Dédicaces

Je souhaite dédier ce modeste travail, synonyme de concrétisation de tous mes efforts fournis durant ma formation d'ingénieur :

A mes parents qui m'ont soutenu ;
Mes frères Ali et Mohamed ;
A mes sœurs Fatima, Sakina et Razika.

A mon binôme Abdelmounaim ;

Sans oublier mes amis.

Kamel

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail

A mes très chers parents qui veillent sans cesse sur moi avec

leurs prières et leurs recommandations,

A mes sœurs, A mes frères,

A ma fiancer,

A toute ma famille,

A mon binôme Kamel pour son intimité et simplicité,

A tous mes amis, A tous ceux qui sont proches et qui

m'encourage à donner le meilleur en moi.

Abdelmounaim

SOMMAIRE

LISTE DES FIGURES ET TABLAUX.....i-ii
LISTE DES PARAMETRES.....iii-iv
RESUME.....v
INTRODUCTION.....1

CHAPITRE I : GENERALITES SUR LA NAVIGATION

I.1-HISTIRIQUE 2
I.2-NAVIGATION AVUE (VFR) 2
I.3-NAVIGATION AUX INSTRUMENTS (IFR).....3
I.3.1- Navigation astronomique 3
I.3.2- Navigation inertielle 3
I.3.3- Radio navigation 3
I.3.3.1- ILS (Instrument Landing System).....4
I.3.3.2- VOR (very omni range frequency).....5
I.3.3.3- LE DME 5
I.3.3.4- Navigation de surface 6
I.3.3.5- LORAN-C 8

CHAPITRE II : GENERALITES SUR LE SYSTEME GPS

II.1-INTRODUCTION 11
II.1.1-Les raisons techniques 12
II.1.2-Les raisons economiques 13
II.1.3 -Les raisons industriels 13
II.2- DESCRIPTION DU SYSTEME 13
II.2.1-Segment spatial 14
II.2.1.1- Types de satellites.....15
II.2.1.1- Identification des satellites.....16
II.2.2-Segment sol.....16
II.2.2.1- Stations de poursuite.....16
II.2.2.2- Station maître de control et calcul.....16
II.2.2.3- Stations de transmission.....17
II.3- SGNAL GPS 18
II.3.1 Structure du signal.....18
II.3.2- Modulation.....19
II.3.3- Code pseudo-aleatoire.....20
II.3.3.1- Le code C/A.....20
II.3.3.1- Le code P.....21

II.3.4- Message de navigation 21
II.3.4.1- Structure du message 21
II.3.4.1- Contenu du message 22

II.3.5- Génération du signal émis par satellite 21
II.4-DEGRADATION VOLANTAIRE 24
II.5- LES RECEPTEURS GPS 24
II.5.1-Organisation d'un récepteur GPS 24
II.5.2-Categories de recepteurs 26
II.5.2.1 –Le récepteur a canaux parallèles 27
II.5.2.2- Le récepteur séquentiel 28
II.5.2.2- Le récepteur muliplexé 28

CHAPITRE III : TECHNIQUE DE MESURE GPS

III.1- MESURES GPS 29
III.1.1-Mesure de pseudo-distance 29
III.1.1.1-Expression de la pseudo-distance 30
III.1.1.2-Particularités de la mesure 31
III.1.2-Mesure de la phase 31
III.1.1.1-Expression de la phase 32
III.1.1.2-Particularités de la mesure 34
III.1.3- Combinaison de pseudo-distance et de phase 34
III.2-ESTIMATION DE L'AMBIGUITE ENTIERE 34
III.3- ERREURS 37
III .3.1-Erreurs liées aux modélisations physiques 37
III.3.2-Erreurs dues aux matériel 39
III.3.3- Les répercutions de l'environnement du point stationné 40
III.4-TYPE DE POSITIONNEMENT BASE SUE LA PHASE 41
III.4.1-Le mode statique 41
III.4.2-Le mode dynamique 41
III.5- MODE DE POSITIONNEMENT 43
III.5.1-Positionnement absolu (autonome) 43
III.5.2-positionnement relatif 43
III.5.2.1-La simple différence 44
III.5.2.1-La double différence 45
III.5.2.1-La triple différence 46

CHAPITRE IV : LE POSITIONNEMENT GPS

IV.1-ORANIGRAME DE TRAVAIL 47
IV.2-LE FORMAT RINEX.....47
IV.2.1-Le fichier d'observation 48
IV.2.1.1-L'entete 48
IV.2.1.1-Les blocs de mesures 50
IV.2.2-Le fichier de navigation 51
IV.3-POSITION DES SATELLITES.....52
IV.3.1-Conversion des coordonnées Kepler /ECEF.....53
IV.3.2-Geometrie des satellites.....56
IV.4-CORRECTIONS 56
IV.4.1-L'horloge satellite.....57
IV.4.2-Retard ionosphérique.....57
IV.4.2.1-recepteurs monofréquence.....57
IV.4.2.1-recepteurs bifréquence.....58
IV.4.3-Retard troposphérique.....58
IV.5-SOLUTION DE POSITIONNEMENT 59

CHAPITRE V : SIMULATION ET INTERFACE

IV.1-DESCRIPTION DES DONNEES 63
IV.2-INTERFACE.....63

CONCLUSION.....75

LISTE DES FIGURES

Figure I.1 : La navigation aérienne 2
Figure I.2 : Le gyroscope..... 3
Figure I.3 : Système de navigation 4
Figure I.4 : La route de navigation AERA..... 8
Figure I.5 : La couverture LORAN..... 10
Figure II.1 : Les segment GPS..... 14
Figure II.2 : Exemple de visibilité des satellites..... 15
Figure II.3 : Carte des stations du secteur de control..... 17
Figure II.4 : Structure du signal GPS..... 18
Figure II.5 : Modulation BPSK..... 19
Figure II.6 : Séquence pseudo-aleatoire (code C/A et code P)..... 20
Figure II.7 : Générateur de code C/A..... 20
Figure II.8 : Structure du message de navigation..... 21
Figure II.9 : Génération du signal émis par les satellites..... 23
Figure II.10 : Organisation d'un récepteur GPS..... 25
Figure II.11 : Principe de fonctionnement d'un récepteur GPS..... 26
Figure III.1: Principe de la corrélation..... 30
Figure III.2 : Exemple de déphasage..... 32
Figure III.3 : Interprétation géométrique de la mesure de phase 32
Figure III.4 : Principe de lissage du code par a phase 35
Figure III.5: Erreurs de positionnement GPS 36
Figure III.6 : Variation du centre de phase..... 39
Figure III.7 : Les multi_trajet..... 40
Figure III.8 : Positionnement absolu 43
Figure III.9 : Simple différence..... 44
Figure III.10 : Double différence..... 45
Figure III.11 : Triple différence 46
Figure IV.1 : Entête d'un fichier d'observation..... 49
Figure IV.2 : Bloc de mesures d'un fichier d'observation 50
Figure IV.3 : Le fichier de navigation..... 51
Figure IV.4 : La position de l'observateur dans le système ECEF..... 52
Figure IV.5 : Le système de coordonnées de Kepler..... 53
Figure IV.6 : Dilution de precision..... 56
Figure IV.7 : Positionnement GPS..... 59
Figure IV .8 : Notion d'EMLP..... 62
Figure V.1: Interface principale 65
Figure V .2 : Interface NAVIGATION 65
Figure V.3 : Interface OBSERVATION 66
Figure V.4 : Fenêtre ERREUR..... 66
Figure V.5: Interface positions des satellites 67

