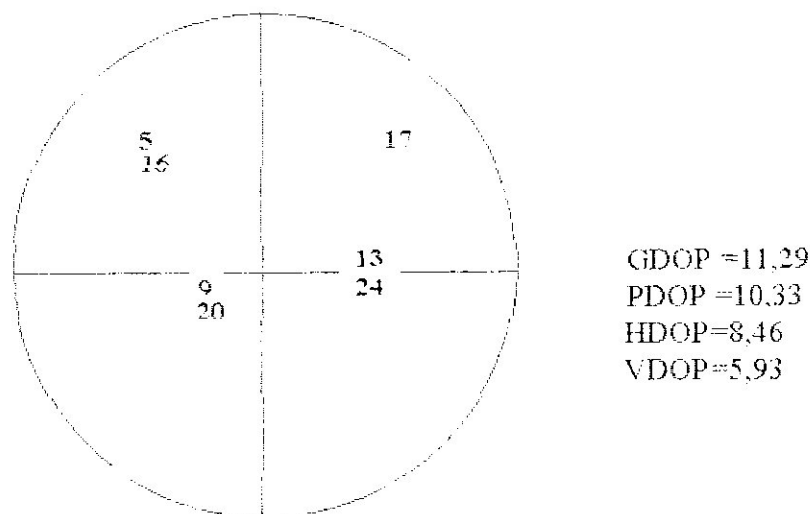


Fig. II.16 Exemple de constellation simulée avec mauvais DOP

## III. CONTROLE D'INTEGRITE DU GPS: LE RAIM

### III.1. Introduction

D'un point de vue général, le but des algorithmes de contrôle d'intégrité et d'indiquer les limites de l'erreur de position en fonction de probabilités de détection et de fausses alarmes données. Si la position calculée n'entre pas dans les limites des niveaux d'alerte fixés par les normes OACI, une alerte est lancée au pilote pour le basculement vers d'autres systèmes de navigation.

L'objet de ce chapitre est la présentation des exigences opérationnelles telles qu'elles ont été définies par l'OACI et des définitions des paramètres utilisés dans les algorithmes de détection. Nous ferons ensuite l'étude d'un algorithme du contrôle de l'intégrité RAIM de type Snapshot qui fait l'objet de notre simulation.

### III.2. Système de navigation global par satellites GNSS

#### III.2.1. Les débuts du GNSS (Global Navigation Satellite System)

Les recommandations de la communauté aéronautique mondiale lors de la 10<sup>ème</sup> Conférence de la Navigation Aérienne en 1991, suivies de celles du conseil de l'OACI approuvant, en Février 1994, les conclusions du comité FANS (Future Air Navigation Systems) ont permis de lancer la navigation par satellite. En octobre 1994, la lettre du gouvernement des Etats-Unis à l'OACI offrant, sans percevoir de charges directes, un service de positionnement ouvert à l'aviation civile, puis, en juin 1996, la lettre de la fédération de Russie proposant un service identique pour GLONASS ont donné une impulsion décisive permettant à l'OACI d'engager les travaux de standardisation du GNSS, avec pour objectif de définir des systèmes GNSS utilisables pendant toutes les phases de vol, de la navigation océanique aux atterrissages de précision de Catégorie III. Suite à ces décisions, les travaux du groupe d'expert GNSS Panel ont permis à l'OACI de publier, en Novembre 2002, dans l'Annexe 10 à la Convention de Chicago, des standards GNSS couvrant l'ensemble des phases de vol jusqu'aux approches de Catégorie I. Il fut décidé de s'arrêter aux applications de Catégorie I dans cette première version des standards GNSS car les travaux de définition et de validation des standards GNSS avaient montrés qu'avec les signaux actuels GPS ou GLONASS (mono-fréquence), il était très difficile d'assurer un niveau de performance tel que



celui requis pour l'ILS ou le MLS Catégorie II/III. Afin d'assurer les niveaux requis en matière de précision, d'intégrité, de continuité de service et de disponibilité du GNSS pour les différentes phases de vol, les normes GNSS OACI définissent différentes architectures de renforcement des constellations de base (GPS et GLONASS) :

- > ABAS (Airborne Based Augmentation System)
- > GBAS (Ground Based Augmentation System)
- > SBAS (Satellite Based Augmentation System)

La figure III.1 montre les différents composants du système GNSS.

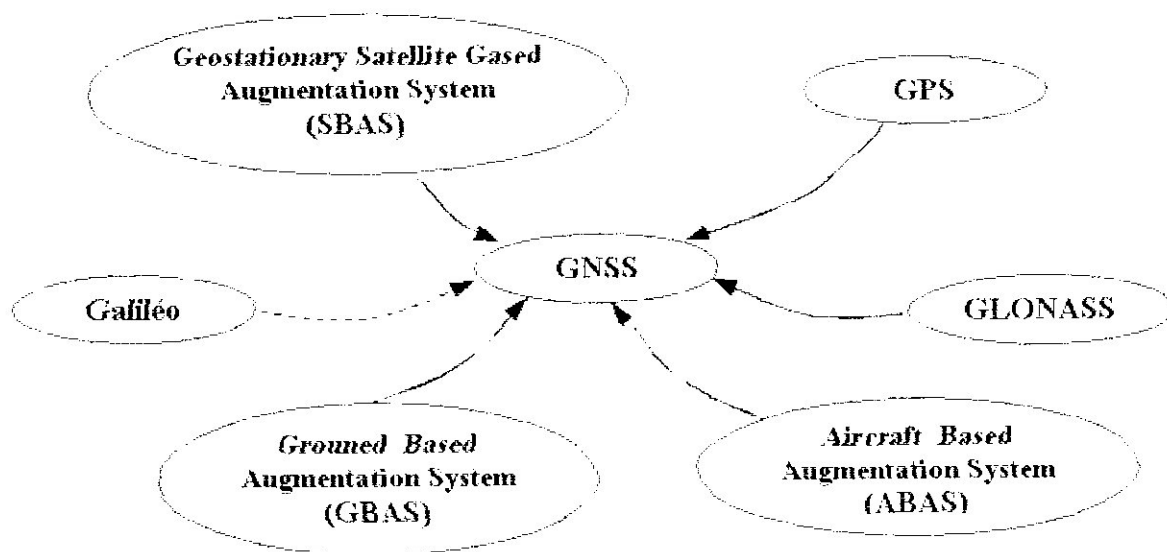


Fig. III.1 Composants du système GNSS

### III.2.2. Le système ABAS

Les systèmes GNSS ABAS utilisent uniquement des éléments de redondance interne à la constellation GPS, par exemple la multiplicité des mesures de distance à différents satellites, ou la combinaison des mesures GNSS avec celles d'autres senseurs de navigation, tels que les centrales à inertie, pour élaborer un contrôle d'intégrité. Ce contrôle d'intégrité est crucial pour le GNSS car, selon les caractéristiques de défaillance autorisées dans les standards OACI, les satellites GPS peuvent conduire à des erreurs de position très importantes pendant des durées de plusieurs heures. Le renforcement de type ABAS le plus simple est traditionnellement dénommé **RAIM** (Receiver Autonomous Integrity Monitoring), il s'agit d'exploiter les redondances d'un nombre de mesures supérieur à quatre – nombre minimum pour élaborer une mesure de position. C'est l'algorithme généralement implémenté dans les récepteurs GNSS de l'aviation générale ou d'une partie de l'aviation d'affaire. Pour les avions

disposant d'une centrale à inertie, il est possible d'exploiter les propriétés complémentaires du GNSS et de l'inertie pour combiner leurs mesures et élaborer un contrôle d'intégrité. Il est à noter que contrairement aux autres renforcements de type GBAS et SBAS, le renforcement ABAS ne permet pas d'améliorer la précision de positionnement. En conséquence, compte tenu des exigences de l'Annexe 10 pour les opérations utilisant le GNSS, l'utilisation des systèmes ABAS est limitée au mieux aux approches de non précision.

### III.2.3. Le système GBAS

Pour réaliser des opérations de type approche de précision de Catégorie I, il est nécessaire de pouvoir éliminer un certain nombre d'erreurs de mesure des signaux transmis par les satellites GNSS, en particulier les erreurs de trajectographie et d'horloge ainsi que les erreurs dues à la propagation dans l'ionosphère. La méthode la plus classique repose sur une technique appelée différentiel local, où une station de référence située sur un aéroport par exemple, permet de mesurer précisément ces erreurs et donc de les retransmettre à un usager pour qu'il puisse les ôter de sa propre mesure. La norme GBAS de l'OACI repose sur cette technique via l'utilisation d'une liaison de données dans la bande de fréquences VHF des systèmes ILS – VOR (108 – 118 MHz). Les autres éléments transmis sur cette liaison VHF sont les données d'intégrité des différents satellites en vue, ainsi que la base de données utilisée pour le segment d'approche final. Pour une station GBAS, la couverture est d'environ une trentaine de km, donc typiquement une zone d'approche associée à un aéroport, et une seule station GBAS peut fournir des approches à toutes les pistes de cet aéroport. Les standards OACI les plus récents prévoient qu'il soit possible d'interconnecter des stations GBAS pour former un réseau diffusant des corrections différentielles à grande échelle, un tel système étant identifié plus précisément par l'acronyme l'acronyme GRAS (Ground Regional Augmentation System).

### III.2.4. Le système SBAS

Le SBAS transmet, comme le GBAS, des corrections différentielles et des messages d'intégrité pour les satellites de navigation qui sont en vue d'un réseau de stations de référence, typiquement déployées à l'échelle d'un continent entier. En fonction de l'architecture du système et du niveau de performance visé, il faut de 20 à 35 stations sol pour couvrir un continent. Il y a trois différences importantes par rapport au GBAS. Tout d'abord, la bande de fréquence de la liaison de données est identique à celle des signaux GPS (autour de 1575 MHz), ce qui permet d'utiliser les étages d'entrée standards de récepteur GPS. Ensuite, l'utilisation de satellites géostationnaire permet de diffuser les messages sur de très

vastes zones. Enfin, on peut également faire des mesures de positionnement sur ces satellites géostationnaires, comme s'il s'agissait de satellites GPS, ce qui a pour effet d'augmenter d'autant le nombre de satellites de navigation en vue. Par contre, compte tenu de la limitation du nombre de stations de référence au sol afin de maîtriser les coûts de déploiement et d'opération, on considère que le meilleur niveau de performance atteignable actuellement par les GNSS SBAS correspond aux approches de performance APV I ou II qui sont présentées plus en détail dans la suite de cet article.

La figure III.2 donne une classification des systèmes des navigations en ce qui concerne l'approche.

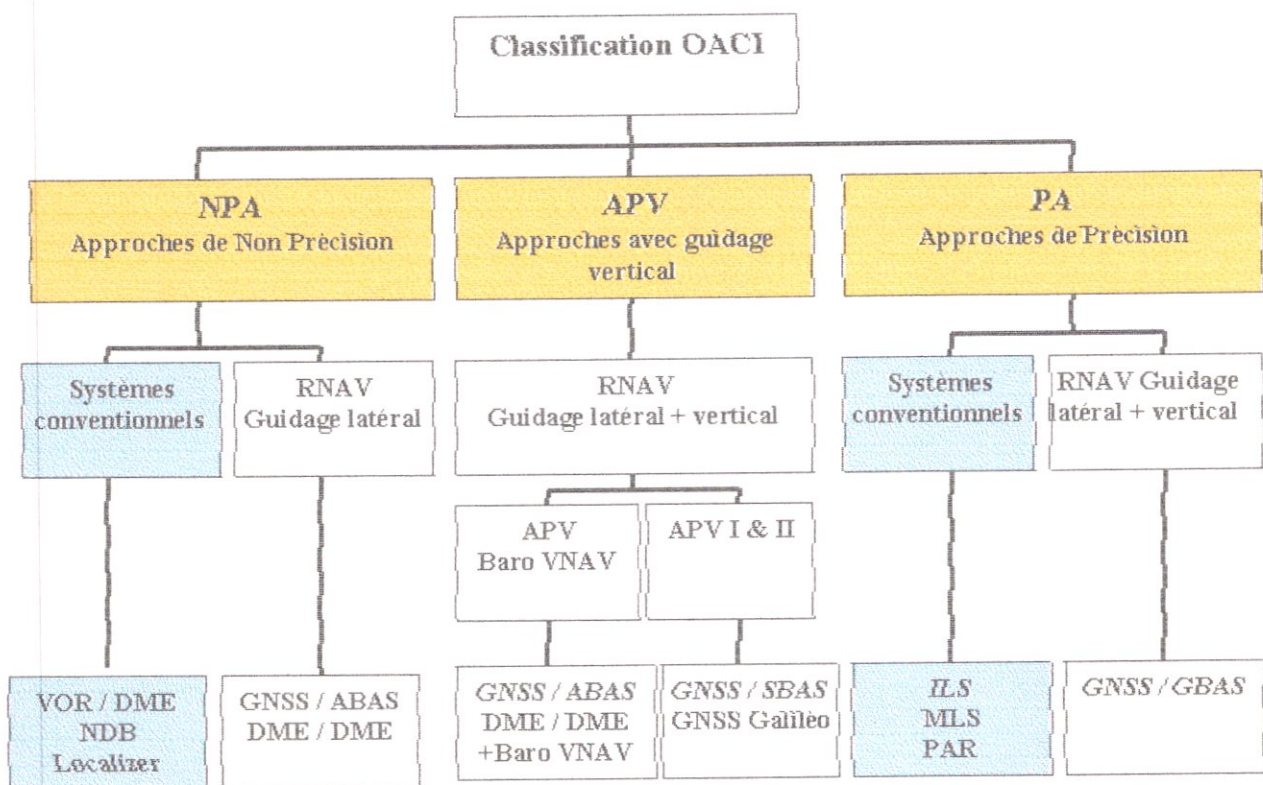


Fig. III.2 Classification des systèmes de navigation

### III.3. Exigences opérationnelles

#### III.3.1. Exigences de performances de navigation (RNP)

L'OACI a établi pour chaque phase de vol, des exigences de performance en matière de navigation aérienne qui doivent être remplies par les systèmes de navigation. Ces exigences découlent du concept RNP (Required Navigation Performance) et sont exprimées en termes de précision, d'intégrité, de continuité de service et de disponibilité.

La figure III.3 donne les valeurs de RNP pour les différentes phases de vol.

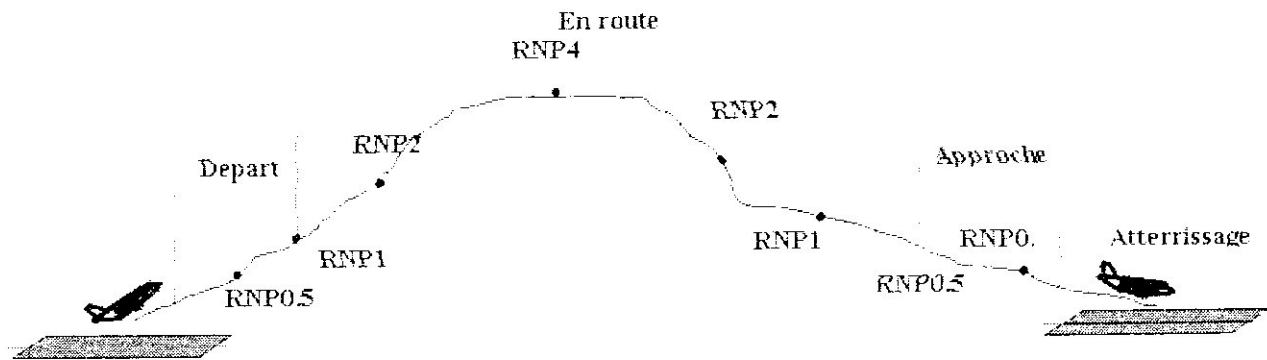


Fig. III.3 Les types de RNP

### III.3.2. Définitions

Nous donnons quelques définitions utilisées dans la définition des exigences de performances.

◆ **Précision**

La précision sur la position représente la limite de l'erreur totale du système dans 95% du temps. La précision verticale est donnée uniquement pour les approches de précision.

◆ **Intégrité**

L'intégrité représente la confiance qu'on place dans l'exactitude de l'information délivrée par le GPS. Ce paramètre inclut la capacité du système à délivrer dans les délais des alertes à l'utilisateur lorsque le système est défectueux. Pour assurer l'intégrité du système en cas de défaillance, l'alerte doit être donnée dans un intervalle de temps inférieur au temps d'alerte qui est un paramètre opérationnel.

◆ **Continuité**

La continuité du système est sa capacité à fonctionner sans interruption.

◆ **Disponibilité**

La disponibilité est l'intervalle de temps durant lequel le système est capable de délivrer l'information correcte.

Dans le tableau suivant, on donne en fonction des phases de vol (approche sans précision), les valeurs des différents paramètres opérationnels.

**III.3.3. Exigences de performances**

Le tableau suivant précise les différentes performances exigées pour quelques valeurs de RNP.

Phase de vol	En route RNP 20 à 10	En route terminale RNP 5 à 1	Approche initiale NPA départ RNP 0,5 à 0,3
Précision 95% latérale	2 nm	4 nm	220 m
Limite d'alerte HAL	4 nm	1 nm	555 m
Intégrité	1-10 <sup>-7</sup> /heure		
Temps d'alerte	5 mn	15 s	10 s
Continuité	1-10 <sup>-4</sup> à 1-10 <sup>-8</sup> /heure		
Disponibilité	0,99 à 0,99999	0,999 à 0,99999	0,99 à 0,99999

**Tableau III.1 Exigences de performances**

**III.4. Le Contrôle d'intégrité**

**III.4.1. Détection et exclusion de panne**

♦ **Le principe**

Les fonctions de détection et d'exclusion de défaut, telles qu'elles sont exécutées par le récepteur, fournissent un moyen de surveillance de l'intégrité de la solution de navigation en utilisant des données redondantes ou complémentaires. Ces données redondantes peuvent être des mesures additionnelles de distance, par exemple.

La détection de défaut (FD) est effectuée pour éviter une violation d'intégrité ou de probabilité d'erreur de position inacceptable, dans une phase de vol donnée. Elle provoque une perte de continuité. Après détection, le processus d'exclusion de défaut (FE) détermine et exclut la source de défaut, sans identifier nécessairement la source individuellement, de ce fait permettant le GPS d'être opérationnel sans interruption.

La conception d'algorithmes pour effectuer des opérations de détection et d'exclusion de défaut, dépend des probabilités désirées de fausse alerte  $P_{FA}$ , de détection manquée  $P_{MD}$  et d'exclusion manquée  $P_{FE}$ . Les performances de la fonction de détection de défaut sont principalement mesurées par les niveaux de protection horizontal HPL et vertical VPL qui sont liés aux probabilités  $P_{FA}$  et  $P_{MD}$ . Les performances de la fonction exclusion de défaut sont principalement mesurées par les niveaux d'exclusion horizontale HEL et verticale VEL qui sont liés à la probabilité  $P_{FE}$ .

La diagramme de la figure III.1 tous les cas qui peuvent se produire en cas validité ou de non validité de la position calculée. Par exemple, en cas où la position n'est pas valide et qu'il y a eu détection de celle-ci mais pas d'exclusion du satellite en panne, il y a une alerte vraie.

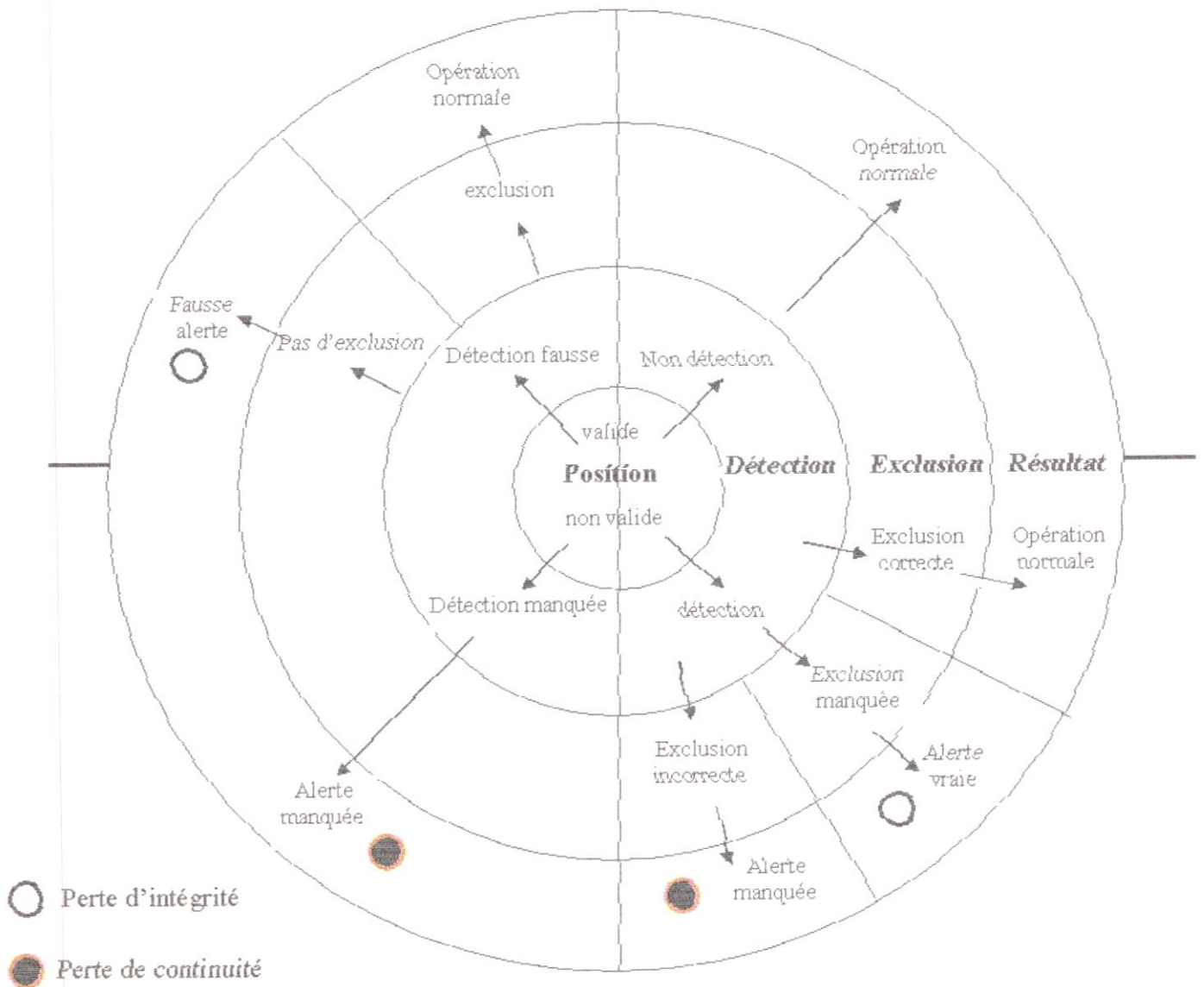


Fig. III.4 Diagramme des conditions FDE

Nous allons définir maintenant les différents paramètres utilisés dans les algorithmes RAIM.

◆ Temps d'alerte

Le temps d'alerte est le temps écoulé maximal permis entre le début d'un échec de positionnement jusqu'à l'instant où l'équipement donne l'alerte.

La figure III.2 illustre le cas d'un positionnement qui n'a pas été détecté. Ceci est un cas de détection manquée.

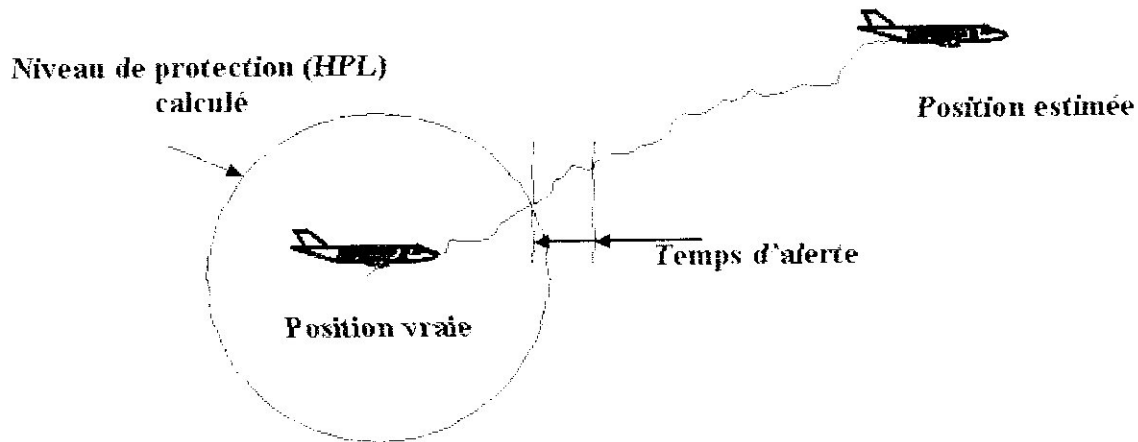


Fig. III.5 Définition du temps d'alerte

◆ Détection manquée : Définition

Une détection manquée se produit quand il y a une erreur de positionnement qui n'est pas été détectée par l'algorithme de détection et d'exclusion FDE dans le temps d'alerte spécifié.

La probabilité de détection manquée notée  $P_{MD}$  est une fonction du risque d'intégrité. Nous donnons dans le tableau suivant deux valeurs usuelles de  $P_{MD}$  applicables à deux types de phase de vol (Van Dyke, 2001) où NPA désigne les approches de non précision et les APV, les approches avec précision.

Phase de vol	Risque d'intégrité	$P_{MD}$
En route à NPA	$10^{-7}/h$	$10^{-5}$
APVI, APVII et Approches de précision	$2.10^{-7}/app$	0,048

Tableau III.2 Probabilité de détection manquée

♦ **Fausse alerte : définition**

Une fausse alerte est définie comme une indication d'erreur de position au pilote lorsque celle-ci ne s'est pas produite. Cela correspond à une fausse détection dans le cas de FD et d'exclusion manquée dans le cas de FDE.

Le taux de fausse alerte  $P_{FA}$  est lié aux exigences de perte de continuité. Nous donnons dans le tableau suivant deux valeurs usuelles de  $P_{FA}$  pour deux types de phases de vol (RTCA, 1999).

Phase de vol	$P_{FA}$
En route à NPA	$2,778.10^{-9}/\text{test}$
APVI, APVII et Approches de précision	$1,333.10^{-7}/\text{test}$

**Tableau III.3 Probabilité de fausses alarmes**

Dans le processus de détection de panne, on utilise en général la probabilité de fausse détection  $P_{FD}$ . Sous certaines hypothèses, on peut assimiler  $P_{FD}$  et  $P_{FA}$ .

♦ **Défaut d'exclusion : Définition**

Un défaut d'exclusion se produit lorsque une erreur de position réelle est détectée alors que la condition de détection n'est pas éliminée dans l'intervalle de temps d'alerte. Un défaut d'exclusion provoque une alerte. Le taux de défaut d'exclusion est relié aux exigences de continuité du système.

Nous donnons dans le tableau suivant deux valeurs usuelles probabilité de défaut d'exclusion  $P_{FE}$  pour deux types de phases de vol (Lee, 1999).

Phase de vol	$P_{FE}$
En route à NPA	0,001
APVI, APVII et Approches de précision	0,192

**Tableau III.4 Probabilité de fausse exclusion**



### III.4.2. Disponibilité des fonctions de détection et d'exclusion de panne

La disponibilité du système GP est vérifiée par les algorithmes de détection en comparant les niveaux de protection calculés avec les limites d'alerte (HAL, VAL) spécifiées par les exigences opérationnelles définies de l'OACI.

Les niveaux de protection et d'exclusion sont définis de la manière suivante :

◆ **Niveau de protection horizontal HPL**

C'est le rayon du cercle dans le plan horizontal dont le centre est confondu avec la position vraie et pour lequel les exigences d'alerte manquée et de fausse alerte sont remplies pour un ensemble de satellites donné lorsque la fonction détection est utilisée.

◆ **Niveau de protection vertical VPL**

C'est la moitié du segment vertical dont le centre est confondu avec la position vraie et pour lequel les exigences d'alerte manquée et de fausse alerte sont remplies pour un ensemble de satellites donné lorsque la fonction détection est utilisée.

◆ **Niveau d'exclusion horizontal HEL**

C'est le rayon du cercle dans le plan horizontal dont le centre est confondu avec la position vraie et pour lequel les exigences d'alerte manquée et de fausse alerte sont remplies pour un ensemble de satellites donné lorsque les fonctions de détection et d'exclusion sont utilisées.

D'un point de vue pratique, pour une phase de vol donnée, la disponibilité des fonctions FD et FDE est déterminée en comparant les niveaux de protection/exclusion calculés avec les niveaux d'alerte correspondants, comme le montre le tableau suivant.

Phase de vol	Disponibilité de FD	Disponibilité de FDE
En route à NPA	$HPL < HAL$	$HEL < HAL$
Approches	$HPL < HAL$ et $VPL < VAL$	$HPL < HAL$ et $VEL < VAL$

Tableau III.5 Niveaux de protection et d'alerte

Par exemple, dans la figure III.3, la fonction FD est déclarée disponible si le volume de rayon HPL est à l'intérieur du volume de rayon HAL.

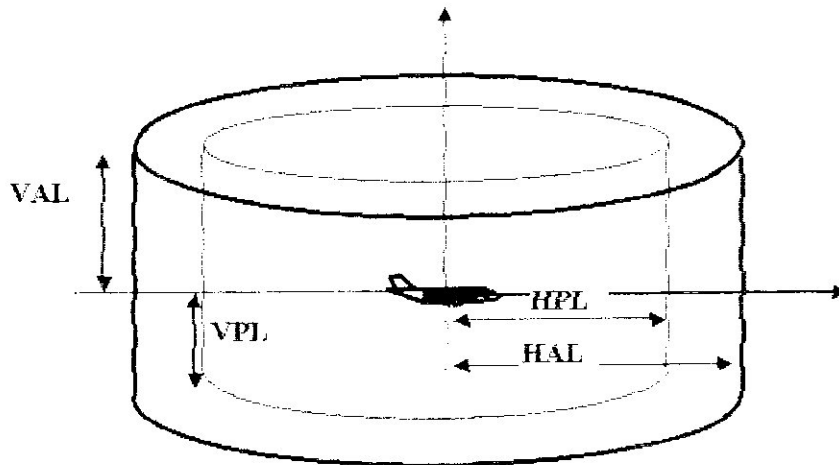


Fig. III.6 Disponibilité de la fonction

#### III.4.3. Principe de détection et exclusion de panne d'un algorithme RAIM de type *Snapshot*

Tous les algorithmes de détection de panne sont basés sur un test d'hypothèse :

- $H_0$  Cas normal : anomalie
- $H_1$  Cas anormal : pas d'anomalie

La fonction de détection doit choisir entre les deux hypothèses, pour cela, on a recours à des comparaisons.

Un critère de décision  $T$  est calculé à partir des données observées, puis comparé à un seuil de décision  $T_D$  calculé en fonction des exigences imposées par l'algorithme de détection FD. La règle de décision pour la détection est la suivante :

- Si  $T < T_D$ , l'hypothèse  $H_0$  est choisie
- Si  $T > T_D$ , l'hypothèse  $H_1$  est choisie

L'algorithme de détection doit avoir été au préalable déclaré disponible. Ceci est réalisé en comparant les niveaux de protection  $xPL$  calculés aux niveaux d'alerte  $xAL$  correspondants.

Le diagramme de la figure III.4 récapitule les principales étapes de la détection : cet algorithme utilise des mesures GPS par le code. On remarque les deux types de tests vus antérieurement : le premier permet de décider de la disponibilité ou non du système GPS, le second permet de savoir s'il y a une anomalie ou non. En cas d'anomalie, on fait appel à la fonction exclusion.

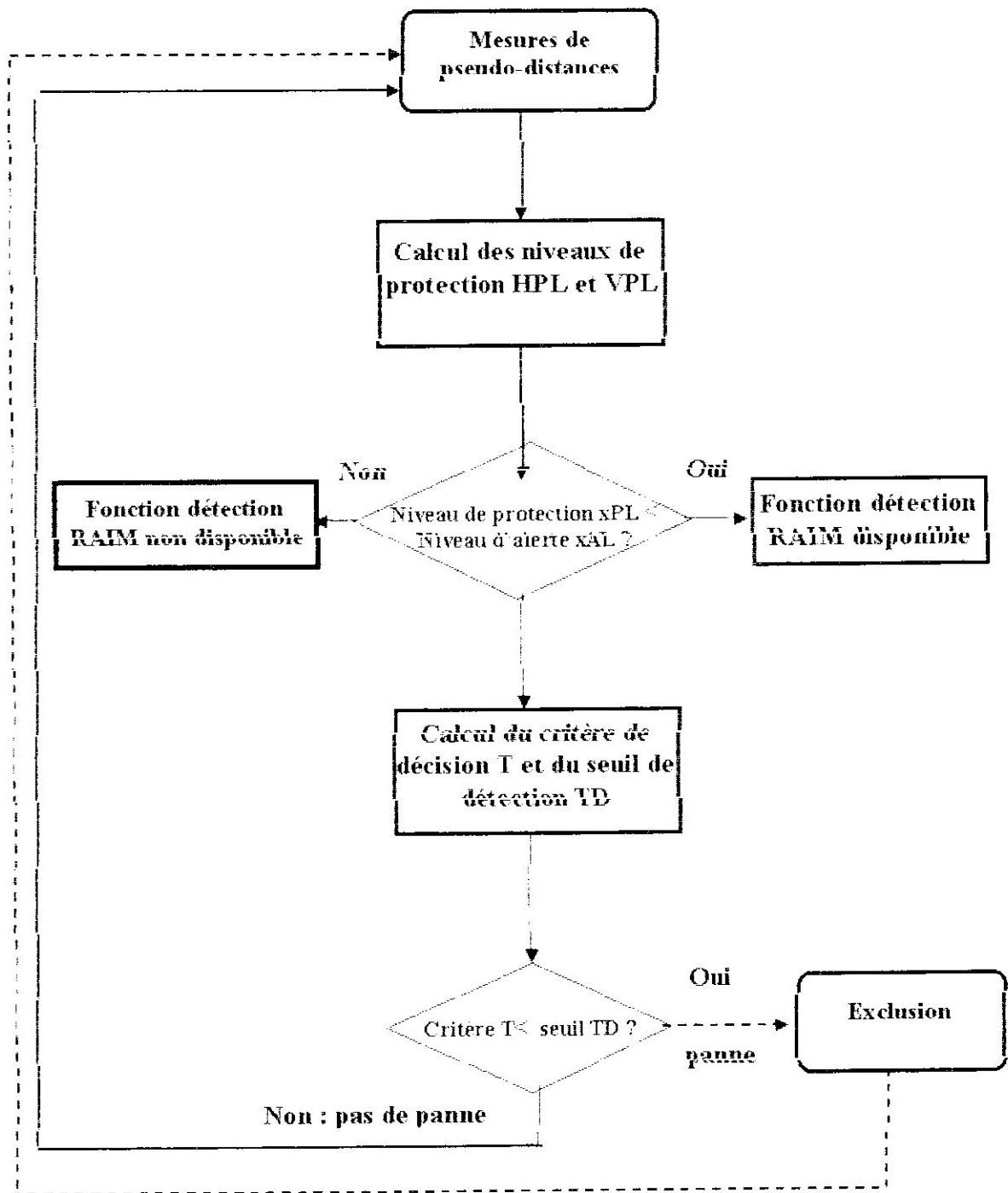


Fig. III.7 Organigramme de l'algorithme RAIM

### III.5. Les différents types d'algorithmes RAIM

Les algorithmes de contrôle d'intégrité sont basés sur le calcul des dérivées de l'erreur de position ou de vitesse qui peuvent être dues à un dysfonctionnement du système. Ces dérivées sont comparées à des seuils pour vérifier l'intégrité des solutions.

On distingue deux classes d'algorithmes de contrôle d'intégrité :

- Les algorithmes dit Snapshot qui utilisent les mesures instantanées sans s'occuper des mesures précédentes. Ils ont l'avantage d'être simples.
- Les algorithmes dits séquentiels qui utilisent plusieurs mesures pour détecter les dérives. Ils sont les plus performants..