Figure V.6 : Interface DOP 67
Figure V.7 : Interface retard des l'horloges satellites 68
Figure V.8 : Interface retard troposphérique 69
Figure V.9 : Interface retard ionosphérique 69
Figure V.10 : Interface retard de l'horloge récepteur 70
Figure V.11 : Interface GPS 70
Figure V.12 : Interface DGPS 71
Figure V.13 : Interface GPS & DGPS 71
Figure V.14 : Interface latitude 72
Figure V.15 : Interface longitude 72
Figure V.16 : Interface altitude 73
Figure V.17 : L'altitude en mode autonome 73
Figure V.18: Interface geo_loc 74
Figure V.19 : Figure V.19- Interface AUTO_LOC 74

Liste des tableaux

Tableau II.1 : Rapport entre composantes du signal 22
Tableau III.1 : Importance des erreurs 41
Tableau III.2 : Récapitulatif des méthodes GPS 42
Tableau IV.1 : Données de l'éphéméride d'un satellite 54
Tableau IV.2 : Coefficients de correction 54
Tableau IV.3 : Calcul de la position du satellite 55
Tableau IV.4 : Type de DOP 56

Liste des paramètres

$\sqrt{a}$: Racine carrée du demi grand-axe de l'ellipsoïde.
c : Vitesse de la lumière
$C_{\omega s}, C_{\omega c}$: Coefficients de correction de l'argument du périgée.
C_{rs}, C_{rc} : Coefficients de correction du rayon de l'orbite.
C_{is}, C_{ic} : Coefficients de correction de l'inclinaison de l'orbite.
dt_S : Retard de l'horloge satellite.
dt_R : retarde de l'horloge récepteur.
Δt_R^S : Différence de temps entre l'horloge satellite et l'horloge récepteur.
Δt_r : Est le terme relativiste de correction (secondes).
$\Delta\varphi_{(tr)}$: Mesure de phase faite à l'instant de réception.
Δn : Correction de la vitesse angulaire moyenne de rotation.
e_1, e_2 : Sont les erreurs sur les mesures de code sur les deux fréquences L1, L2.
E_1, E_2 : Sont les erreurs sur les mesures de phase sur les deux fréquences L1, L2.
e : Excentricité de l'orbite.
Elv : L'élévation.
f : La fréquence
$\varphi_{R(tr)}$: Phase du signal généré localement à l'instant de réception dans l'échelle de temps récepteur.
$\varphi_{S(te)}$: Phase du signal généré par le satellite dans l'échelle de temps satellite.
Φ_1, Φ_2 : Sont les mesures de phase sur les deux fréquences L1, L2 (en mètre).
I : Retard ionosphérique.
i_0 : Inclinaison de l'orbite au temps de référence.
$\dot{i}$: Taux de variation de l'inclinaison.
μ_0 : Anomalie moyenne du point de l'ellipse correspondant au temps de référence t_{oe}.
$N_{R(tr)}^S$: Nombre entier de cycles inconnu du récepteur représentant la différence des nombres entiers de cycles des deux signaux,

$n_{(tr)}$	: Nombre de cycles comptés depuis la première mesure.
N_1, N_2	: Sont les deux ambiguïtés sur les mesures de phase sur les deux frequences L1, L2.
λ	: Longueur d'onde.
Ω_0	: Ascension droite de l'orbite au temps de référence.
$\dot{\Omega}$	: Taux de variation de l'ascension droite.
Pr_R^S	: Pseudo distance entre le récepteur R et le satellite S.
P_1, P_2	: Sont les mesures de code sur les deux fréquences L1, L2 (en mètre).
ρ	: Distance géométrique récepteur-satellite.
t_{R_R}	: Temps réception en temps récepteur ;
t_{E_S}	: Temps d'émission en temps satellite.
t_R	: Temps réel de réception.
t_E	: Temps réel d'émission.
τ_{GD}	: Retard du group.
t_{OC}	: Temps de référence en secondes.
t_{oe}	: Temps de référence de l'éphéméride.
t_s	: Temps exact `a l'horloge du satellite.
T	: Retard troposphérique.
t_{GPS}	: Temps GPS.
ω	: Argument du périgée de l'ellipse.

ملخص

إن تطور الطيران المدني وازدياد كمية تدفق الملاحة الجوية جعل تحديد المتحرك الجوي عملية جد معقدة و خطرة قد تمس أمن حركة الملاحة الجوية.

و يتطلب تحديد المتحرك وسائل ملاحة جوية(أرضية أو فضائية) دقيقة, و عليه نهتم في عملنا هذا بنظام الملاحة الجوية بواسطة النظام العالمي لتحديد المواقع(GPS), وخاصة تقنية التمركز باستعمال طور الموجة الحاملة.

Résume

L'évolution de l'aviation civile et l'augmentation de flux du trafic aérien ont rendu le positionnement des mobiles aériens une tache très complexe et dangereuse qui peut toucher la sécurité de la navigation aérienne.

Ce positionnement des mobiles exige des moyens de navigation aérienne (terrestre ou spatial) précises, nous nous intéressons dans ce travail au système de positionnement global par satellite (GPS), et précisément la technique de positionnement par phase de l'onde porteuse.

Summary

The evolution of the civil aviation and the increase in flow of the air traffic returned the positioning of the air mobiles a very complex and dangerous spot which can touch the air safety.

This positioning of the mobiles requires means of aerial navigation (terrestrial or space) precise; we are interested in this work in global positioning system (GPS), and precisely the technique of positioning per phase of the carrier wave.

INTRODUCTION

Le système de positionnement par satellite GPS (Global Position System) a été conçu comme un système de calcul de distance entre des positions connues des satellites et d'une position inconnue d'un point sur la terre, sur mer, en air, ou dans l'espace.

Effectivement le signal GPS est marque avec son temps de transmission, lorsqu'il reçu, la période de transmission du signal peut être mesurer par un récepteur synchronise, donc de déterminer sa position et sa vitesse instantanée.

Le calcule de position d'un récepteur quelconque est base sur deux techniques :

- La technique de positionnement par code : c'est une technique base sur le calcul de temps de propagation du signal, cette technique est simple mais peut précise.
- La technique de positionnement par phase : cette technique est connue par sa précision centimétrique et par des caractéristiques intéressantes qu'on va essayer de les dévoiler au cours de modeste PFE.

Notre étude est deviser en cinq principaux chapitres comme suit :

- **CHAPITRE I :** dans ce chapitre, on va donner un aperçu général sur les systèmes de navigation et leurs évolution de la navigation a vue jusqu a la navigation par satellite.
- **CHAPITRE II :** il est une description détaillée sur le système GPS, son évolution, sa composition, et ses caractéristiques.
- **CHAPITRE III :** dans ce chapitre on va aborder les différentes techniques de mesure GPS en se concentrant sur les caractéristiques de la technique de mesure par phase.
- **CHAPITRE IV :** dans ce chapitre on va développer l'algorithme de positionnement GPS en passant par calcul des postions satellites et leurs retards d'horloges et la modélisation de retard atmosphérique.
- **CHAPITRE V :** a l'aide du logiciel « Matlab 7.0 » on va essayer de concrétiser notre étude par la réalisation d'un logiciel de simulation en utilisant des données réelles.