La figure III.5 montre le principe de la détection

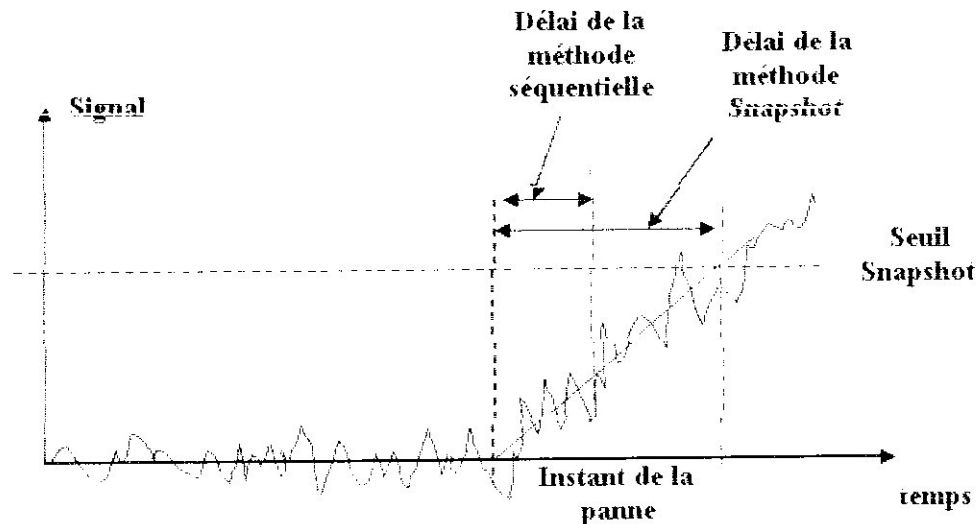


Fig. III.8 Détection de la dérive de l'erreur

Trois types d'algorithme RAIM Snapshot sont principalement utilisés.. La distinction entre ces algorithmes réside dans le choix du critère de décision. Ces algorithmes sont les suivants :

♦ **Méthode basée sur la comparaison de distances (Lee)**

Avec l'hypothèse de 6 satellites, les équations de navigation donnent un système de six équations à quatre inconnus. Les quatre premiers sont résolus pour obtenir une solution de navigation qui est employée pour prévoir les mesures des deux derniers satellites.

♦ **Méthode des résidus des moindres carrés (Parkinson)**

Le critère de décision est évalué à partir des résidus de la solution de la méthode des moindres carrés.

♦ **Méthode de parité (Sturza)**

Le critère de décision est évalué à partir du vecteur de parité qui est le résultat de la projection du vecteur de mesures sur l'espace de parité.

Il a été démontré que ces trois méthodes sont équivalentes (Brown). Le choix de l'une des trois méthodes dépendra du volume de calcul nécessaire. La méthode des résidus des moindres carrés est la moins coûteuse dans ce sens, c'est cette méthode qui a été choisie dans notre travail.

### III.6. Algorithme RAIM Snapshot basé sur les résidus des moindres carrés

#### III.6.1. Expression du modèle de mesures

Notons par  $P_R = (x \ y \ z \ c\Delta t)^T$ , le vecteur position du récepteur augmenté du biais horloge et par  $\widehat{P}_R$ , une estimation de cette position calculée par le GPS à partir des pseudo-distances mesurées.

La pseudo-distance  $\rho_i$  mesurée du satellite  $N^{\circ i}$  peut être mise sous la forme :

$$\rho_i = D_i + E_i$$

où  $D_i$  est la distance réelle entre le satellite et le récepteur et  $E_i$  l'erreur de mesure totale.

Pour tous les satellites, on peut écrire :

$$\rho = D + E$$

où :

$\rho$  est le vecteur pseudo-distance de dimension  $n \times 1$ ,  $n$  étant le nombre de satellites utilisés dans le calcul de la position du récepteur.

$D$ , le vecteur distances réelles de dimension  $n \times 1$

$E$ , le vecteur bruit de mesure de dimension  $n \times 1$

Dans ce travail, le bruit de mesure  $B$  est considéré comme une variable aléatoire de distribution normale à moyenne nulle :

$$E \sim N(0, \sigma^2 I_n)$$

où  $\sigma^2 I_n$  est la matrice de covariance de  $B$  avec  $\sigma = 12.5 \text{ m}$  et  $I_n$ , la matrice unité de dimensions  $n \times n$ .

#### III.6.2. Modèle de panne

En plus du bruit de mesure inhérent au système GPS, une anomalie quelconque affectant un des satellites va engendrer la mesure des pseudo-distances. Différents types d'anomalies peuvent affecter les satellites, mais la plupart des anomalies ont pour origine l'horloge des satellites et peuvent être modélisées par un changement de la valeur moyenne du bruit de mesure qui n'est plus nulle. On considère aussi que la probabilité pour que deux satellites tombent simultanément en panne est très faible. Dans ce travail, on supposera un satellite en panne à la fois.

On introduit donc un vecteur  $\Gamma$  des perturbations :

$$\Gamma = \begin{pmatrix} 0 \\ \dots \\ 0 \\ \gamma \\ 0 \\ \dots \\ 0 \end{pmatrix}$$

avec  $\lambda = a$  (biais) ou  $\lambda = bt$  (rampe) appliqué au satellite N<sup>o</sup>i.

En conséquence, lorsqu'il y a une panne, la pseudo-distance s'écrit :

$$\rho = D + B + \Gamma$$

La solution de navigation par la méthode des moindres carrée

La recherche d'une estimée  $\widehat{P}_R$  de la position  $P_R = (x \ y \ z \ c\Delta t)^T$  par la méthode des moindres carrée consiste à minimiser la somme quadratique des résidus.

La linéarisation de  $\rho = D + B + \Gamma$  permet de déterminer :

$$Y = \rho - \tilde{\rho}$$

$$X = P_R - \widetilde{P}_R$$

où

Y le vecteur des mesures des pseudo-distances à n composantes

X l'erreur prédite de position de dimensions 4x1

$\tilde{\rho}$  le vecteur estimé des pseudo-distances

$\widetilde{P}_R$  position prédite du récepteur

On peut montrer la relation suivante :

$$Y = H.X + B$$

où B est le vecteur des erreurs de mesure et H la matrice des cosinus directeurs.

En posant  $G = (H^T H)^{-1} H^T$ , on a  $G.H = I_{4 \times 4}$ . Ceci qui permet d'écrire l'expression de l'estimée de la position X :

$$\begin{aligned} \widehat{X} &= G.Y \\ &= X + G.B \end{aligned}$$

$$\text{soit } E = \widehat{X} - X = G.B$$

Cette relation montre le lien existant entre les erreurs de mesure et l'erreur sur la position délivrée par le système.

En général, la solution de navigation et l'erreur  $E$  sont exprimés dans le repère local NED (Nord-Est-Down) par l'utilisation de la matrice de passage du repère ECEF vers le repère NED. On supposera par la suite cette transformation réalisée.

### III.6.3. Critère de décision

Dans cette méthode, on supposera un disfonctionnement du GPS dû à une anomalie touchant un seul satellite, ce qui est en général vérifié en pratique.

Le critère de décision noté  $T$  permettant de tester le bon fonctionnement du GPS est une norme pondérée des résidus de la méthode des moindres carrés. Nous allons donner son expression.

Le vecteur des résidus des erreurs  $\varepsilon$  est la différence entre la mesure de  $Y$  et sa valeur prédite :  $\varepsilon = Y - H.\widehat{X}$

$$\text{Comme } \widehat{X} = G.Y \Rightarrow \varepsilon = Y - H.G.Y = (I - P)Y \text{ avec } P = H.G$$

$$\text{On a aussi } \varepsilon = (I - P)B$$

Cette relation montre le lien existant entre les résidus et les erreurs de mesure.

Le paramètre  $\varepsilon^T \varepsilon = \sum_{i=1}^n (\varepsilon(i))^2$  représente la somme des carrés des résidus des erreurs de mesure. Il est caractérisé par les propriétés suivantes :

- C'est une variable aléatoire positive,
- Lorsque les composantes du vecteur bruit de mesure  $\varepsilon$  sont indépendantes avec une distribution gaussienne de moyenne nulle, alors la distribution  $\varepsilon^T \varepsilon$  est indépendante de la géométrie de la constellation des satellites quelque soit le nombre  $n$  de satellites en jeu.
- Avec les hypothèses précédentes sur la distribution,  $\varepsilon^T \varepsilon$  suit une distribution de type  $\chi^2$  centrée à  $k = n - 4$  degrés de liberté (on suppose un nombre de satellites  $n \geq 6$ ).

On définit le critère de décision  $T$  par :

$$T = \sqrt{\frac{\varepsilon^T \varepsilon}{n - 4}}$$

### III.6.4. Seuil de décision et probabilité de fausse détection

On rappelle que le seuil de décision TD permet par une comparaison avec le critère de décision T de savoir s'il y a un mauvais fonctionnement de l'un des satellites.

Dans le cas d'un fonctionnement normal du GPS, c'est-à-dire avec des satellites fonctionnant normalement, les erreurs sur les mesures de pseudo-distances sont des variables indépendantes de distribution normale de moyenne nulle et d'écart type  $\sigma$  ( $\varepsilon \sim N(0, \sigma)$ ). La somme des carrés des résidus  $\varepsilon^T \varepsilon$  est une variable aléatoire de densité de probabilité de type Chi2 centrée à  $k = n - 4$  degrés de liberté,  $n$  étant le nombre de satellites utilisés.

Dans le dispositif RAIM, une alarme sera déclenchée toutes les fois que le critère de décision T devient supérieur au seuil de détection TD. Ce seuil TD est fixé de façon que la probabilité de détecter une panne lorsque cette panne n'existe pas dans la réalité soit inférieure à un taux de fausses alarmes  $P_{fd}$  donné. Le seuil de détection est donc fixé en écrivant :

$$\text{Pr oba}[T > \text{TD}] = P_{fd}$$

$$\text{soit } \int_{\infty}^a f_{\chi^2(k)}(x) dx = 1 - P_{fd} \quad \text{où :}$$

$$f_{\chi^2(k)} \text{ est la loi Chi2 centrée de k degrés de liberté donnée par } f_{\chi^2(k)}(x) = \frac{x^{\frac{k-2}{2}} e^{-\frac{x}{2}}}{2^{\frac{k}{2}} \Gamma\left(\frac{k}{2}\right)} \text{ avec}$$

$\Gamma(z)$  la fonction « Gamma ».

$$a = \frac{n-4}{\sigma^2} \text{TD}^2$$

Le seuil de détection s'écrit :

$$\text{TD} = \sqrt{\frac{a \sigma^2}{n-4}} = \sqrt{\frac{\text{cf}_{\chi^2(k)}^{-1}(1 - P_{fd})}{n-4}}$$

$\text{cf}_{\chi^2(k)}^{-1}$  désigne la fonction cumulative (intégrale) de la loi Chi2 centrée  $\text{cf}_{\chi^2(k)}$ , son inverse.



La figure III.6 montre la densité de probabilité Chi2 centrée à 4 degrés de liberté. Sur cette figure, on a représenté en abscisse par un trait une valeur du seuil  $a=8$  au quelle correspond la probabilité de fausse détection  $P_{fa} = 0,916$  représentée par l'aire hachurée. En utilisant la valeur de  $\sigma=12,5$  m, on trouve pour le seuil de détection  $TD = 25$

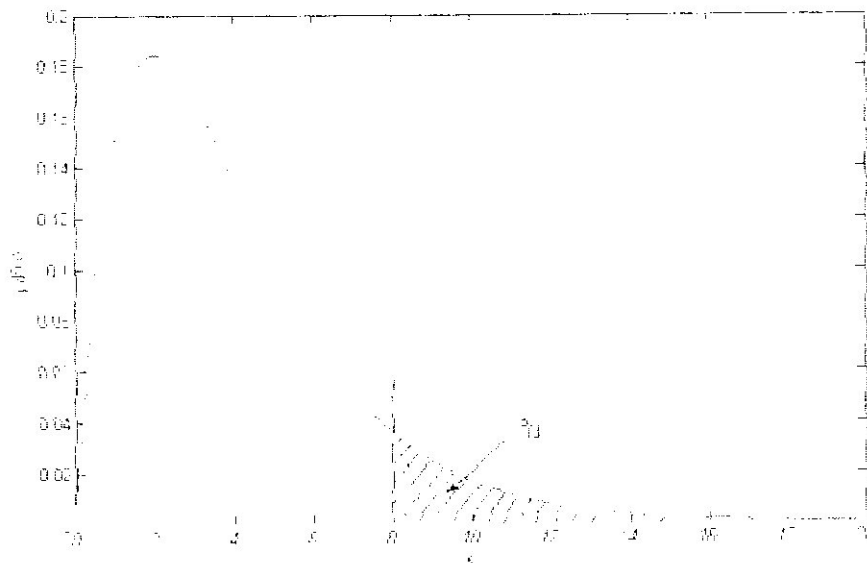


Fig. III.9 Distribution de probabilité Chi2 à 4 degrés de liberté.

### III.6.5. Probabilité de détection manquée

Dans le cas d'un fonctionnement anormal du GPS, c'est-à-dire dans le cas où une anomalie quelconque touche l'un des satellites et produise une mesure de pseudo-distance erronée, le vecteur erreur de mesure est toujours constitué de variables indépendantes normalement distribuées de moyenne nulle, sauf pour la mesure biaisée qui est de moyenne non nulle ( $\varepsilon \sim N(\mu \neq 0, \sigma)$ ). Le variable aléatoire  $SSE / \sigma^2$  suit maintenant une loi type  $\chi^2$  de degré  $k = n - 4$  non centrée de paramètre  $\lambda \neq 0$ .

Une alerte est signalée toutes les fois que le critère de détection T devient plus grand que le seuil de détection TD. Si T n'atteint pas le seuil, nous avons une détection de panne manquée.

La probabilité de détection manquée est donc :

$$P_{md} = \text{Pr oba}[T < TD] = \int_0^{TD} f_{\chi^2(k, \lambda)}(x) dx$$

où  $f_{\chi^2(k, \lambda)}$  est la fonction densité de probabilité Chi2 non centrée de  $k=n-4$  degrés de liberté et de paramètre  $\lambda$ .

La relation précédente permet de calculer le paramètre  $\lambda$  connaissant la valeur du seuil normalisé  $a$  et la probabilité  $P_{\text{md}}$ . Nous verrons l'utilisation de ce paramètre  $\lambda$  par la suite.

La figure III.7 montre un exemple la densité de probabilité Chi2 non centrée à 4 degrés de liberté et  $\lambda=10$ . Sur cette figure, on a représenté en abscisse par un trait une valeur du seuil  $a=8$  au quelle correspond la probabilité de détection manquée  $P_{\text{md}}$  représentée par l'aire hachurée.

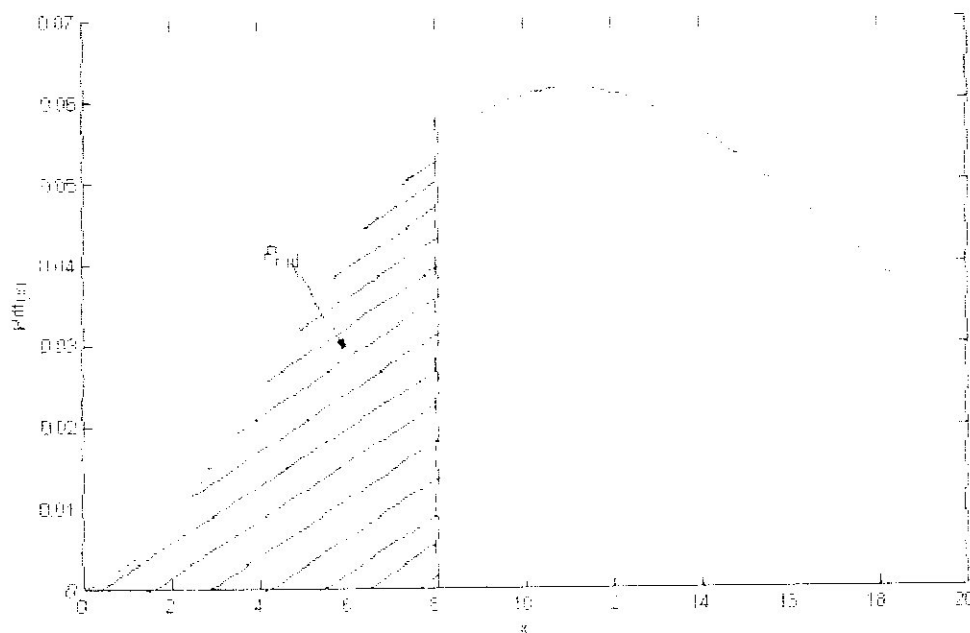


Fig. III.10 Distribution de probabilité Chi2 non centrée à 4 degrés de liberté

### III.6.6. Niveaux de protection

Après avoir déterminé les expressions du critère de décision  $T$  et du seuil de détection  $TD$  qui permettent de détecter la panne éventuelle d'un satellite dans des conditions de fausses alarmes et de détection fixées, il s'agit maintenant de déterminer les expressions des niveaux de protection horizontal HPL et vertical VPL qui permettent par comparaison avec les limites d'alarme horizontal HAL et vertical VAL respectivement de décider de la disponibilité ou non du système GPS.

Pour cela, on va définir pour chaque satellite un paramètre appelé pente.

♦ Définition des pentes

Le vecteur des erreurs de mesure noté B a une distribution gaussienne  $B \sim N(\theta, W)$  où  $\theta$  et  $W = \sigma^2 I_n$  sont respectivement la moyenne et la matrice de covariance des erreurs de mesure. Le vecteur résidu résultat de la méthode des moindres carrés  $\varepsilon \sim N(\mathcal{A}, Q)$  a aussi une distribution gaussienne où  $\mathcal{A}$  et Q sont respectivement la moyenne et la matrice de covariance des résidus de  $\varepsilon$ .

Considérons une anomalie d'amplitude  $\gamma(t)$  sur le satellite N<sup>o</sup>i. Les moyennes du bruit de mesure  $\theta$  et des résidus  $\mathcal{A}$  s'écrivent :

$$\theta = \bar{B} = \begin{pmatrix} 0 \\ \dots \\ 0 \\ \gamma(t) \\ 0 \\ \dots \\ 0 \end{pmatrix} \quad \mathcal{A} = \bar{\varepsilon} = \begin{pmatrix} -P(1,i)\gamma(t) \\ \dots \\ (1-P(i,i))\gamma(t) \\ \dots \\ -P(n,i)\gamma(t) \end{pmatrix}$$

Comme  $E = G.B$ , on a :

l'erreur horizontale a pour composantes  $\bar{HE} = \begin{pmatrix} G(1,i)\gamma(t) \\ G(2,i)\gamma(t) \end{pmatrix}$

son amplitude est  $HE = |\gamma(t)| \sqrt{(G(1,i))^2 + (G(2,i))^2}$

L'amplitude de l'erreur verticale est  $VE = |\gamma(t)| \sqrt{(G(3,i))^2}$

On a aussi  $\|\mathcal{A}\| = \sqrt{\mathcal{A}^T \mathcal{A}} = |\gamma(t)| \sqrt{1 - P(i,i)}$

On peut donc écrire  $HE = \|\mathcal{A}\| \sqrt{\frac{(G(1,i))^2 + (G(2,i))^2}{1 - P(i,i)}}$  et  $VE = \|\mathcal{A}\| \sqrt{\frac{(G(3,i))^2}{1 - P(i,i)}}$

Ces équations montrent la proportionnalité qui existe entre les erreurs horizontale et verticale et l'erreur résiduelle et qui dépend du satellite affecté.

En écrivant :

$$HE = \frac{\|\mathcal{A}\|}{\sqrt{n-4}} \sqrt{\frac{(G(1,i))^2 + (G(2,i))^2}{1 - P(i,i)}} (n-4)$$

$$VE = \frac{\|\mathcal{J}\|}{\sqrt{n-4}} \sqrt{\frac{(G(3,i))^2}{1-P(i,i)} (n-4)}$$

et en posant :

$$HSlope^{(i)} = \sqrt{\frac{(G(1,i))^2 + (G(2,i))^2}{1-P(i,i)} (n-4)}$$

$$VSlope^{(i)} = \sqrt{\frac{(G(3,i))^2}{1-P(i,i)} (n-4)}$$

alors :

$$HE = HSlope^{(i)} \frac{\|\mathcal{J}\|}{\sqrt{n-4}}$$

$$VE = VSlope^{(i)} \frac{\|\mathcal{J}\|}{\sqrt{n-4}}$$

Les paramètres HSlope et VSlope sont les pentes des courbes décrivant les erreurs HE et VE en fonction de  $\|\mathcal{J}\|$ .

Si on suppose maintenant que la partie aléatoire du vecteur bruit de mesure B est nulle,

$$\text{alors on a } \frac{\|\mathcal{J}\|}{\sqrt{n-4}} = \frac{\|\varepsilon\|}{\sqrt{n-4}} = \frac{\sqrt{\varepsilon^T \varepsilon}}{\sqrt{n-4}} = T$$

T étant le critère de décision.

Finalement, on a :

$$HE = HSlope^{(i)} T$$

$$VE = VSlope^{(i)} T$$

Ces deux relations expriment le lien entre les erreurs et le critère de décision utilisé pour tester le bon fonctionnement du GPS.

Ne connaissant pas le satellite fautif, on prend les bornes supérieures des erreurs :

$$HE \leq HSlope_{\max} T$$

$$VE \leq VSlope_{\max} T$$

$$\text{avec } HSlope_{\max} = \max \{HSlope^{(i)}\} \quad \text{et} \quad VSlope_{\max} = \max \{VSlope^{(i)}\}$$

◆ Niveaux de protection

En l'absence de bruit de mesure, on peut remplacer le critère T par le seuil de détection TD pour trouver les limites supérieures des erreurs autorisées :

$$HE_{max} = HSlope_{max} \cdot TD \quad \text{et} \quad VE_{max} = VSlope_{max} \cdot TD$$

Ces erreurs maximales ne constituent pas les paramètres HAL et VAL à cause du bruit dont il faut tenir compte. Il y a différentes méthodes pour calculer HAL et VAL. Dans la méthode que nous avons adoptée (Brown et Chin), on remplace TD par le paramètre  $p_{bias} = \sigma \sqrt{\lambda}$  qui dépend donc du paramètre de non-centralité  $\lambda$ . On a alors :

$$HAL = HSlope_{max} \cdot p_{bias}$$

$$VAL = VSlope_{max} \cdot p_{bias}$$

La figure III.8 montre les différentes relations qui existent entre les paramètres que nous venons de voir dans le cas de l'erreur horizontale.

On voit sur cette figure que le seuil TD et le niveau HAL délimitent quatre régions distinctes. Ces régions correspondent aux quatre situations qui résultent des tests de détection de panne :

- Région (1) : pas de panne, pas de détection (situation normale, pas d'alarme)
- Région (2) : pas de panne mais détection de panne (fausse alarme)
- Région (3) : panne et détection de panne (alarme vraie)
- Région (4) : panne mais pas de détection (détection manquée)

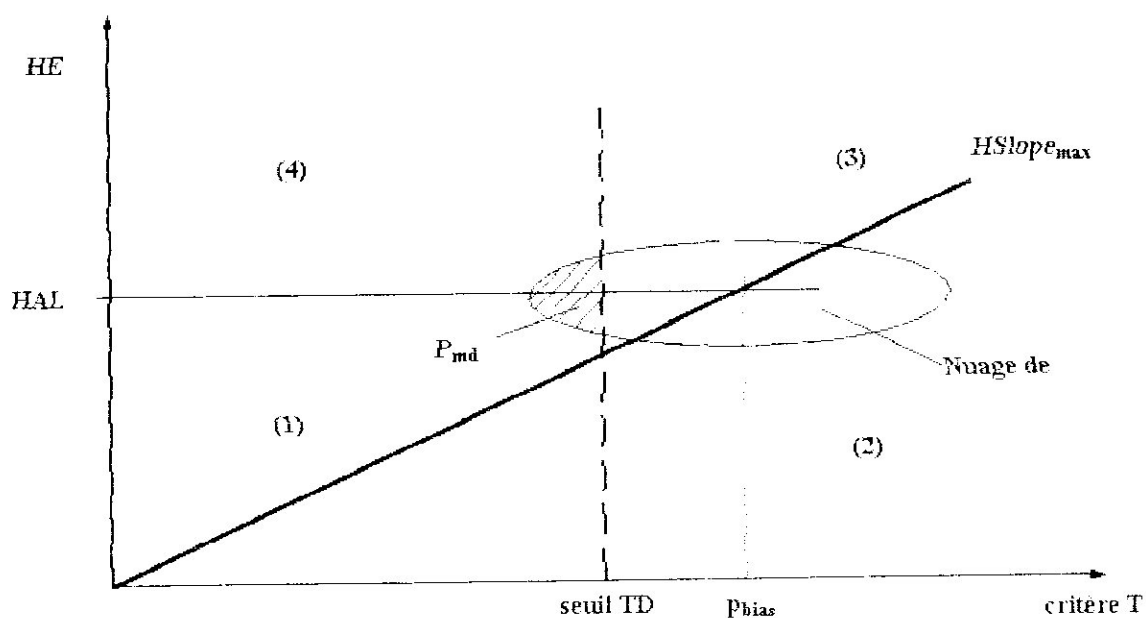


Fig. III.11 Niveaux de protection et seuils

### III.6.7. Fonction Exclusion du RAIM

Dans le dispositif du RAIM, la phase d'exclusion commence uniquement lorsque une panne a été détectée. Dans les architectures classiques que nous avons adoptées dans notre simulation, la fonction exclusion consiste à calculer la moyenne quadratique des résidus pour chaque sous-système de  $n-1$  satellites. Ensuite, le sous-système de satellites qui présente la moyenne la plus petite est considéré comme celui qui ne contient pas le satellite défectueux. Cette manière d'exclure ne tient pas compte de la probabilité de fausse exclusion.

## IV. SIMILATEUR RAIM

### IV.1. Introduction

On décrit dans cette partie la description de l'interface graphique réalisée pour la simulation et la visualisation des différents diagrammes comme la visibilité des satellites, le déroulement des fonctions de détection et d'exclusion. Cette interface est conçue avec l'utilité « Guide » de « Matlab ».

### IV.2. Présentation du logiciel Matlab

Dans notre travail, on a utilisé la version 6.5 de MATLAB qui est considérée comme un système interactif convivial de calcul numérique et de visualisation graphique destiné aux ingénieurs et scientifiques. On a choisi MATLAB par ce qu'il possède un langage de programmation à la fois puissant et simple d'utilisation. Il permet d'exprimer les problèmes et solutions d'une façon aisée, contrairement aux autres langages de programmation.

MATLAB intègre des fonctions d'analyse numérique, calcul matriciel, de traitement de signal, de visualisation graphique 2D et 3D, interfaces graphiques, etc.

Dans MATLAB, l'élément de base est la matrice. L'utilisateur ne s'occupe pas des allocations mémoire ou de redimensionnement comme dans les langages classiques. Les problèmes numériques peuvent être résolus en un temps record, qui représente qu'une fraction infime du temps à passer avec l'autre langage comme le fortran.

#### IV.2.1. Présentation de la simulation

La simulation telle qu'elle est définie généralement est un outil de prédiction permettant d'étudier et d'analyser le comportement des systèmes complexes afin de prendre des décisions de façon plus objective et scientifique.

En simulation, le système est modélisé par un ensemble de structures de données interconnectées et un ensemble de procédures qui opèrent sur ces structures définissant ainsi la dynamique du système.

L'évolution des performances du système est prise d'après son quantitatif c'est-à-dire, lié à démontrer les propriétés du comportement du système, ainsi que sa compréhension à partir de son aspect fonctionnel.

### IV.2.2. Les interfaces graphiques sous MATLAB (GUIDE)

L'utilisateur peut créer ses propres interfaces graphiques pour les applications. En effet, MATLAB prévoit un ensemble de commandes et fonctions dont l'utilisation est relativement aisée pour la création et la manipulation d'objets graphiques (fenêtres, menus, bouton de commande, cases à cocher, etc.)

L'élément de base d'une interface graphique est la fenêtre. Elle permet de grouper des outils graphiques dans un même cadre dans un but de clarté et de manipulation facile. A une fenêtre, sont associées des propriétés modifiables telles que la taille, le nom, la position, le titre, la couleur, etc.

### IV.2.3. Les contrôles

Les contrôles sont des objets qui réagissent et provoquent une action lorsqu'ils sont manipulés par la souris ou le clavier.

Sous une interface graphique, la communication avec l'utilisateur est généralement établie à l'aide des «contrôles» tels que les groupes d'options, cases à cocher, boutons de commande, textes statiques et textes modifiables. Ainsi, les programmes offrent une meilleure convivialité, car il suffit d'un simple clic avec le pointeur de la souris pour définir, par exemple, de nouvelles valeurs.

### IV.2.4. Les types de contrôles

#### ◆ **Bouton poussoir (PushButton)**

Réalisation d'une action.

#### ◆ **Bouton radio (RadioButton)**

Un groupe de boutons radio permet une sélection exclusive (un seul bouton activé à la fois). Lorsqu'on en a un seul, il permet la permutation entre deux états.

#### ◆ **Case à cocher (checkbox)**

Un groupe de cases à cocher permet une sélection exclusive (1 seul cases peuvent être cochées à la fois). Lorsque en a une seule, elle permet la permutation entre deux états.

#### ◆ **Texte statique (StaticText)**

Affiche une ligne de texte d'information.

#### ◆ **Texte éditable (EditText)**

Zone de texte éditable, permettant à l'utilisateur d'entrer une chaîne de caractères.

#### ◆ **Menu**

Permet de choisir un élément dans une liste.



◆ **Cadre (Frame)**

Affiche une bordure rectangulaire autour d'un ou plusieurs contrôles pour former un groupe logique.

◆ **Barre de défilement (Slider)**

Permet à l'utilisateur de choisir une valeur dans un intervalle donné (en glissant un curseur).

### IV.3. PRESENTATION GENERALE DE L'INTERFACE

Le cahier de charges que nous nous sommes fixé est la conception d'un outil pédagogique permettant à l'utilisateur de visualiser le déroulement des différentes étapes, sur un écran d'un PC. Notre interface se compose d'un ensemble de 6 modules et de 35 programmes. La plupart des modules peuvent être exécutés indépendamment les uns des autres.

Les six modules sont les suivants :

◆ **Première module : « Raim1 »**

C'est un module d'ouverture du logiciel et de démarrage.

◆ **Deuxième module : « Raim2 »**

C'est un module pour visualiser les satellites visibles.

◆ **Troisième module : « Raim3 »**

Ce module permet de déterminer la position d'un récepteur et les performances.

◆ **Quatrième module : « Raim4 »**

Ce module permet de visualiser l'erreur Horizontal de la position.

◆ **Cinquième module: « Raim5 »**

Ce module montre le déroulement de la détection de panne d'un satellite et l'exclusion du satellite défectueux.

◆ **Sixième fenêtre : (Help)**

Module d'aide qui explique le fonctionnement des fenêtres précédentes.

### IV.4. Utilisation des fenêtres

#### IV.4.1. Module « Raim1 »

Pour démarrer, l'utilisateur tape la lettre « R » sur son PC. Il voit apparaître une fenêtre indiquant le nom du logiciel avec la barre de menu « raim\_2, raim\_3, raim\_4, raim\_5, Help » en haut à gauche (Figure IV.1).

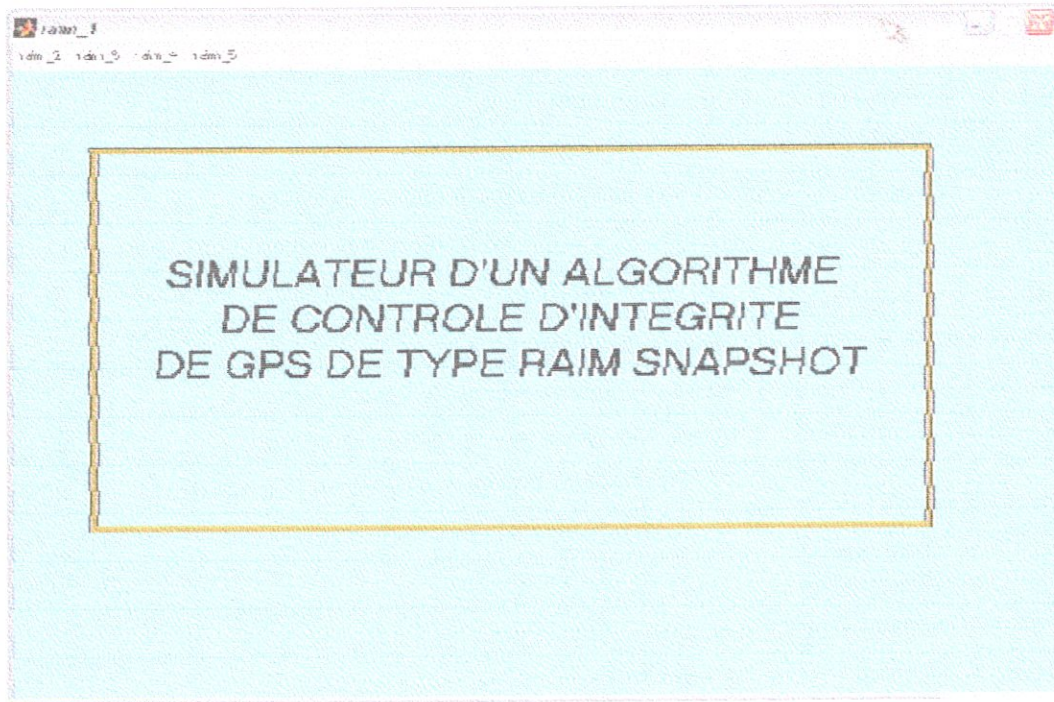


Fig. IV.1 Fenêtre d'ouverture

#### IV.4.2. Module « Raim2 »

Ce module a plusieurs fonctions :

- Visualiser la position des satellites en fonction du choix de la position de l'utilisateur ou du nom de l'aéroport.
- Visibilité des satellites sur 24 heures

#### ◆ Description

En cliquant sur l'icône « Raim2 », on voit apparaître la fenêtre de la figure IV.2.

Pour entrer les données, on clique sur le bouton poussoir « START ». La fenêtre des données comporte trois menus et un bouton poussoir « >> » toujours en bas à gauche (Fig IV.3) pour exécuter les programmes.

L'entrée des données se fait à l'aide de trois menus :

- Cette barre de menu contient deux choix de lieu, « Aéroport » et « Position ». Si on choisit « Aéroport » on voit apparaître une liste déroulante qui contient un certain nombre d'aéroports en Algérie (Fig IV.4), par contre, si on choisit « Position », on voit apparaître trois cases pour entrer les coordonnées, latitude, longitude et l'altitude du récepteur (Fig IV.5).