Chapitre I :
Généralités sur la navigation aérienne

I.1- HISTORIQUE :

La navigation aérienne est l'ensemble des techniques permettant à un pilote d'aéronef de maîtriser ses déplacements. En général, cette route débute et se termine sur un aérodrome.

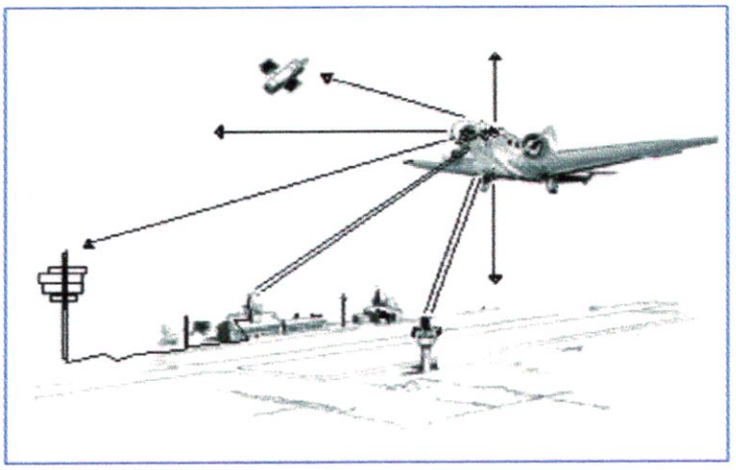


Figure I.1- La navigation aérienne

La navigation aérienne est largement héritière de la navigation maritime et la terminologie utilisée est identique. Elle s'en distingue par le fait que l'avion peut survoler aussi bien des zones maritimes que des zones terrestres qui comportent des obstacles. La vitesse des avions est bien plus élevée que celle des navires et l'autonomie est limitée ; il en résulte que le calcul de la position, puis de la route à suivre, doit être effectué plus souvent et plus rapidement.

La navigation aérienne, au cours de la seconde moitié du XXe siècle, s'est développée grâce à la radionavigation, aidée par le fait que la propagation des ondes radioélectriques est plus facile entre le sol et l'air qu'au niveau du sol. Le développement et la généralisation, au début du XXIe siècle, des moyens satellitaires de navigation tendent à supprimer toute spécificité à la navigation aérienne.

I.2- NAVIGATION A VUE (VFR) :

La navigation à vue est pratiquée depuis les origines de l'aéronautique et reste encore le moyen le plus utilisé par l'aviation légère. Le pilote connaît sa position en cherchant au sol des repères qui figurent sur sa carte. Il suit une trajectoire en se déplaçant d'un point de repère à l'autre, ou même en suivant un repère continu tel qu'une autoroute ou une rivière.

La navigation à vue ne nécessite aucun instrument mais elle n'est praticable que lorsque les conditions météorologiques permettent de voir le sol.

Cheminer consiste à suivre les lignes naturelles caractéristiques bien visibles depuis un avion. Cette méthode peut être utilisée chaque fois qu'une partie du parcours amène

à longer un repère naturel ou artificiel (autoroute, rivière importante) pendant un certain temps.

I.3- NAVIGATION AUX INSTRUMENTS (IFR) :

I.3.1 -Navigation astronomique :

Pour les très longues distances, ce type de navigation, utilisée dans la marine, a également été utilisé en avion. Pour la navigation astronomique les avions étaient équipés d'une bulle sur le dos du fuselage pour permettre l'utilisation d'un sextant.

I.3.2- Navigation inertielle :

La navigation inertielle utilise un instrument, la centrale inertielle, qui dispose d'un ensemble d'accéléromètres et de gyroscopes capables de mesurer les accélérations et les vitesses de rotation selon les trois axes de l'espace. L'intégration de ces mesures au cours du temps permet de calculer la vitesse et l'attitude de l'avion et donc sa trajectoire. Cette technique est totalement indépendante des moyens extérieurs, discrets puisqu'elle n'utilise pas la radio et reste la plus précise pour les besoins militaires (erreur circulaire de l'ordre du kilomètre par heure de vol).

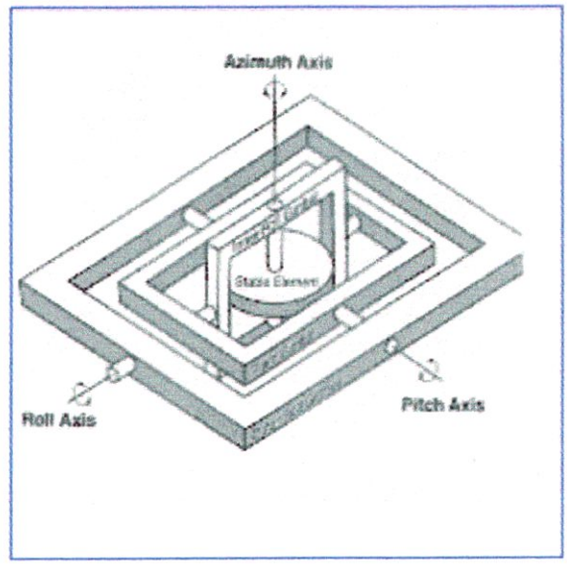


Figure I.2- Le gyroscope

I.3.3- Radionavigation :

Définition :

C'est une aide à la navigation utilisée pour voler en altitude, contrôler une navigation à l'estime, effectuer du VFR on top (vol au dessus des nuages), effectuer de l'IFR.

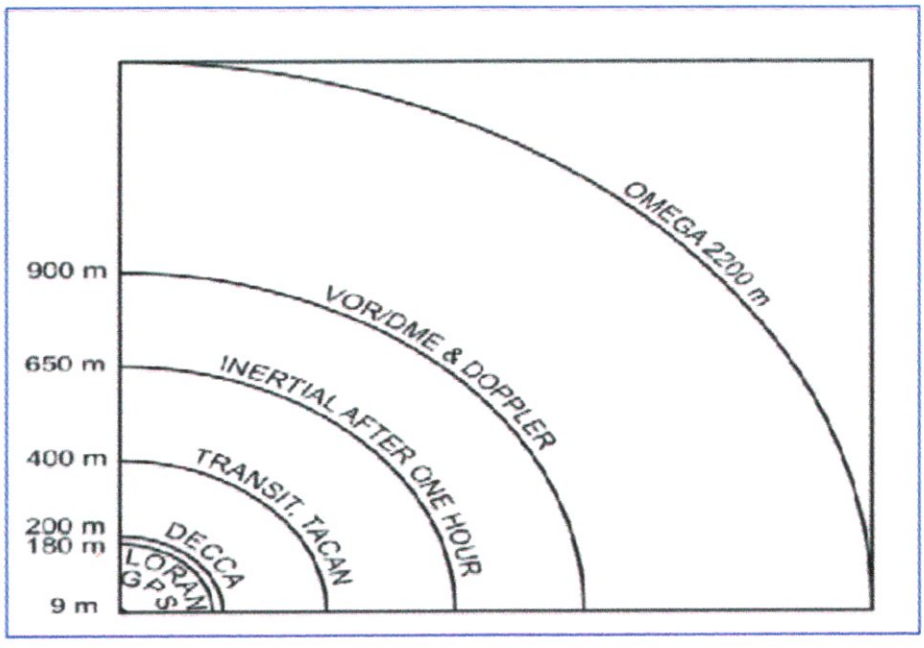


Figure I.3- Système de navigation

I.3.3.1 - ILS (Instrument Landing System) :

L'ILS (Instrument Landing System) est le moyen de radionavigation le plus précis utilisé pour l'atterrissage en IFR.
Il comprend 3 éléments :

- *1-Localiser :* Le localiser est constitué par un ensemble d'antennes situées après le bout de la piste qui émettent une porteuse VHF entre 108 et 112 MHz, première décimale impaire.