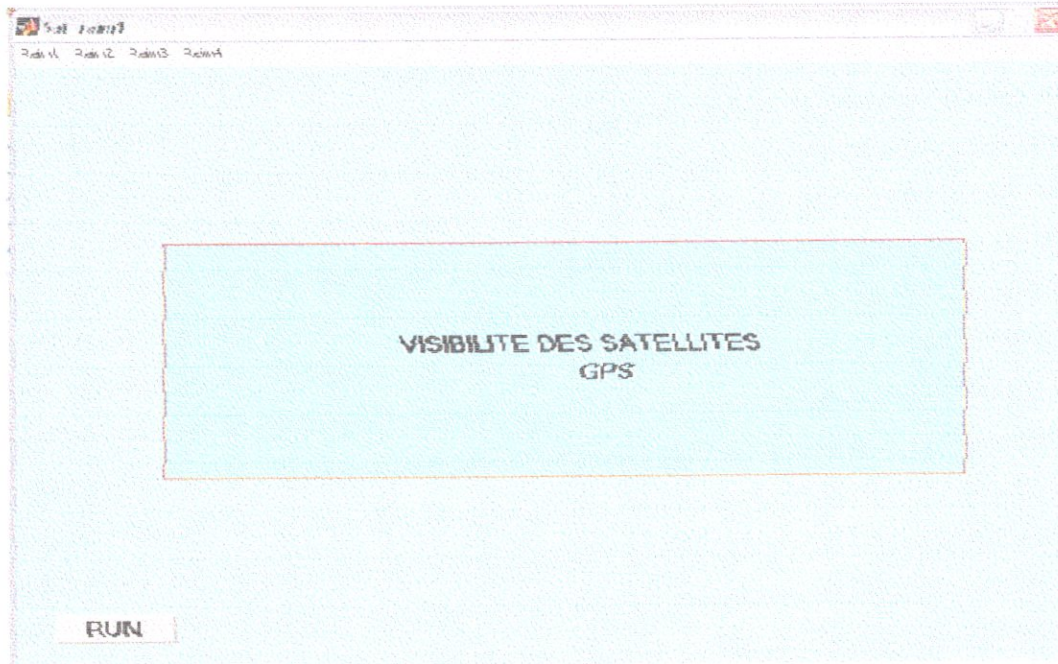


Fig. IV.2 Fenêtre d'ouverture pour la visibilité des satellites

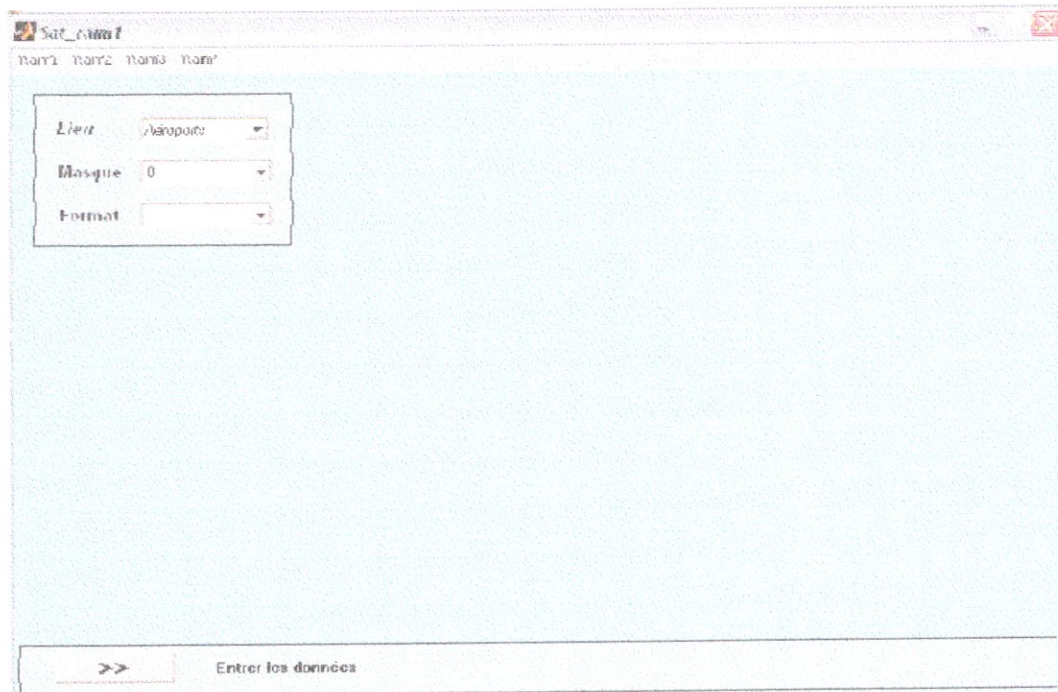


Fig. IV.3 Fenêtre d'entrée les données

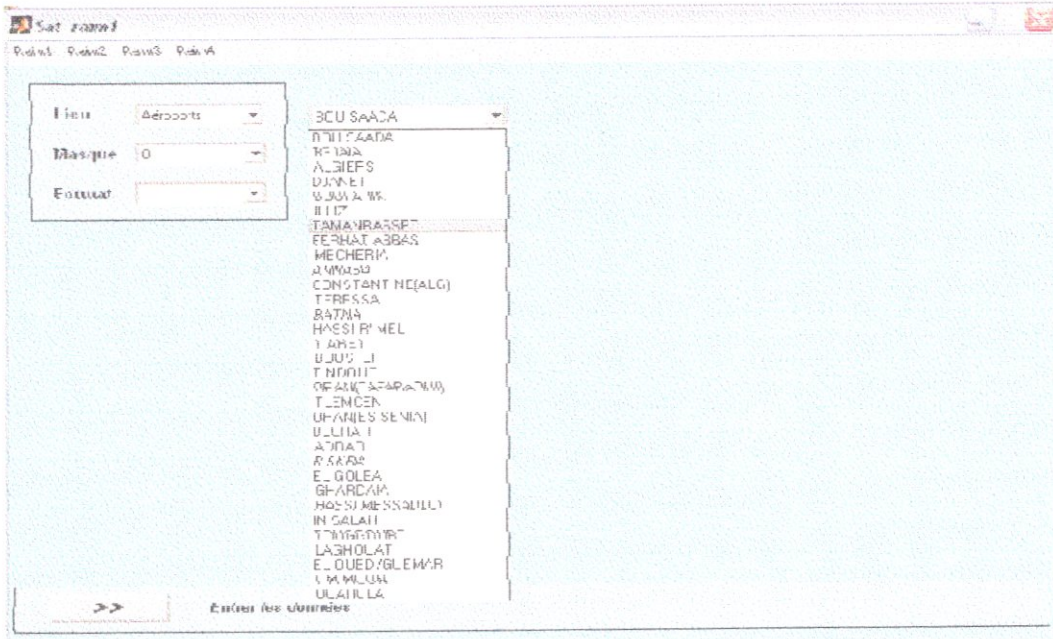


Fig. IV.4 Choix d'un aéroport

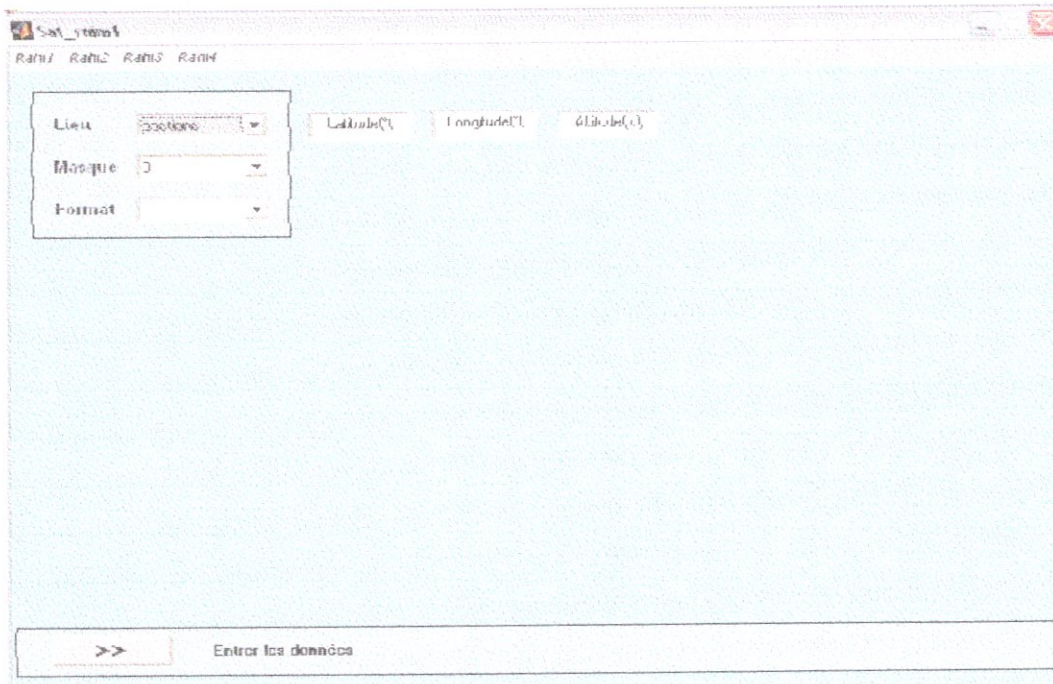


Fig. IV.5 choix d'une position

- Menu pour le choix du masque

Trois choix de valeurs de masque sont possibles : 0°, 5° et 10° (Fig IV.6).

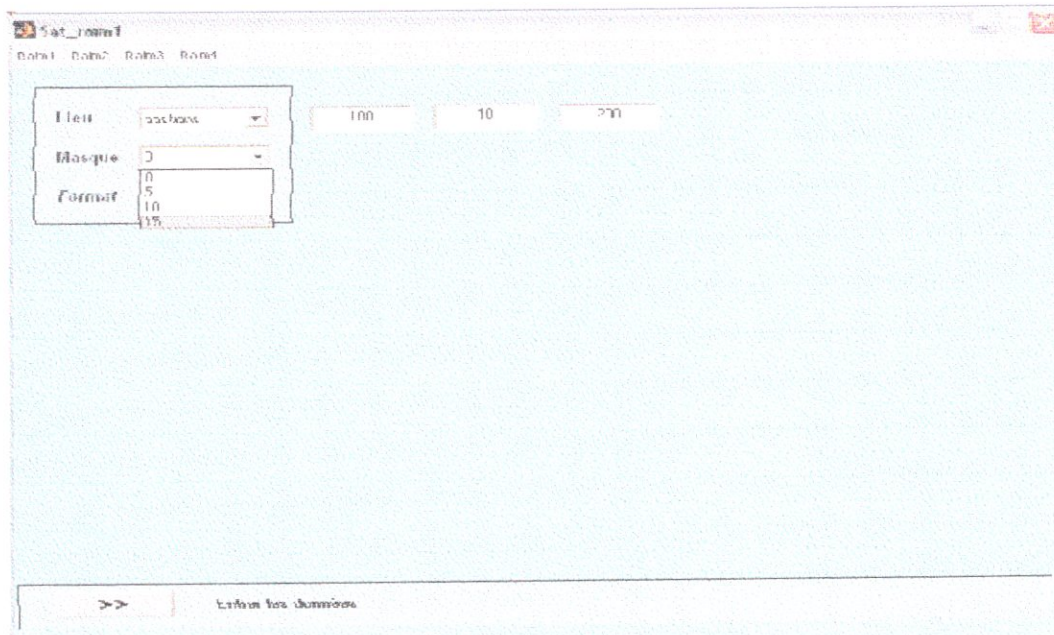


Fig. IV.6 Choix d'une masque

- Menu pour le choix du format de visibilité

Cette barre de menu contient trois choix de format de présentation des satellites visibles :

- AZ/EV : pour visualiser l'azimut et l'élévation du satellites visible (fig IV.7)

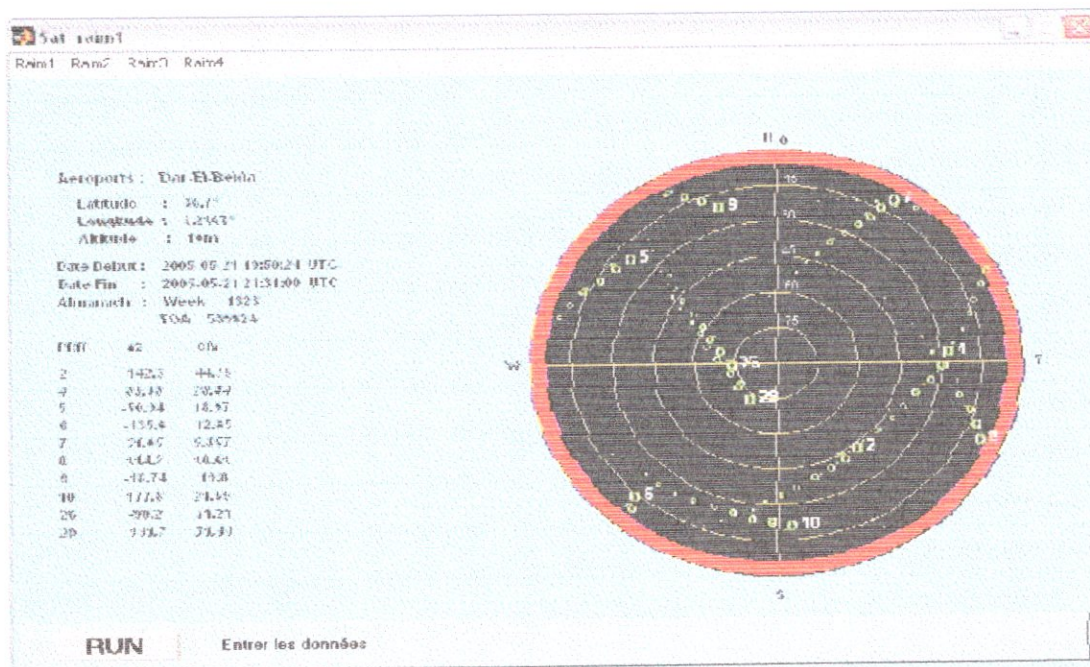


Fig. IV.7 Visibilité des satellites en 2D

- Barre 12h : Visualise la durée de visibilité des satellites sous la forme d'un graphe de barres horizontales. (Fig IV.9).

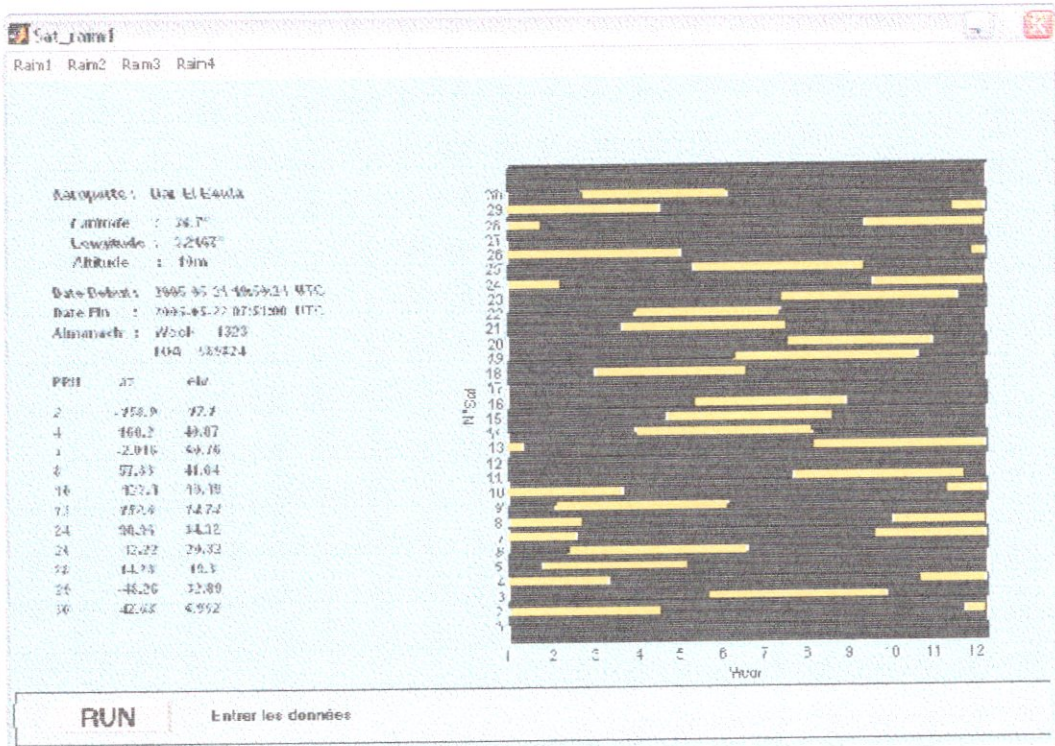


Fig. IV.8 Visibilité sur 12 heures

- Colonne / 12h : visualise le nombre des satellite visibles sous la forme d'un graphe de barres verticales durant 12 heures (Fig IV.9).

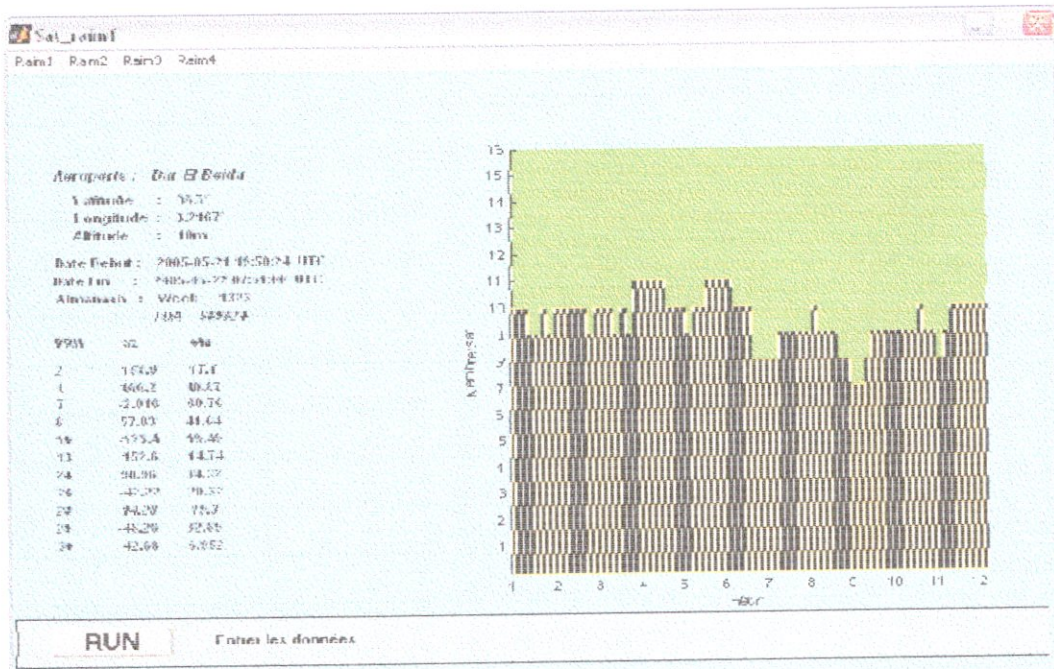


Fig. IV.9 Nombre de satellites visibles

♦ L'organigramme principal

Il est présenté dans la figure IV.10.

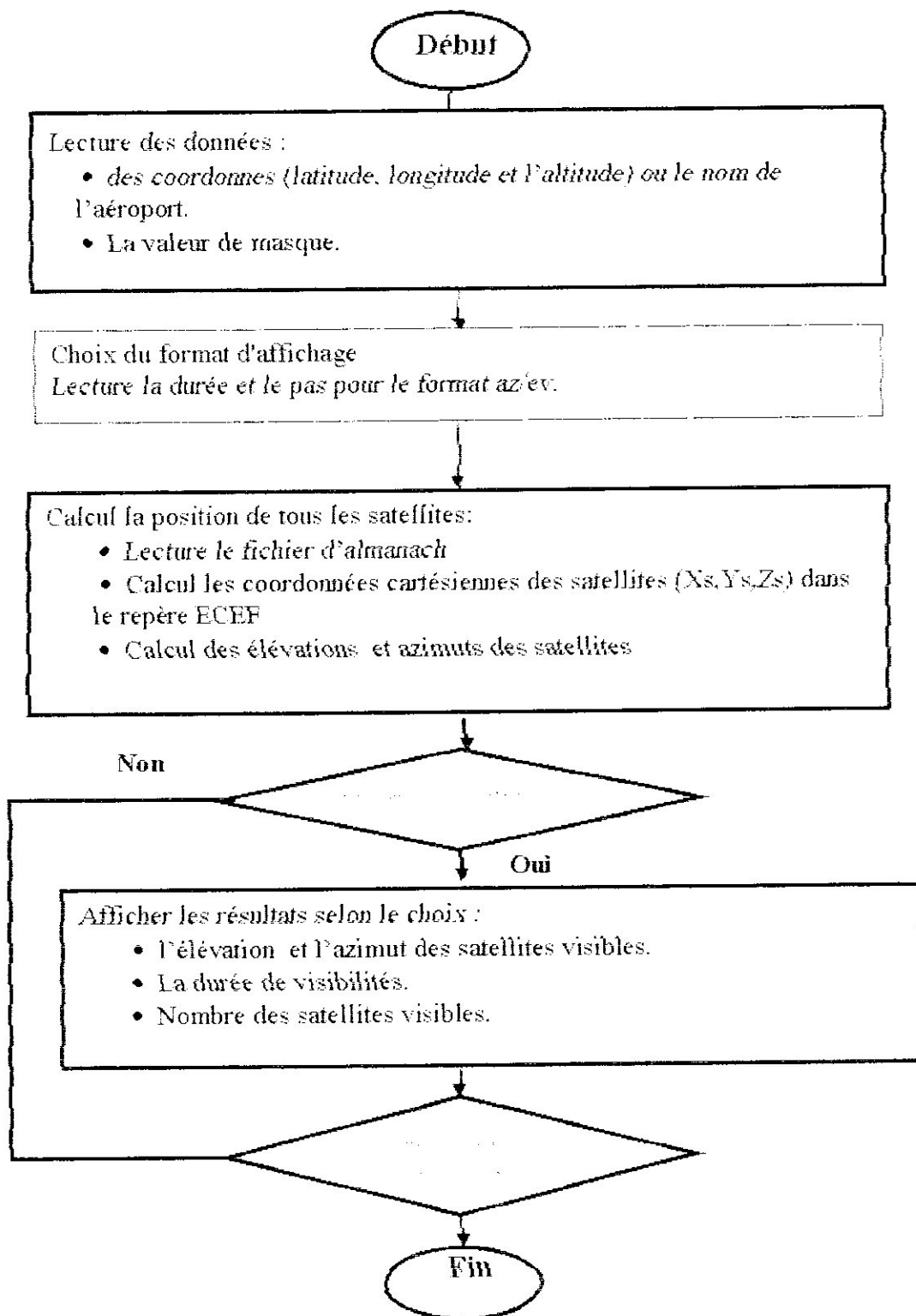


Fig. IV.10 Organigramme du module « Raim2 »

Ce module utilise les sous-programmes suivants :

- yuma : sous-programme pour la lecture du fichier almanach .
- sowinv ; sous-programme de calcul d'temps applicabilité des almanacs (début).
- alm2xyz: sous-programme de calcul de la position du satellites (les coordonnées ECEF $X_s, Y_s, Z_s$ ) .
- xyz2aze: sous-programme de calcul de l'azimut et l'élévation des satellites visibles.
- ctog : sous-programme de transformation des coordonnées.
- plot\_fig: sous-programme de trac des graphes

#### IV.4.3. Module « Raim3 »

Ce module a one double fonction :

- Donner la position du récepteur en fonction du choix des satellites.
- Indiquer les valeurs des indicateurs de performances DOP

##### ◆ Description

Le choix du module « Raim3 » fait apparaître la fenêtre de la figure IV.11. En cliquant sur »RUN«, on fait apparaître la fenêtre de la figure IV.12 qui montre les satellites visibles. L'utilisateur doit sélectionner quatre satellites au moins en cliquant sus les cercles numérotés représentant les satellites, puis exécuter le programme.

L'exécution du programme, montre à gauche de la fenêtre (fig. IV.13), la position géographique du récepteur et la valeur des indicateurs DOP (PDOP, HDOP, VDOP et TDOP). L'utilisateur peut ainsi vérifier en choisissant des satellites différents, l'amélioration des indicateurs ou leur dégradation.

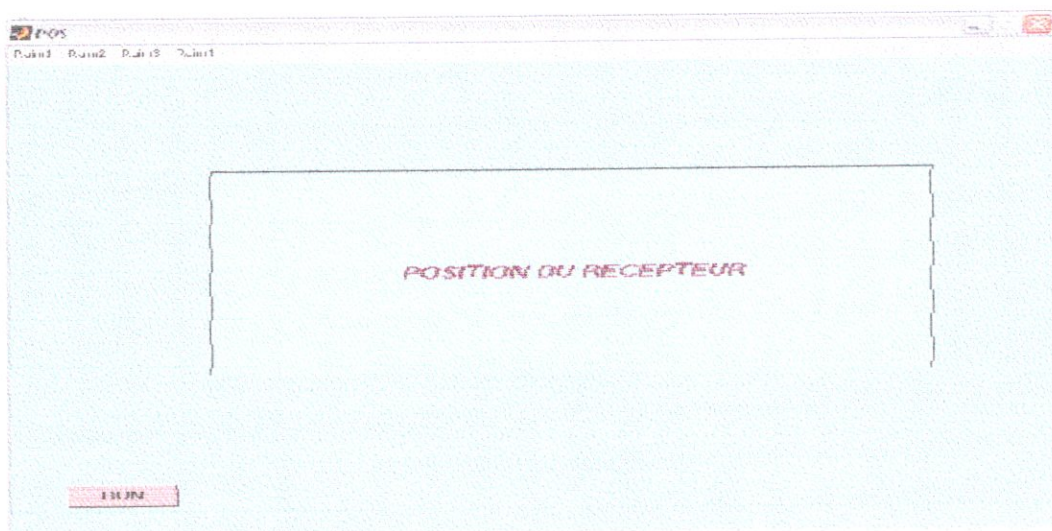


Fig. IV.11 Fenêtre d'ouverture du module position et performances



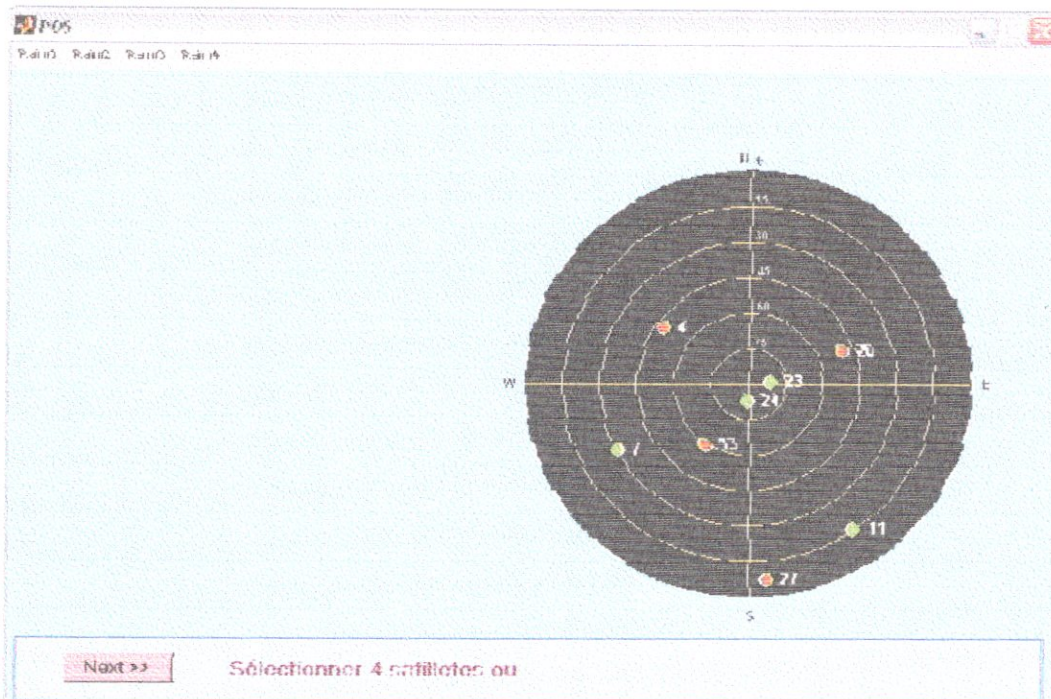


Fig. IV.12 Sélection des satellites

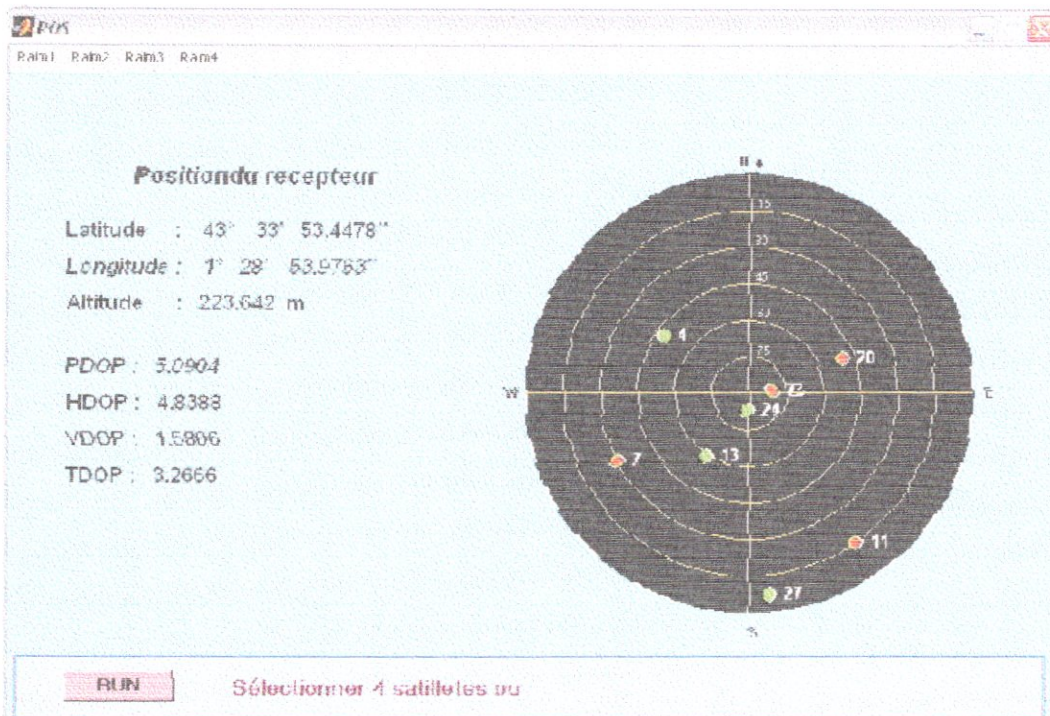


Fig. IV.13 Position de récepteur et performances

◆ L'organigramme

L'organigramme général d'exécution du module « Raim3 » est donné en figure IV.14.

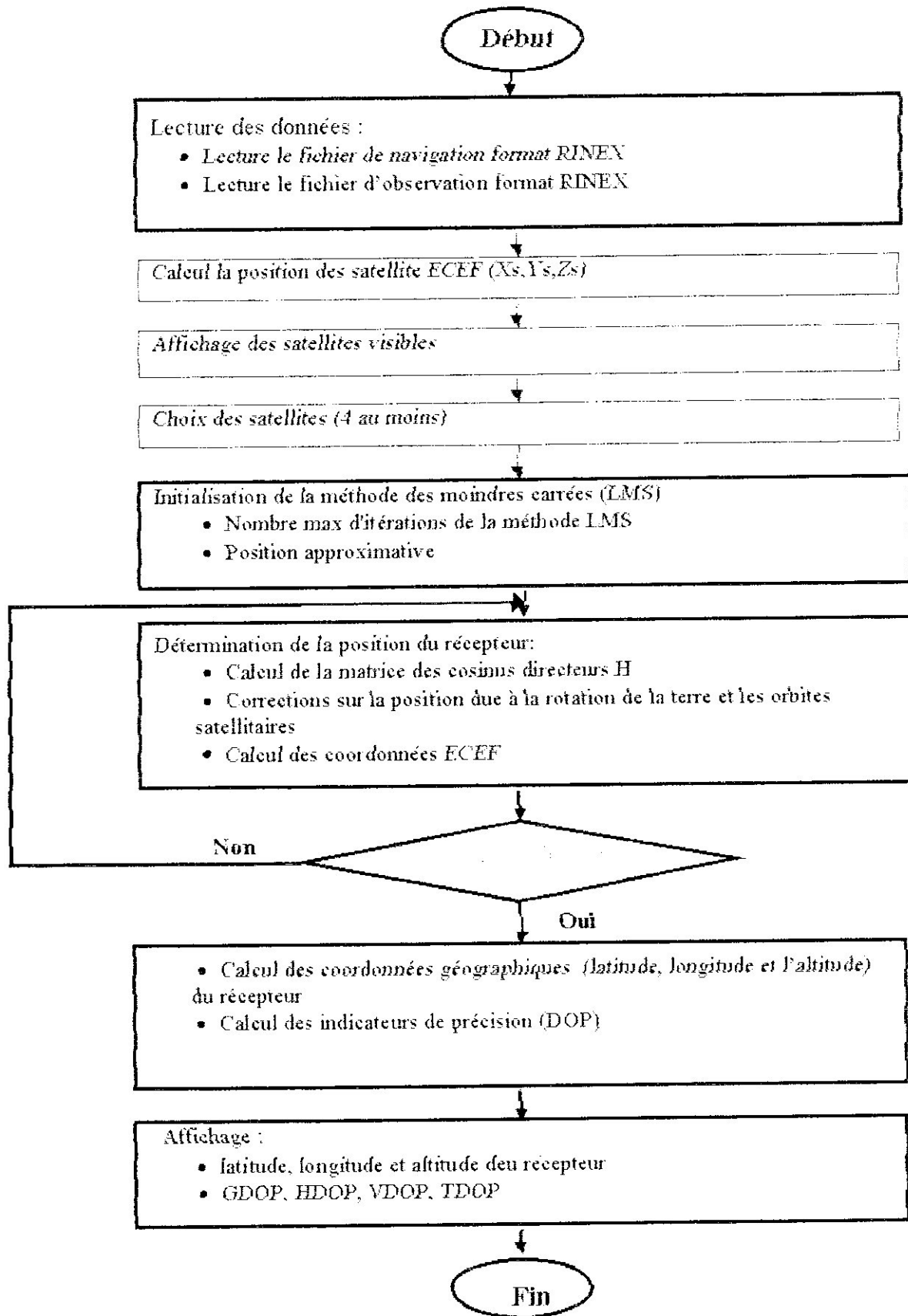


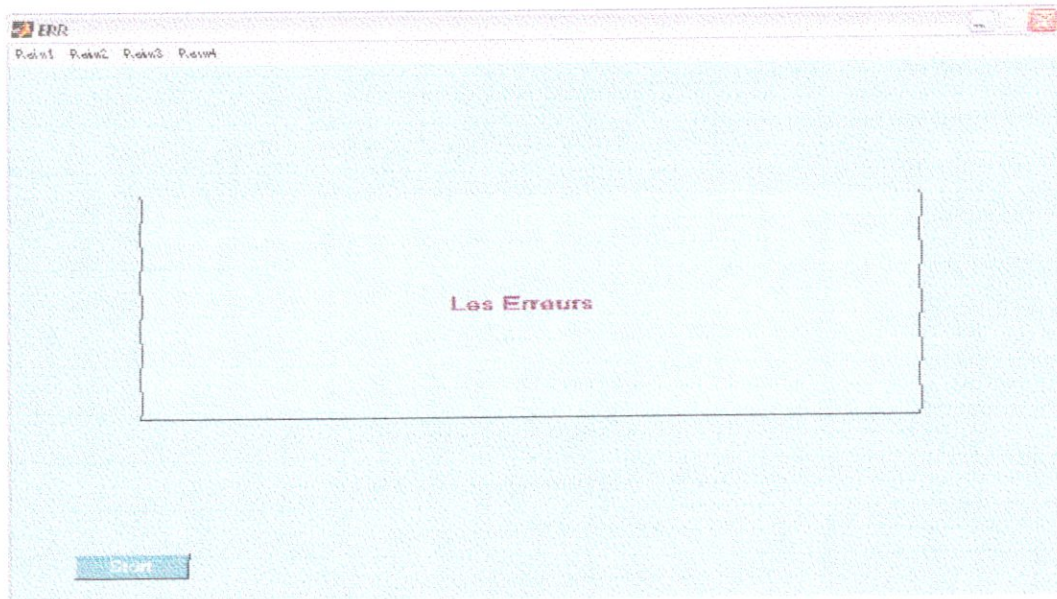
Fig. IV.14 Organigramme principal du module « Raim3 »

**IV.4.4. Module « Raim4 »**

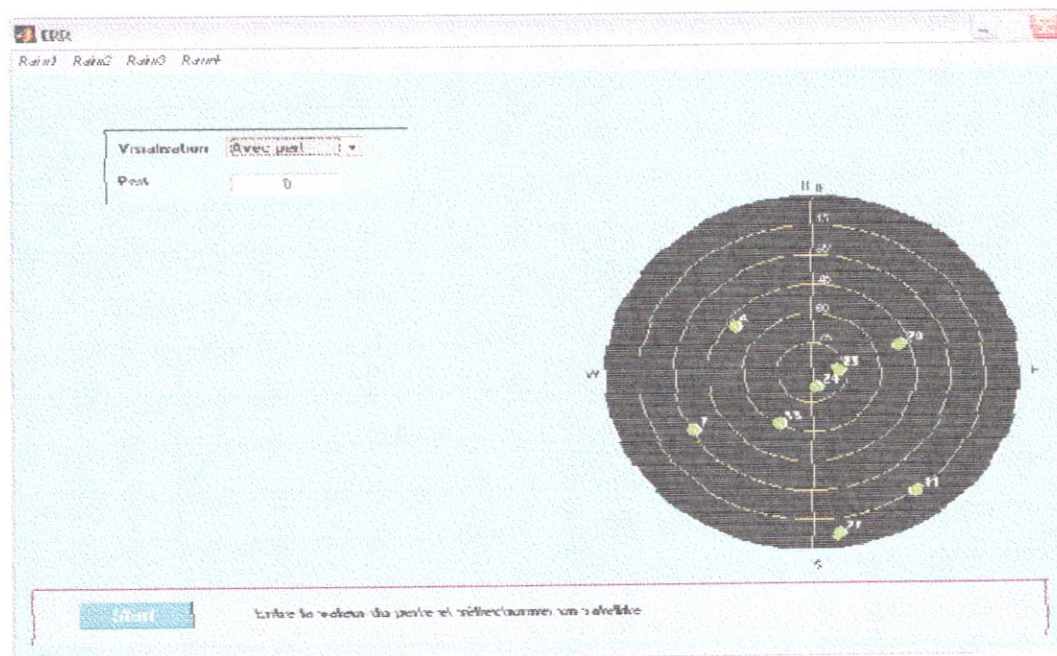
Ce module permet de voir l'effet d'une perturbation sur un des satellites sur la position horizontale.

◆ **Description**

En cliquant sur l'icône « Raim4 », on fait apparaître la fenêtre de la figure IV.15.



**Fig. IV.15 Fenêtre d'ouverture pour la visualisation de l'erreur**



**Fig. IV.16 Fenêtre d'entrée des données pour le tracé des erreurs horizontales**

En cliquant sur « RUN » de cette fenêtre, on fait apparaître la figure IV.16 qui montre les satellites visibles. L'utilisateur doit sélectionner le satellite qui sera l'objet de la simulation de l'erreur et indiquer ensuite la valeur de la perturbation et la probabilité pour le calcul de l'erreur horizontal

L'exécution du programme va faire apparaître à gauche de la fenêtre un schéma représentant l'effet de la perturbation sur la position : direction et importance (figure IV.17). L'utilisateur peut ainsi l'effet des perturbations sur tous les satellites visibles.