- 2-*GLIDE* : Le glide est constitué par un ensemble d'antennes situées à 120 m sur le coté de la piste, près du seuil, qui émettent une porteuse UHF entre 328,65 et 335,40 MHz appariée à la fréquence du localiser.

- *3-Markers :* Les markers sont des radiobalises à émission verticale placées sur la trajectoire finale des avions qui émettent à 75 MHz. Ils sont peu à peu

remplacés par des DME appariés à la fréquence du localizer.Ce genre de balises est remplacé généralement par l'usage des DME ATT.

Les deux premier informations sont fournies soit sous forme d'aiguilles sur un indicateur VOR ou mieux sur un plateau de route HSI, soit sous forme d'indexes (barres, triangles, ...) sur 2 échelles, l'une horizontale, l'autre verticale, situées de part et d'autre de l'horizon artificiel (classique ou EFIS).

Les faisceaux localiser et glide étant très étroits et sensibles aux perturbations, leur interception doit toujours être validée à l'aide d'une autre source de navigation. Pour le localiser cela peut être réalisé à l'aide d'un VOR, ADF ou de la RNAV. Pour la validation du glide, on utilisait un ou deux markers (balise à émission verticale très ponctuelle), de plus en plus souvent remplacés par un DME (Distance Measuring Equipment) dont l'avantage est de fournir une information de distance en continu. Le DME est le plus souvent co-implanté avec le glide, donnant ainsi directement la distance au seuil de piste, ce qui est très pratique ; mais il arrive exceptionnellement qu'il soit implanté avec le localizer.Un voyant lumineux et un signal sonore sont activés au passage de chacun des markers. L'information de distance DME est quant à elle fournie sur l'afficheur DME.

D'un point de vue pratique, l'utilisateur affiche une seule fréquence, celle du localiser, comprise dans la gamme 108,0 - 111,95 Mhz. Les fréquences glide et DME lorsqu'il existe sont dans des gammes de fréquences différentes mais appariées à celle du localiser donc cela reste transparent pour l'utilisateur. La portée certifiée est de 15 à 20 NM pour le localiser (30 à 50 NM en pratique) ; légèrement moins pour le glide. Le DME d'un ILS, moins puissant qu'un DME en route peut néanmoins être reçu jusqu'à 50 voire 100 NM.

I.3.3.2 - VOR (Very high Omni Range frequency):

Le VOR est une aide à la navigation petite et moyenne distance.

Le VOR est une balise qui émet des ondes, reçues directement par l'avion. Les VOR sont très Nombreux et très utilisés dans le monde entier, excepté sur les océans .Le système du VOR est facile à utiliser, 2 moyens le caractérise: numérique et alphabétique. Un VOR s'identifie grâce à un code alphabétique composé de 3 lettres, appelé ID (indicatif), et se repère par une écriture numérique. Ces coordonnées sont inscrites sur les Cartes Jeppesen et Atlas.

Le VOR utilise la gamme VHF 108 à 112 MHZ et 112 à 117,99 MHZ

Le but de VOR est de fournir une information de QDR grâce à une station d'émission au sol et ceci dans toutes les directions

Le VOR permet de suivre une routes quelconque passant par la station grâce à une installation de bord comprenant :

- Une chaîne manuelle fournissant une information d'écart par rapport à la route sélecte.

- Une chaîne automatique donnant une information de QDR+- 180.

I.3.3.3-LE DME :

Tout d'abord il faut savoir que les DME sont, en général, aux mêmes endroits que les stations VOR. Les DME permettent de donner la distance entre l'aéronef et l'antenne DME. Couplée à un VOR celui-ci permet de connaître la position exacte de l'aéronef; avec le VOR vous avez la radiale de l'aéronef par rapport à la balise VOR/DME et avec le DME vous avez la distance toujours par rapport à la balise VOR/DME.

Le DME utilise la gamme de fréquence de 960 Mhz à 1215 Mhz.

L'aéronef envoie un série de pulses sur une certaine fréquence et déclenche un chronomètre, il attend le retour de sa pulse sur une autre fréquence et stoppe le chronomètre. Il retranche le temps constant de la balise, qui est de 50 ou 56 µs en fonction du codage utilisé, et donc en déduit sa distance.

Vue du pilote : Le pilote sélectionne une fréquence VOR ou ILS. Ce qui sélectionne automatiquement une fréquence DME associée. En général la distance est représentée sur un indicateur VOR/ILS assimiler à un QDM.

I.3.3.4- Navigation de surface:

La navigation de surface (RNAV) est une méthode de navigation permettant le vol d'un aéronef sur toute trajectoire voulue dans la zone de couverture des aides à la navigation associées à une station ou dans les limites des possibilités des aides à la navigation autonomes ou par combinaison des deux.

Les systèmes de navigation actuels permettant la navigation RNAV sont les suivants : le système de navigation par inertie (INS), le VOR-DME (RHO-THETA), le DME-DME (RHO-RHO), le LORAN-C et le GPS.

Les systèmes et les procédures de gestion de l'espace aérien, ainsi que la planification éventuelle des aides à la navigation au sol, seront axés sur un concept de navigation de surface capable d'exploiter les avantages du système RNAV dans les opérations de vol. Les bénéfices permettent une économie des coûts d'exploitation puisque les trajets sont plus courts.

Les systèmes de radionavigation du genre LORAN-C permettent le positionnement de précision grâce aux techniques du mode hyperbolique ou du mode d'évaluation directe.

Le mode hyperbolique définit une ligne de position (LOP) en reportant des points correspondant à la même différence relative de phase/temps entre les signaux venant

de deux stations. L'utilisation de trois stations produit deux LOP, dont l'intersection est la position réelle du récepteur. L'utilisation de stations émettrices supplémentaires donne normalement une meilleure précision. Les avantages de ce mode sont les suivants : élimination de la nécessité d'une référence temporelle de haute précision coûteuse dans le récepteur; amélioration de la performance dynamique; précision à long terme et absence d'erreurs associées à la phase.

Le mode d'évaluation directe de la distance définit la position en mesurant la phase des signaux venant de deux stations ou plus. Un oscillateur de référence de haute précision est nécessaire dans le récepteur de l'aéronef pour donner une précision acceptable lorsque deux stations seulement (RHO-RHO) sont utilisées. Toutefois, avec trois stations (RHO-RHO-RHO), la nécessité d'un oscillateur de référence de précision n'est pas aussi rigoureuse parce que l'auto étalonnage de l'oscillateur peu coûteux est possible.