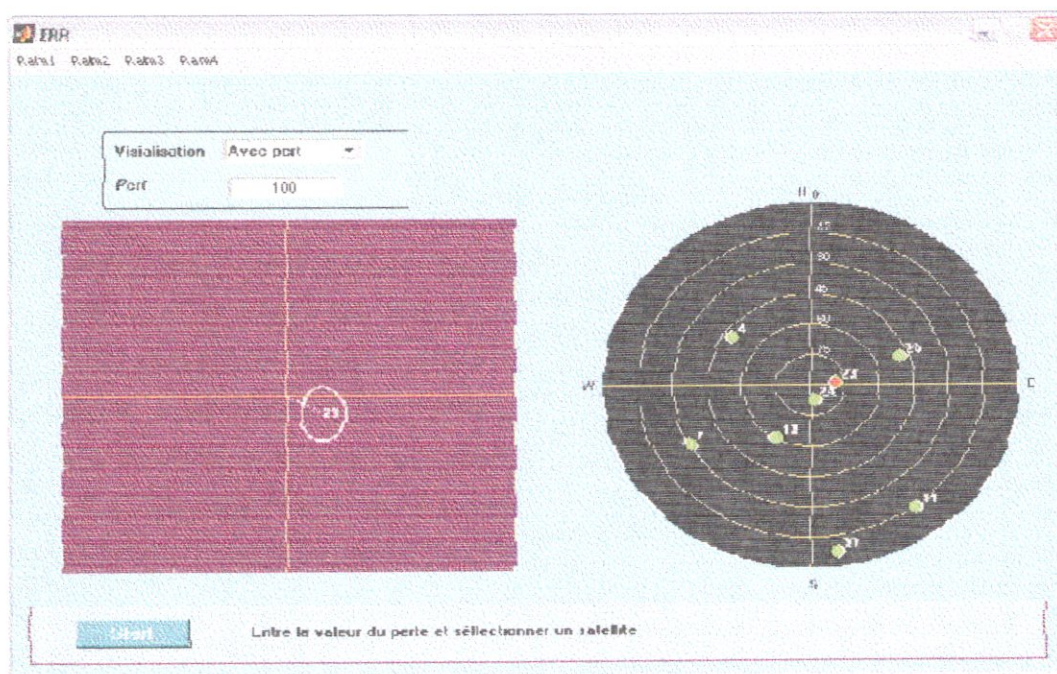


Fig. IV.17 Erreur sur la position horizontale

### ◆ Organigramme

L'organigramme du module est représenté dans la figure IV.18.

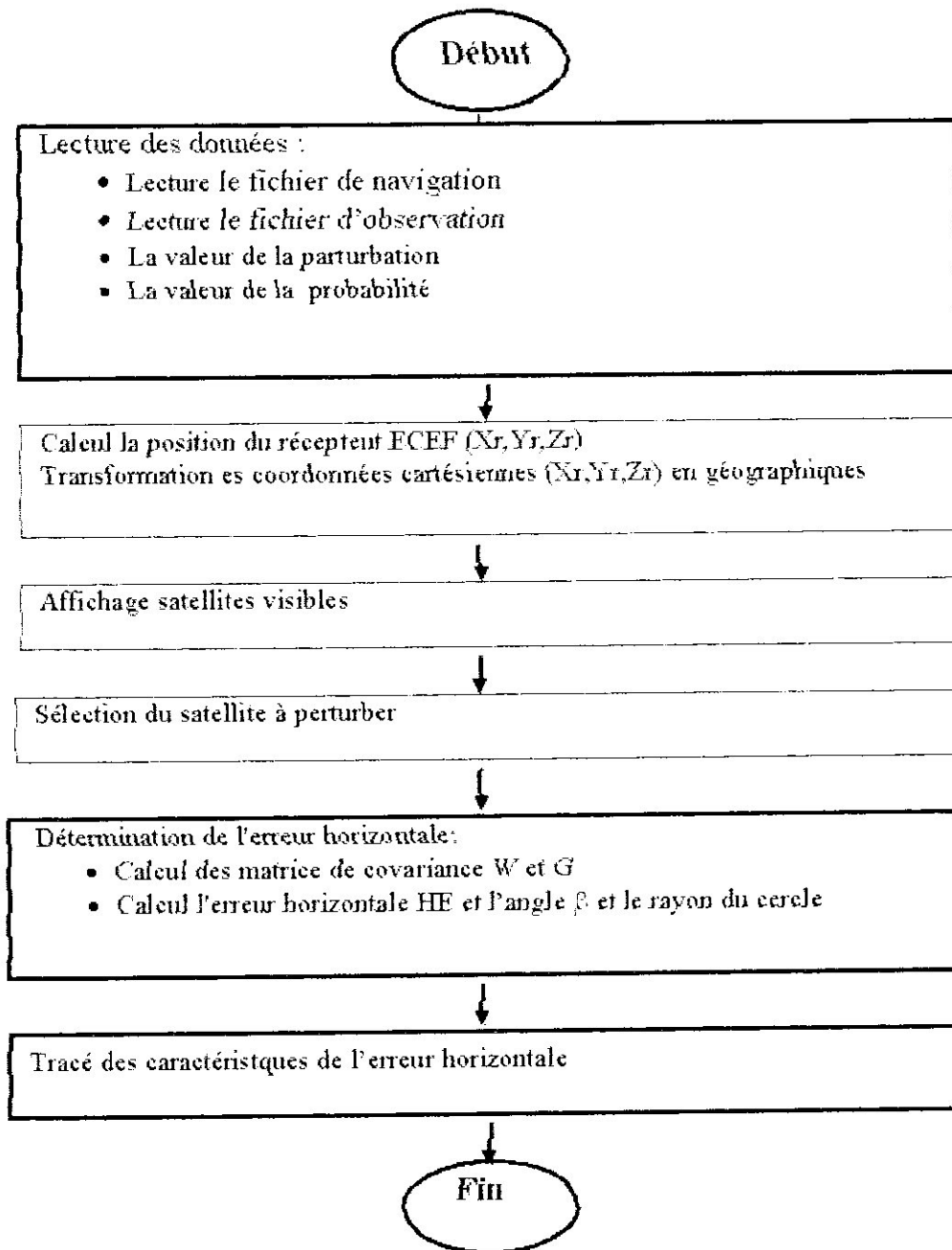


Fig. IV.18 Organigramme du module « Raim4 »

#### IV.4.5. Module « raim5 »

C'est le module de simulation de la détection et l'exclusion du RAIM Snapshot. En cliquant sur l'icône Raim5, on voit apparaître la fenêtre de la figure IV.19.

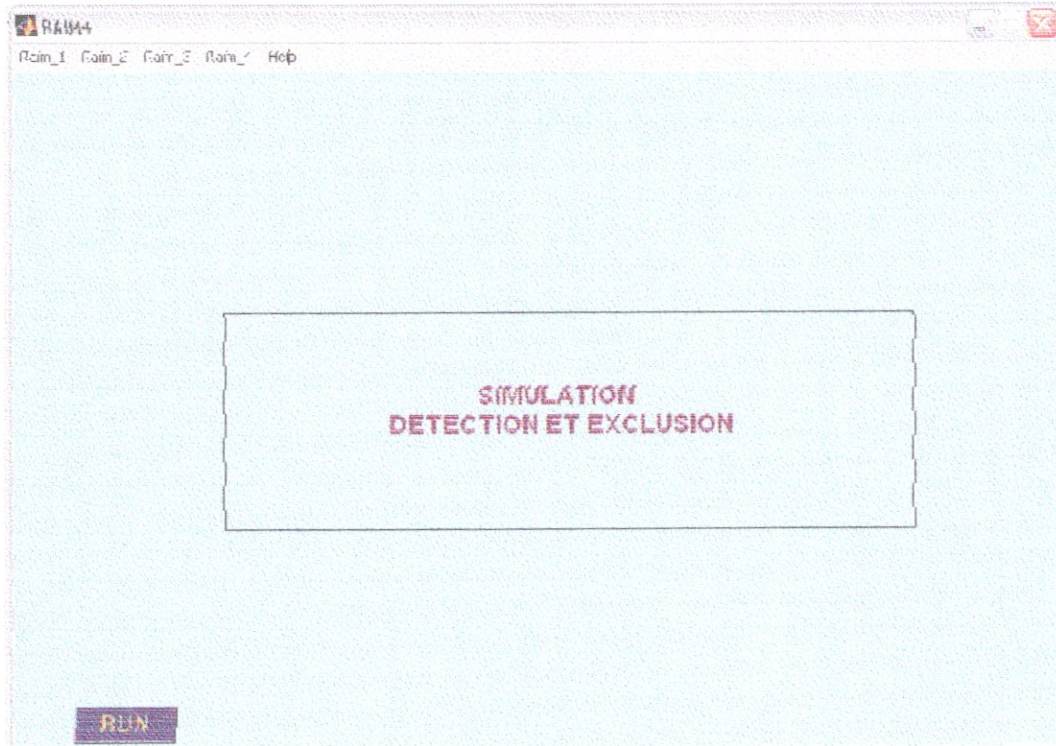


Fig. IV.19 Fenêtre d'ouverture pour la détection et exclusion

En exécutant la commande « RUN », on voit apparaître la fenêtre des données (Fig IV.20) qui contient à droite les satellites visibles et un ensemble de cases de données et de commandes.

- Présentation les satellites visibles.
- Un bouton poussoir « détection » ; pour l'exécution de la phase détection de panne
- Un bouton poussoir pour passer à la phase d'exclusion
- Une case pour entrer la valeur de la perturbation
- Une case pour entrer le début et la fin de la simulation
- Une case pour le choix de la phase de vol
- Une case pour entrer la valeur du masque

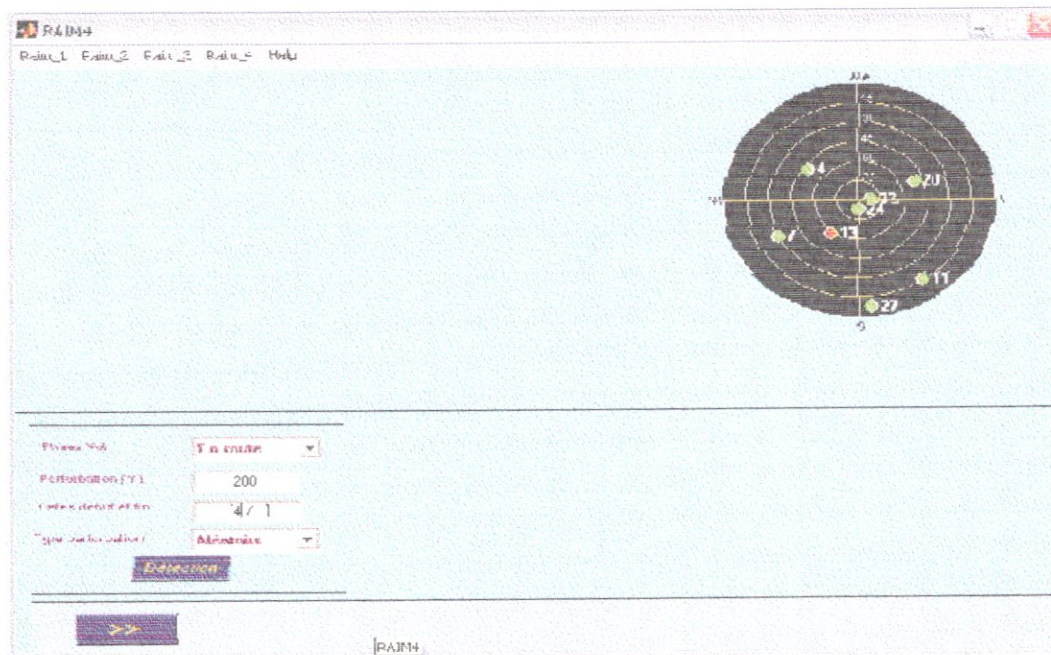


Fig. IV.20 Fenêtre d'entrée des données pour la détection et exclusion

◆ Phase de détection

Après avoir entrer les données et sélectionner un satellite, on exécute le programme de détection sur le bouton « Détection » et la simulation de la détection commence : on voit apparaître sur un graphe progressivement en fonction du temps, la valeur des résidus représentés par des barres verticales et en surimpression, la valeur du critère de décision. Lorsque les résidus dépassent, il y a détection de panne qui est signalée (figure IV.21)

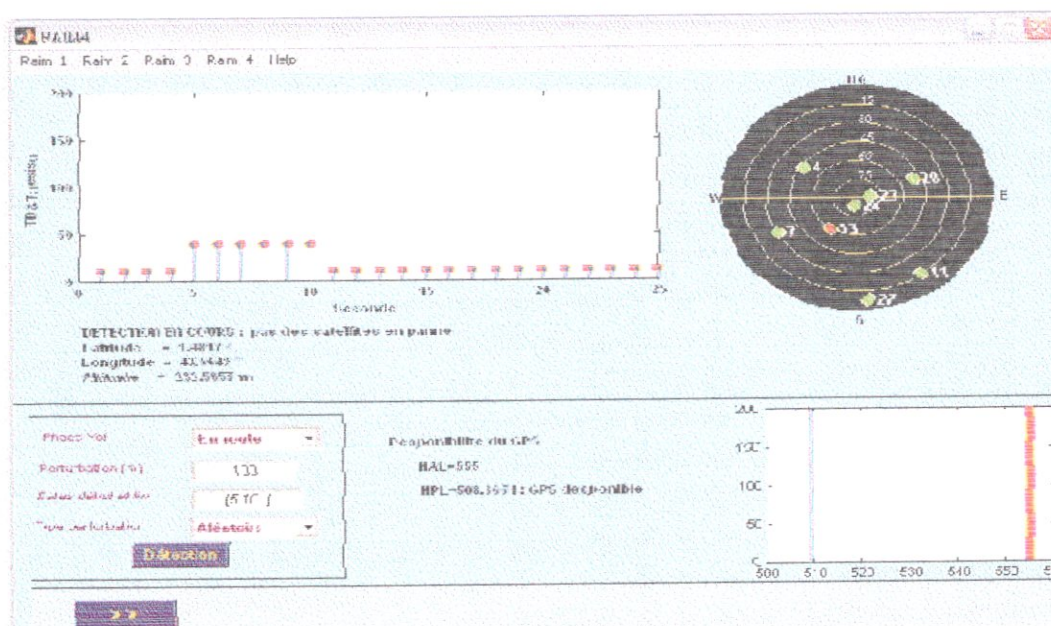


Fig. IV.21 Fenêtre d'évolution de la détection

◆ Phase de détection et l'exclusion

Cette phase contient la phase précédente et la phase de exclusion. A l'instant où une panne est détectée, la phase d'exclusion du satellite se démarre automatiquement. C'est le même processus de détection mais sur des ensembles de n-1 satellites, c'est-à-dire en enlevant à chaque itération un satellite, jusqu'au moment où on trouve le groupe de satellites qui fonctionne normalement. A ce moment, on aura isolé le satellite défectueux, c'est-à-dire le satellite qui ne fait pas partie du groupe. Le numéro du satellite défectueux est affiché

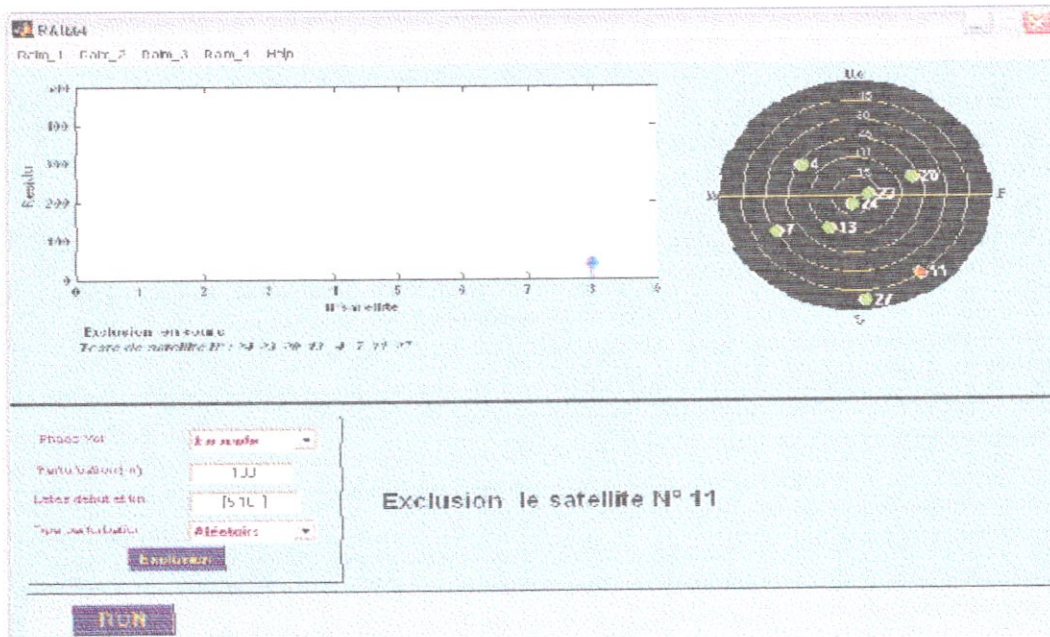


Fig. IV.22 Fenêtre d'évolution de la phase de détection/exclusion



◆ L'organigramme de la phase détection

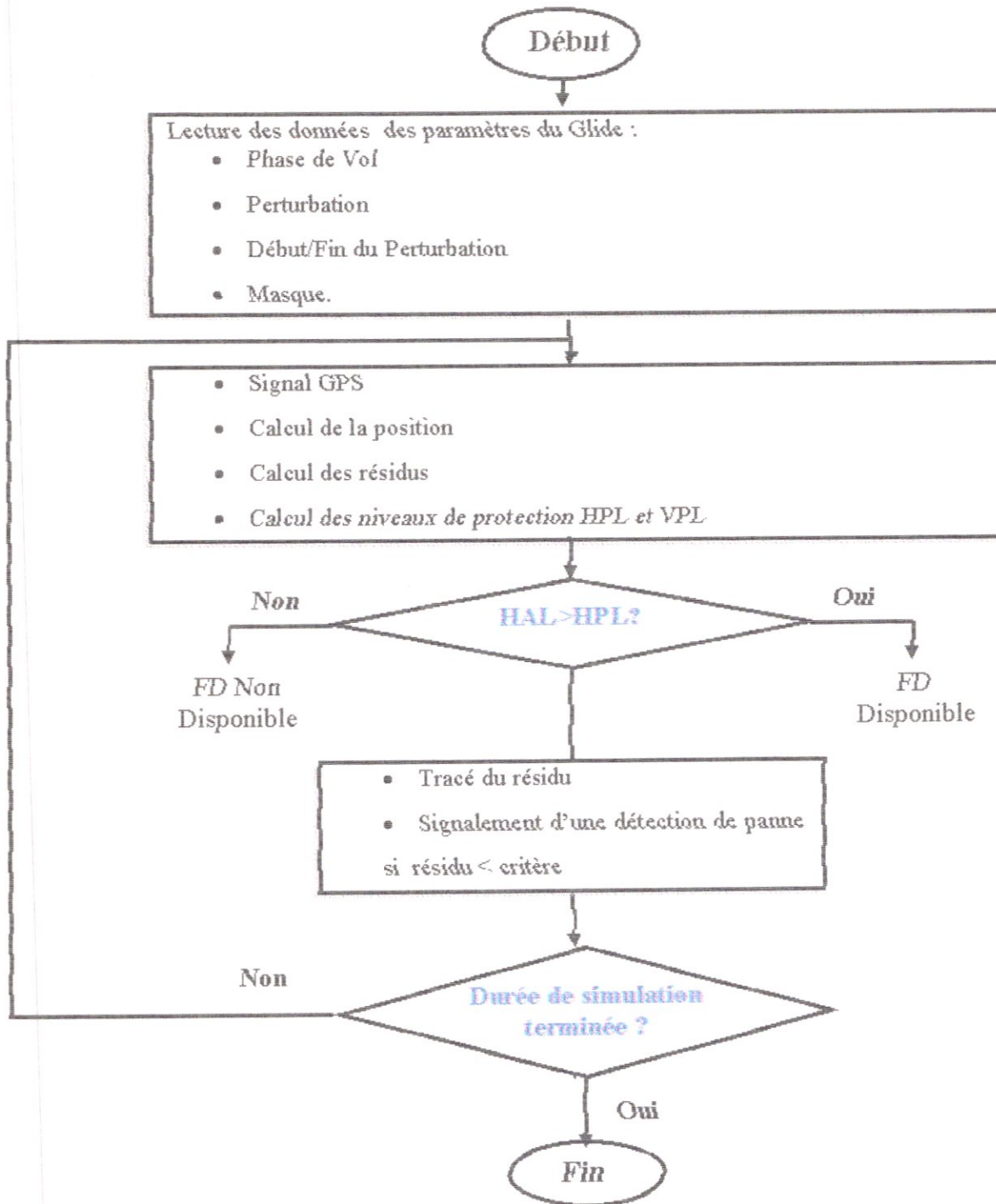


Fig. IV.23 Organigramme de la phase détection

## CONCLUSION GENERALE

Dans le cadre de notre projet de fin d'études, nous avons présenté notre travail qui consiste en la réalisation d'une interface graphique sous Matlab permettant de visualiser les satellite visible du système GPS et détermination la position d'un récepteur à laide des donnée de navigation (RINEX et Almanach) ensuite contrôle le GPS par un module RAIM.