Les systèmes de radionavigation de surface du genre LORAN-C peuvent produire des imprécisions locales par suite d'anomalies dans la propagation, d'erreurs géodésiques et de variations non programmées dans la synchronisation des signaux.

Les effets de ces variations peuvent être substantiellement réduits en ayant recours aux techniques des signaux différentiels. L'installation nécessaire est implantée précisément dans le secteur particulier à contrôler et elle surveille en permanence les signaux du système pour les comparer avec les signaux attendus à cet emplacement. Toute différence est déterminée, pour établir un facteur de correction qui sera transmis aux utilisateurs afin d'améliorer la précision et la performance du processeur du récepteur.

Le secteur pour lequel les corrections peuvent être effectuées à partir d'une seule installation dépend d'un certain nombre de facteurs : la temporisation de la transmission du facteur de correction, la portée du signal de correction, l'uniformité de la grille du système et les limitations du récepteur de l'utilisateur. Par exemple, le LORAN-C peut être efficace jusqu'à 60 à 70 NM.

a- System VOR/DME (RHO-THETA):

Les calculateurs RNAV embarqués qui utilisent les signaux VOR/DME présentent une gamme très variée de possibilités. Le calculateur déplace électroniquement une station VOR/DME en n'importe quel emplacement voulu dans la zone de réception. Le nouvel emplacement est appelé un point de cheminement. Ce point est défini par son relèvement et sa distance par rapport à la station.

Les points de cheminement permettent de déterminer des tronçons de route; le calculateur fournissant les données directionnelles pour se diriger vers ces points ou s'en éloigner.

b- System DME-DME (RHO-RHO):

Le système DME/DME combine des récepteurs DME avec un microprocesseur pour permettre la navigation de surface. Le système DME/DME a dans sa base de données, les coordonnées des stations DME et il peut déterminer sa position en mesurant la distance entre deux de ces stations ou plus.

Le système permet d'introduire des points de cheminement pour une route improvisée et d'afficher l'information de navigation comme le gisement, la distance, l'erreur de route et la durée de vol entre deux points.

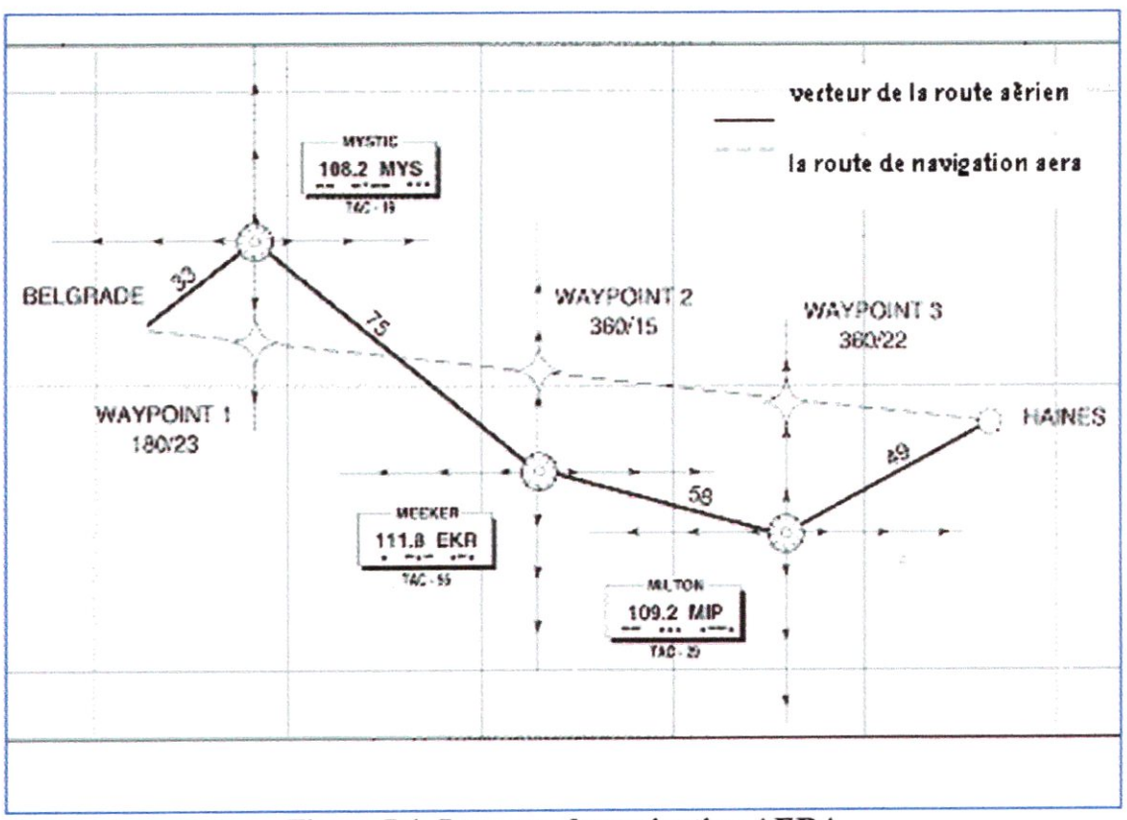


Figure I.4- La route de navigation AERA

I.3.3.5- LORAN-C:

a- Description du système :

Le LORAN-C est un système de navigation à longue portée qui repose sur la mesure de l'intervalle du temps d'arrivée au récepteur de bord des impulsions du signal émises par une chaîne de stations au sol largement espacées, qui fonctionne dans la gamme des fréquences comprises entre 90 et 110 kHz. Une chaîne comprend une station maîtresse reliée à un maximum de quatre stations secondaires dont les signaux sont synchronisés avec ceux de la station maîtresse. Le récepteur LORAN-C mesure la différence de temps entre les signaux de la station maîtresse et ceux d'au moins deux stations secondaires pour déterminer une position.

b- Erreurs et perte des signaux :

Il existe plusieurs récepteurs peu coûteux utilisables comme aides à la navigation VFR dans les secteurs de couverture adéquate. Toutefois, la prudence est de mise car des erreurs sur l'axe longitudinal ou latéral peuvent se produire sans avertissement si le système navigue sur des ondes d'espace ou des signaux erronés. Des erreurs de l'ordre de 8 NM sont assez courantes et on en a signalé de l'ordre de 15 NM.

Parmi les facteurs qui diminuent la précision du système, il y a lieu de mentionner la distance par rapport aux émetteurs, la disposition géométrique entre le récepteur et les émetteurs, le type de sol au-dessus duquel se déplacent les signaux pour atteindre le récepteur et les ondes de ciel. Des résultats optimums seront obtenus de signaux d'ondes terrestres qui ont un parcours continu sur l'eau salée jusqu'au récepteur. Les signaux dont le parcours se fait au-dessus du sol sont altérés par des variations de la conductivité du sol qui peuvent avoir pour résultat des mesures erronées de différences de temps par le récepteur.

Les ondes d'espace peuvent aussi occasionner des erreurs dans les mesures de la différence de temps. La probabilité d'interférences par les ondes d'espace s'accroît avec la distance séparant l'émetteur du récepteur.

Certains autres désavantages du système en restreignent l'utilisation pour la navigation aérienne. Par exemple :

- Les signaux sont sujets aux interférences locales provenant notamment d'émetteurs à basses fréquences (LF) et du rayonnement provenant de lignes électriques à haute tension;
- Le système récepteur peut être vulnérable aux parasites dus aux précipitations; et
- La panne d'un émetteur peut laisser une vaste zone sans couverture de signaux.

Intégrité

Le LORAN-C ne donne aucune indication au pilote lorsque les signaux émis se traduisent par des données de position inexactes. Ce système n'offre donc pas l'intégrité qui est d'une importance capitale pour les vols IFR.

c- Couverture de LOREN C :

Il est très difficile d'évaluer la couverture du LORAN-C. La figure I.5 montre la couverture au Canada pour les zones où il est possible d'obtenir une précision de 0.25 NM. La portée de réception des signaux du LORAN-C peut varier de 120 à 900 NM compte tenu des nombreux facteurs susmentionnés. Les zones illustrées sont une estimation sommaire dans les conditions les plus favorables.

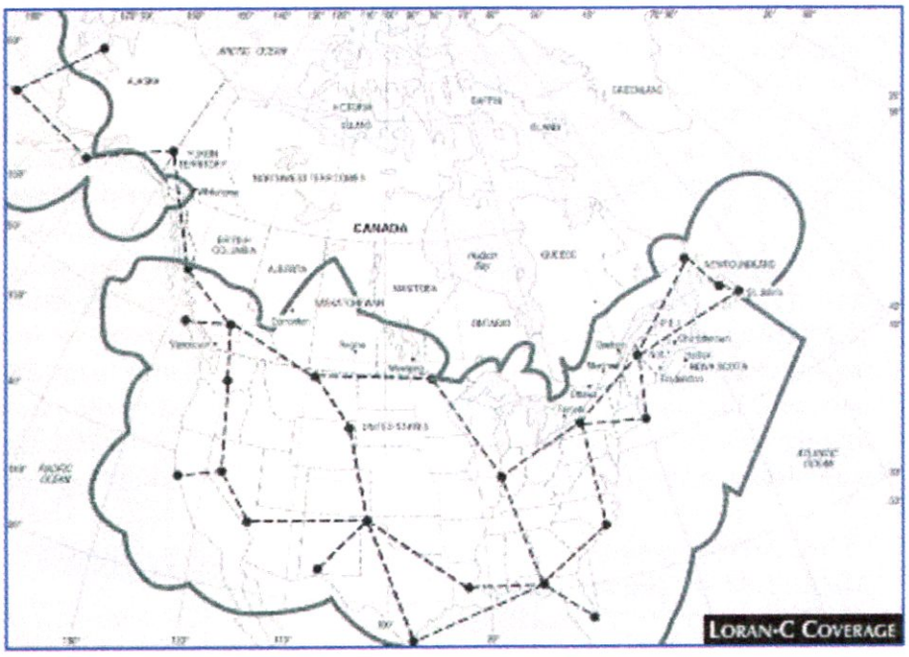


Figure I.5- Couverture LORAN

d- Le LORAN C en VFR :

Le LORAN-C peut servir de complément à la navigation à la carte pour les vols VFR.

f- Le LORAN C en IFR :

Le LORAN-C peut être utilisé pour la navigation IFR en route sous réserve de certaines restrictions et conditions. L'exploitation en zone terminale et au cours d'approches aux instruments doit être faite par référence aux aides de radionavigation classiques ou au GPS homologués pour les vols IFR.

Chapitre II :
Généralités sur le système GPS

II.1-INTRODUCTION :

Le Système NAVSTAR (NAVigation System by Timing And Ranging) plus communément connu sous le nom de GPS (Global Positionning System) est un système de positionnement dans les trois dimensions (latitude, longitude, altitude), très précis et à couverture mondiale. Basé sur la réception de signaux émis par une constellation de satellites, ce système fut mis à l'étude en 1973 aux USA par le DOD (Department Of Defense), pour les militaires américains.
Entré en phase expérimentale dès 1986 (les premiers satellites ont été lancés en 1978), il fut déclaré pleinement opérationnel en février 1994.

Ce système a modifié complètement et définitivement le paysage de la radionavigation dans cette dernière décennie du vingtième siècle.
Initialement conçu pour des applications militaires, le GPS est devenu le nouvel outil incontournable pour tous les navigateurs, géodésiens, topographes ou métrologues.
Le champ des applications de ce système est immense tant dans les domaines aéronautiques, spatiaux, maritimes ou terrestres.

Dans tous les domaines, militaires ou civils, qu'ils soient professionnels, grand public ou orientés vers les loisirs et le sport, le GPS trouve sans cesse de nouveaux débouchés et chaque année voit la mise sur le marché de matériels de mieux en mieux adaptés, de plus en plus performants et de moins en moins onéreux.
En peu d'années, le système GPS a rendu obsolète(s) la plupart des systèmes de radionavigation développés antérieurement. Ces anciens systèmes, après avoir rendu de réels services, ont vu leur influence diminuer puis leur activité s'éteindre. Qu'ils soient à bases terrestres, développés à titre privé par des industriels inventifs, comme le DECCA, le TORAN, le RANA, le SYLEDIS, l'Hyper-Fix, le MINI-RANGER ou le TRIDENT, ou développés par des organismes publics comme l'OMEGA, ou encore à bases satellitaires comme le TRANSIT, tous ont marqué le pas et ne subsistent à ce jour que quelques chaînes privées en exploitation itinérante.

Seul, le LORANC, encore en activité, a trouvé un espace d'existence et permet à quelques utilisateurs institutionnels de ne pas être entièrement tributaires des décisions politiques et stratégiques que le gouvernement américain peut exercer sur le système GPS qu'il maîtrise seul et entièrement.

Cette maîtrise des USA sur le système peut s'illustrer de différentes manières : dégradation volontaire du signal, extinction du signal sur certaines zones géographiques, encryptage des données diffusées par les satellites...

L'exemple récent, mai 2000, de la suppression de la SA (Selective Availability), dégradation volontaire appliquée au signal, montre bien que les performances du système sont contrôlées par le gouvernement américain en fonction de ses propres intérêts de défense ou commerciaux. Cette suppression de la SA renforce encore l'intérêt du système et lui assure des débouchés commerciaux dans le domaine grand public de plus en plus prometteurs. En effet, en l'absence de SA, les performances atteignables par de petits récepteurs portables, de bas coût, travaillant en mode naturel, libres de toute redevance, sont tout à fait remarquables et meilleures que 15 m à 95 % du temps.

En 1999, une analyse américaine estimait que le marché des récepteurs était de 8,5 billions de dollars et que ce marché dépasserait 50 billions de dollars à l'horizon 2010 .

Avant de décrire en détail le système GPS, on résumera ci-après les raisons de la réussite technique et commerciale de ce système qui, malgré l'affirmation réitérée qu'il reste sous la mainmise des militaires américains, a conquis la plupart des utilisateurs du positionnement.

Différentes raisons ou facteurs ont contribués à la réussite et à la généralisation d'emploi du système GPS.

II.1.1-Les raisons techniques :

Le GPS est un système quadridimensionnel qui permet de déterminer :

- la latitude ;
- la longitude ;
- l'altitude ;
- l'heure.