Ce travail, nous a permis de nous familiariser avec l'outil « Guide» de Matlab qui facilite la réalisation d'interfaces graphiques. De même, nous avons approfondi nos connaissances dans le domaine vaste de navigation spatial et compris l'importance de la notion de intégrité et la disponibilité du système GPS.

Comme est démontré en chapitres IV, l'évaluation de l'exécution théorique de RAIM instantané (Snapshot) n'est pas une tâche facile. La théorie exécute beaucoup d'approximations et, même si le processus de la détection de défaut est bien compris. D'autre part, l'instantané RAIM est incroyablement facile à mettre en application et n'exige pas beaucoup de puissance informatique pour exécuter. Ce sont les raisons pour lesquelles le concept de RAIM instantané est bien accepté au niveau de la communauté d'aviation civile qui n'est pas connue pour être risquée (pour des raisons évidentes de sûreté).

Nous espérons que ce travail sera utile pour les étudiants intéressés à ce domaine et qu'il pourra avoir une suite, par exemple pour qu'il soit possible de traiter l'intégrité du système GPS avec d'autre système.

## **BIBLIOGRAPHIE**

**[doc1] Abdelrazak Younes**

« Théorie séquentielle appliquée au contrôle de l'intégrité du GNSS et à l'hybridation GNSS/INS ». Thèse doctorat. L'institut national polytechnique de Toulouse, Novembre 2000.

**[doc2] Anne-Christine Escher**

« Etude de l'apport de l'hybridation GNSS/INS au contrôle de l'intégrité du GNSS pour des applications ». Thèse doctorat. L'ENAC, Toulouse, Décembre 2003.

**[doc3] Didier Bouteloup**

« Cours de Géodésie. Chapitre 7: Présentation du système GPS ». Cellule pédagogique et de recherche en astrogéodésie. ENSG-CPRAG, France 2003.

**[doc4] Elliot D. Kaplan**

« Understanding GPS principles and applications ». Artech House, Boston, London 1996

**[doc5] Himilcon Carvalho**

« Filtrage optimal non linéaire du signal GPS NAVSTAR en recalage de centrales de navigation ». Thèse doctorat. L'école nationale supérieure de l'aéronautique et de l'espace. Sept 1995

**[doc6] Iyad Abuhadrous**

« Système embarqué temps réel de localisation et de modélisation 3D par fusion multi-capteur ». Thèse doctorat. L'Ecole des Mines, Paris, Janvier 2005.

**[doc7] Serge Botton et Françoise Duquenne**

« GPS Localisation et navigation ». Édition Hermès, Paris, mars 1998.

**[doc8] Vincent Freycon, Nicolas Fauvet**

« Les GPS De l'acquisition des relevés à leur intégration dans un SIG » Montpellier, France, Juin 1998. Page de 1 à 10.

**[doc9] Yeou-Jyh Tsai**

« Wide area differential operation of the GPS: ephemeris and clock algorithms ». Thèse doctorat. Department of mechanical engineering and the committee on graduate studies of Stanford University, Août 1999.

## ANNEXE A

Paramètres	Définition
aI2	Coefficient d'ordre 2 du modèle de temps (en sec/sec <sup>2</sup> )
aI1	Coefficient d'ordre 1 du modèle de temps (en sec/sec)
aI0	Coefficient d'ordre 0 du modèle de temps (en sec)
aDe	Temps de référence d'horloge (en sec)
agd	Temps du groupe de satellite (en sec)
IODC	Date de la semaine pour laquelle les paramètres de correction ont été calculés

## Paramètres d'horloge du satellite

Paramètres	Définition
$\Delta n$	Correction de mouvement moyenne
$\Omega\text{DOT}$	Vitesse de ascension droite.
iDOT	Vitesse d'angle d'inclinaison
Cue , Cus	Correction des termes de l'argument de latitude.
Cie , Cis	Correction des termes d'inclinaison.
Cre , Crs	Correction des termes du rayon orbital.
t0e	Temps de référence éphémérides.

## Paramètres d'orbite

Paramètres	Définition
A0	Coefficient d'ordre 0 du modèle pour le tems universel (sec)
A1	Coefficient d'ordre 1 du modèle pour le tems universel (sec/sec)
$\Delta tLS$	Variation de temps (en sec)
t0t	Temps de référence pour les données UTC (en sec)
WNt	Semaine de référence (en semaine)
WNLSF	Numéro de la semaine du futur delta temps (en semaine)
DN	Numéro du jour du futur delta (en jour)
$\Delta tLSF$	Futur delta temps (en sec)

## Paramètres de correction

éphémérides	Définition
e	Excentricité
t0a	Temps de référence Almanach (en sec)
i0	Inclinaison au temps référence (en rad)
$\Omega\text{DOT}$	Vitesse de l'ascension droite (en rad)
a	Demi grand axe de l'orbite (en mètre)
$\Omega 0$	Ascension droite (en rad)
$\omega$	Argument du périégée (en rad)
M0	Anomalie moyenne (en rad)
aI1	Coefficient d'ordre 1 du modèle d'horloge (en sec/sec)
aI2	Coefficient d'ordre 0 du modèle d'horloge (en sec/sec)

## Paramètres d'almanach

Paramètres	Définition
A0	Coef. d'ordre 0 de l'équateur de l'amplitude du délai vertical (en sec)
A1	Coef. d'ordre 1 de l'équateur de l'amplitude du délai vertical (en sec/rad)
$\alpha_2$	Coef. d'ordre 2 de l'équateur de l'amplitude du délai vertical (en sec/rad <sup>2</sup> )
$\alpha_3$	Coef. d'ordre 3 de l'équateur de l'amplitude du délai vertical (en sec/rad <sup>3</sup> )
B0	Coef. d'ordre 0 de l'équateur de la période du délai vertical (en sec)
B1	Coef. d'ordre 1 de l'équateur de la période du délai vertical (en sec/rad)
$\beta_2$	Coef. d'ordre 2 de l'équateur de la période du délai vertical (en sec/rad <sup>2</sup> )
$\beta_3$	Coef. d'ordre 3 de l'équateur de la période du délai vertical (en sec/rad <sup>3</sup> )

Paramètres ITFC

## ANNEXE B

1	temps usse depuis le temps de référence	$t - t_0 = \Delta t$
2	longitude géocentrique au temps $t$	$\mu = \omega_0 + \left( \frac{2\pi}{P} \frac{\Delta t}{1 - \Delta} \right) \Delta$ $\omega_0 = 2198400 \text{ rad} = 100 \text{ m}^3/\text{s}^2$
3	moment cinétique	$L = \mu \sqrt{1 - \Delta^2}$ résolution de l'équation de Kepler, voir méthode d'itération
4	rayon au satellite	$r = a(1 - \Delta) \left( \frac{1 + \Delta^2 - \Delta^2 \cos \theta}{1 - \Delta^2} \right)^{1/2}$
5	angle de l'axe d'oscillation	$\Omega = \Omega_0 + \left( \frac{\Omega_1 - \Omega_0}{P} \right) \Delta t$ $\Omega_0 =$ vitesse angulaire de rotation de la terre = $7,292115 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$
6	argument corrigé de l'angle	$\theta = \theta_0 + \frac{2\pi}{P} \cos^2 \Delta \left( \frac{\Delta t}{1 - \Delta} \right) + \frac{2\pi}{P} \sin^2 \Delta \left( \frac{\Delta t}{1 - \Delta} \right)$
7	distance radiale corrigée	$\rho = r \cos \theta \cos \Omega + r \sin \theta \cos \Omega + r \sin^2 \theta \cos^2 \Omega + r \sin^2 \theta \sin^2 \Omega$
8	transverse corrigée	$\tau = r \sin \theta \cos \Omega + r \cos \theta \sin \Omega + r \sin^2 \theta \sin \Omega \cos \Omega + r \cos^2 \theta \sin \Omega \cos \Omega$
9	coordonnées LVLH du satellite	$X_s = \rho \cos \theta \cos \Omega - \tau \sin \theta \cos \Omega$ $Y_s = \rho \cos \theta \sin \Omega + \tau \sin \theta \cos \Omega$ $Z_s = r \sin^2 \theta \sin \Omega \cos \Omega - r \cos^2 \theta \sin \Omega \cos \Omega$

## Algorithme du calcul de la position des satellites

## ANNEXE C

## ◆ Fichier almanach

Un almanach des satellites GPS contient des données de l'orbite et de la position des satellites. Correspondant ici aux satellites PRN-01 et PRN-02. Ces données sont mises à jour chaque semaine (la semaine 1323 à partir de 6 janvier 1980) et sont publiées sur Internet :

**** Week 1323 almanac for PRN-01 ****	
ID:	001
Health:	000
Eccentricity:	5.867958069e-003
Time of Applicability(s):	5.898240000e+005
Orbital Inclination(rad):	9.842069046e-001
Rate of Right Ascen(r/s):	-7.463168014e-009
SQRT(A) (m <sup>1/2</sup> ):	5.153601074e+003
Right Ascen at TOA(rad):	2.913579667e+000
Argument of Perigee(rad):	-1.666746525e+000
Mean Anom(rad):	1.453927289e+000
Af0(s):	4.043579102e-004
Af1(s/s):	0.000000000e+000
week:	1323
**** Week 1323 almanac for PRN-02 ****	
ID:	002
Health:	000
Eccentricity:	9.477138519e-003
Time of Applicability(s):	5.898240000e+005
Orbital Inclination(rad):	9.551211908e-001
Rate of Right Ascen(r/s):	-8.183198006e-009
SQRT(A) (m <sup>1/2</sup> ):	5.153640625e+003
Right Ascen at TOA(rad):	7.877459480e-001
Argument of Perigee(rad):	1.839267308e+000
Mean Anom(rad):	2.985048716e+000
Af0(s):	-2.574920654e-005
Af1(s/s):	0.000000000e+000
week:	1323
[...]	

Extrait d'un almanach

◆ **Fichier RINEX :**

Le format RINEX (Receiver Independant EXchange Format), format d'échange indépendant du récepteur, a été développé par l'Institut d'Astronomie de l'Université de Berne dans le but de fournir dans un même format les données collectées en format propriétaire par des récepteurs de marques différentes lors de la campagne GPS EUREF89. Il existe six types de fichier différents :

- Un fichier contenant les données d'observation
- Un fichier contenant les messages de navigation
- Un fichier contenant les données météorologiques
- Un fichier contenant les messages de navigation Glonass
- Un fichier contenant les messages de navigation des satellites Géostationnaires
- Un fichier contenant des informations sur les horloges des récepteurs et des satellites.

2	NAVIGATION DATA	RINEX VERSION / TYPE
RINEXDLL.DLL V2.60		06 - JUL - 05 14:29 PGM / RUN BY / DATE
		COMMENT
		END OF HEADER
4 05 7 6 10 0 0.0	.108802691102D-03	-.252384779742D-10 .00000000000D+00
	.13000000000D+03	.65687500000D+02 .446018578464D-08 .191404886226D+01
	.368617475033D-05	.697923789266D-02 .109281390905D-04 .515366117477D+04
	.29520000000D+06	-.428408384323D-07 -.671052343338D-01 .163912773132D-06
	.954326437150D+00	.16606250000D+03 .498884396538D-01 -.779675333750D-08
	-.490734683187D-09	.00000000000D+00 .13300000000D+04 .00000000000D+00
	.10000000000D+01	.00000000000D+00 -.605359673500D-08 .38600000000D+03
	.29196600000D+06	.00000000000D+00 .00000000000D+00 .00000000000D+00
7 05 7 6 10 0 0.0	.211432110518D-03	.222826201934D-10 .00000000000D+00
	.39000000000D+02	-.77500000000D+01 .557630370400D-08 -.129132449897D+01
	-.707805156708D-07	.134197691223D-01 .539980828762D-05 .515373011017D+04
	[...]	

Extrait d'un fichier RINEX : Fichier de navigation :



```

2      OBSERVATION DATA  G (GPS)      RINEX VERSION / TYPE
RINEXDLL.DLL V2.60      06 - JUL - 05 14:29 PGM / RUN BY / DATE
COMMENT
F121      MARKER NAME
MARKER NUMBER
OBSERVER / AGENCY
UNKNOWN      UNKNOWN UNKNOWN REC # / TYPE / VERS
ANT # / TYPE
4627528.7666 119698.9945 4373331.2371      APPROX POSITION XYZ
0.0000      0.0000      0.0000      ANTENNA: DELTA H/E/N
1 2      WAVELENGTH FACT L1/2
4 L1 L2 C1 D1      # / TYPES OF OBSERV
1.0000      INTERVAL
LEAP SECONDS
2005 7 6 9 25 57.000000      GPS      TIME OF FIRST OBS
2005 7 6 12 25 59.000000      GPS      TIME OF LAST OBS

```

END OF HEADER

05	7	6	9	25	57.0000000	0	8G24G23G20G13G04G07G11G27	0.000000000
-9244983.886	7	0.000	0	20446224.696	-343.711			
-9442739.148	8	0.000	0	20164293.353	-224.596			
-7296434.519	8	0.000	0	21258996.307	-1796.245			
-12036312.680	8	0.000	0	20829218.794	1991.693			
-12173102.802	8	0.000	0	21518163.141	2154.039			
-7280223.067	7	0.000	0	22819061.973	-1919.084			
-5081423.706	7	0.000	0	24121456.966	-3540.139			
-9756479.212	6	0.000	0	24918566.072	3279.525			
05	7	6	9	25	58.0000000	0	8G24G23G20G13G04G07G11G27	0.000000000
-9244639.600	7	0.000	0	20446290.208	-345.063			
-9442513.961	8	0.000	0	20164336.209	-225.985			
-7294637.843	8	0.000	0	21259338.190	-1797.314			
-12038303.812	8	0.000	0	20828839.908	1990.360			
-12175256.329	8	0.000	0	21517753.352	2152.810			
-7278303.441	7	0.000	0	22819427.270	-1920.313			
-5077883.175	7	0.000	0	24122130.733	-3541.087			
-9759758.418	6	0.000	0	24917942.013	3278.717			
[...]								

Fichier d'observation:

## Abstract

The Global Positioning System (GPS) can provide a user with its position anytime and anywhere in the world. However, GPS needs some augmentations to meet International Civil Aviation organization (ICAO) specifications for non precision approach sole-means-of-navigation. An important limitation is integrity; improving this parameter will require either augmentations of GPS or hybridization of GPS with other navigation systems. Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) has been proposed, whereby a receiver makes use of redundant satellite information to check the integrity of the navigation solution. Indeed RAIM algorithms rely on redundant GPS satellite measurements as a means of detecting unreliable satellite measurements or position solutions. The role of the RAIM is to ensure the navigation system that no hazardous failure affects one of the tracked satellites. In case of a failure, the RAIM has to detect it and to exclude the faulty satellite in a timely manner.

## Résumé

Un récepteur GPS (Système de Positionnement Global par satellite) permet à son utilisateur de connaître sa position et sa vitesse à tout moment et en tout endroit du globe. Malheureusement, le GPS ne peut satisfaire à lui seul les exigences de l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale, l'OACI pour devenir un moyen unique de navigation; il doit être amélioré pour cela. Une des principales limitations du GPS est son intégrité. Celle-ci peut être améliorée grâce à une augmentation du GPS où par son hybridation avec un autre système de navigation. Au niveau du récepteur GPS, un module RAIM (Intégrité Autonome De Récepteur Surveillant) est proposé pour effectuer le contrôle autonome de l'intégrité du système. Ce module se sert de la redondance inhérente aux mesures GPS pour s'assurer qu'aucune panne n'affecte la solution GPS de navigation.

### المخلص:

يسمح النظام العام لتحديد المكان بالأقمار الصناعية (GPS) لمستعمليه بمعرفة موقع هذا الأخير و سرعته في أي مكان من العالم، و في أي لحظة. لكن في الواقع يبقى ها النظام و لوحده لا يستوفي الدقة المطلوبة التي حددتها المنظمة العالمية للطيران المدني (OACI)، و لهذا يجب تحسين دقة هذا النظام بزيادة مردود يده لمستعمليه أو بتهجينه مع أنظمة أخرى. لذا نقترح نظام مستقل للمتابعة و المراقبة (RAIM)، حيث يسمح هذا النظام بمراقبة صحة النظام العام لتحديد المكان، و تعيين القمر الصناعي الذي يمدنا بمعلومات خاطئة، ليتم فيما بعد استبعاده. لضمان أحسن ملاحظة جوية للمستعمل.