Cette capacité de détermination des composantes altimétrique et horaire ouvre des débouchés qui dépassent largement les applications classiques des systèmes antérieurs de positionnement.

Le GPS a une couverture mondiale et un fonctionnement tous temps. Le nombre de satellites constituant la constellation, le choix des fréquences utilisées et la polarisation circulaire des ondes lui confèrent l'universalité d'emploi dans l'espace et dans le temps ; il est peu affecté par les conditions météorologiques ou climatiques des zones d'utilisation.

Le GPS est un système précis et répétable à 24 h. La précision atteignable dépend de la géométrie sous laquelle l'utilisateur observe les satellites en visibilité.

Compte tenu du grand nombre de satellites en fonctionnement, du choix des orbites et du lieu d'observation, entre 5 et 10 satellites sont simultanément observables.

Cela permet d'obtenir, selon le mode de traitement de l'information, des précisions temps réel comprises entre 5 et 10 m si le système n'est pas volontairement dégradé, de quelques centimètres par des procédés différentiels travaillant sur la phase, et de quelques millimètres en restitution différée sur des observations faites à point fixe.

Le GPS permet la diffusion mondiale d'une échelle de temps précise, raccordée au temps universel coordonné, favorisant ainsi toutes les applications de synchronisation ou de transfert de temps avec une précision pouvant atteindre quelques nanosecondes.

Ces performances sont obtenues en mettant en oeuvre des techniques modernes sur le codage du signal et l'étalement de spectre, avec un soin initial porté sur la cohérence entre le signal codé et la phase de la porteuse.

La conception du « segment sol » et la restitution de l'orbite des satellites ainsi que la qualité et la fiabilité des horloges embarquées dans les satellites sont autant de facteurs qui contribuent largement à la réussite du système.

II.1.2-Les raisons économiques :

Dès le début de la phase expérimentale, les Américains, après avoir étudié différentes possibilités pour limiter l'accès au système et percevoir des redevances d'utilisation, ont abandonné l'idée de rentabilisation financière.

Pour des raisons stratégiques, ils ont choisi de dégrader pour un temps limité, le code utilisable par les utilisateurs autres que leurs propres forces armées mais décidé d'en laisser l'accès libre et gratuit.

Cette gratuité d'accès libérant l'utilisateur, en particulier civil, de toute redevance a largement contribué à la généralisation d'emploi du système.

II.1.3-Les raisons industrielles :

La diversité des applications concernées par l'utilisation du GPS a entraîné un certain nombre d'industriels, pour la plupart américains, à investir dans le développement de récepteurs.

Les possibilités technologiques aidant, particulièrement la microélectronique permettant de concevoir des circuits spécialisés ASIC (Application Specific Integrated Circuit's) numériques et analogiques, ont permis de réduire considérablement le poids, la consommation et le coût des récepteurs, tout en améliorant les caractéristiques et performances techniques.

C'est ainsi que dans tous les domaines d'application, des récepteurs bien adaptés à la demande des utilisateurs ont vu le jour.

Toutes ces raisons conjuguées concourent à la diffusion du système et l'on peut dire, toute proportion gardée, qu'aujourd'hui le GPS a apporté à la radionavigation ce que le GSM (Global System for Mobile Communications) a apporté à la téléphonie.

II.2- DESCRIPTION DU SYSTEME :

Le système GPS est composé de trois segments :

- le segment spatial constitué d'un ensemble de satellites évoluant en orbite et formant une « cage d'oiseau » autour de la terre ;
- le segment sol ou segment de contrôle comportant une infrastructure de pilotage et de surveillance des satellites en orbite ;
-le segment utilisateur constitué par l'ensemble des utilisateurs civils et militaires recevant et tirant profit des signaux diffusés par les satellites.

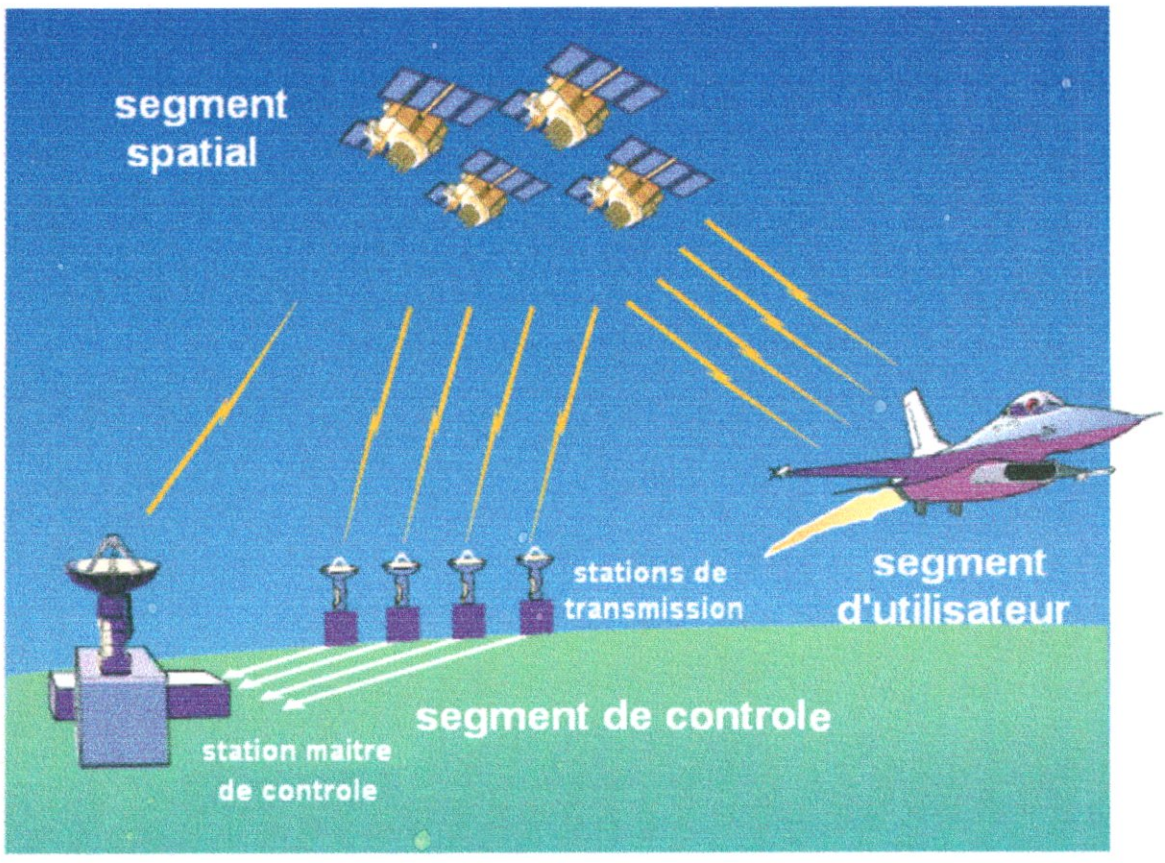


Figure II.1 – les segments GPS

II.2.1- Segment spatial :

Le système comporte vingt-quatre satellites répartis sur six plans orbitaux et ayant une inclinaison de 55° sur le plan équatorial.

Chaque orbite est circulaire et a une altitude nominale de 20183 km. À cette altitude, la période de révolution est de 11 h 56 min.

Du fait de la différence existant entre le jour sidéral et le jour solaire moyen, l'heure des levers et couchers de chaque satellite vu d'un point donné de la Terre, avance d'un peu moins de 4 min par jour.

Pour un observateur situé à la surface de la Terre, l'un quelconque des satellites sera observable au-dessus de l'horizon pendant une durée variable, dépendant du lieu d'observation et de l'inclinaison de l'orbite, variable de 30 min jusqu'à 6 h maximum .

Chaque satellite est équipé de panneaux-capteurs solaires de 7 à 8 m2 d'envergure fournissant l'énergie nécessaire pour alimenter l'équipement électronique installé à bord.

L'équipement électronique est composé d'un émetteur-récepteur, d'horloges atomiques, d'unités de calcul et de commande destinées à piloter un système de fusées d'appoint permettant de réajuster la position du satellite sur son orbite et d'en contrôler sa stabilité.

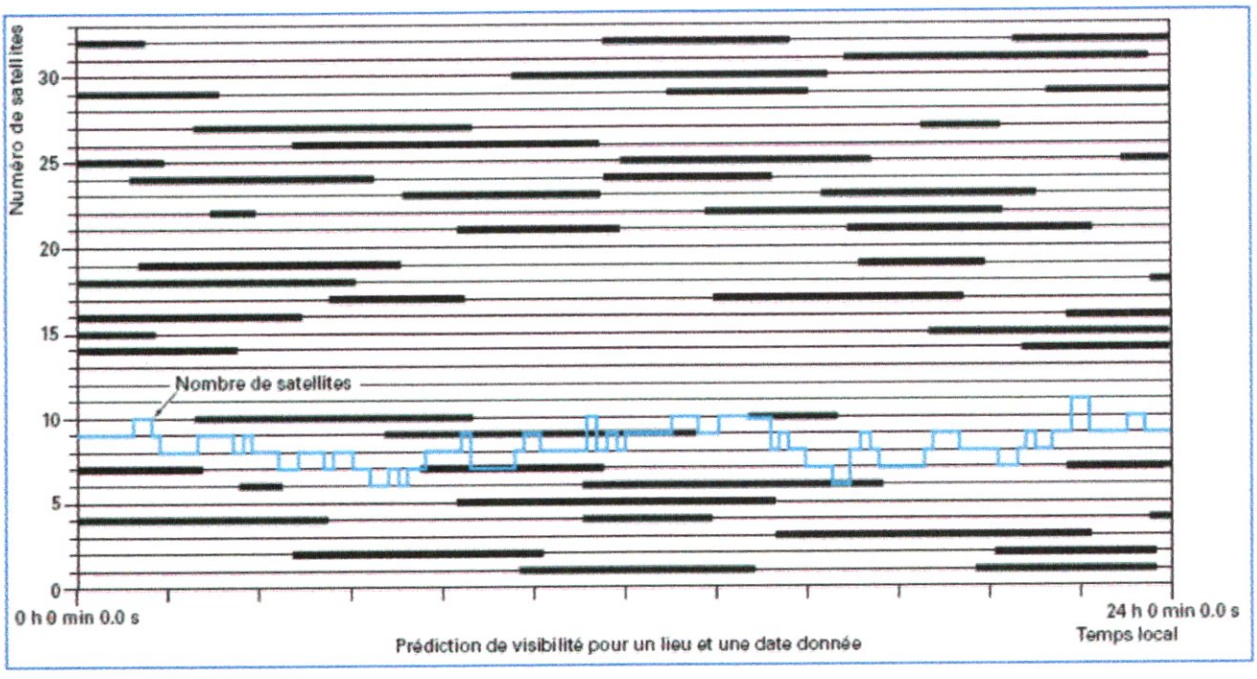


Figure II.2 – Exemple de visibilité des satellites

II.2.1.1- Types de satellites :

Pour assurer la constellation complète de vingt-quatre satellites et sa permanence, plusieurs types de satellite ont été lancés.

- **Satellites du bloc I**

Lancés entre 1978 et 1985, les satellites du bloc I ont contribué à la constitution de la phase initiale du système. Onze unités ont été lancées ; à ce jour les satellites du bloc I sont en fin de vie.

- **Satellites du bloc II**

Lancés à partir de 1989, ces satellites contribuent à la phase opérationnelle du système. Contrairement à ceux du bloc I, ces satellites possèdent un système permettant d'activer ou de désactiver, la mise en application de la SA (Selective Availability) restreignant les possibilités d'utilisation du code C/A (cf. § 1.1.3.1) pour le service civil.

Vingt-huit de ces satellites ont été construits. Leur durée de vie nominale est de sept ans mais l'expérience montre que leur durée de vie réelle atteinte, voire dépasse, une dizaine d'années.

- **Satellites du bloc II R**

Lancés à partir de 1997, ces satellites sont appelés à remplacer petit à petit les satellites du bloc II. Leur durée de vie nominale est augmentée et portée à 10 ans et des horloges atomiques de type Maser à hydrogène remplacent les horloges au césium ou rubidium antérieurement utilisées.

Ce changement apporte une amélioration de la précision de l'horloge dans un facteur de 10 se répercutant sur la précision finale atteignable.

Les satellites du bloc II R possèdent un système de communication inter satellite original. Ainsi, les stations de contrôle et de commandes du segment sol sont capables

d'intervenir et d'agir sur un satellite, même si celui-ci n'est pas en visibilité, par relayage des ordres de commande via les autres satellites.

- **Satellites du bloc II F**

Ces satellites comporteront les modifications rendues nécessaires par la modernisation du système et auront une capacité « d'auto navigation » (c'est-à-dire qu'ils seront capables d'être actifs indépendamment du segment sol) pendant une durée de plusieurs mois.

II.2.1.2- Identification des satellites :

Plusieurs systèmes de numérotation des satellites permettant de les identifier coexistent :

— une numérotation séquentielle représentant l'ordre de lancement;

— une numérotation liée à l'orbite et à la position sur l'orbite ;

— une numérotation dite PRN (Pseudo Random Noise) représentant le numéro de code pseudo-aléatoire généré par le satellite considéré. Ce numéro PRN est celui qui est le plus couramment utilisé pour désigner un satellite ; il est contenu dans le message fourni aux utilisateurs et émis par le satellite.

II.2.2- Segment sol :

Le segment sol est composé de tous les équipements installés sur Terre constituant l'infrastructure du système et permettant de suivre, contrôler, piloter les satellites en orbite.

On distingue généralement :

— les stations de poursuite ;

— les stations de calcul et de chargement.

II.2.2.1- Stations de poursuite

Cinq stations sont réparties à travers le monde, proches de la ceinture équatoriale.

Ce sont Hawaï, Colorado Springs, Ascencion, Diego Garcia et Kwajalein (archipel des îles Marshal).

La localisation de ces stations est connue avec une très haute précision.

Ces stations enregistrent en continu les signaux GPS sur les deux fréquences L1 et L2 à l'aide de récepteurs équipés d'horloges très stables au césium ; elles effectuent de plus des mesures météorologiques, ce qui permet une bonne évaluation des retards troposphériques. L'ensemble des données collectées par toutes les stations est adressé à Colorado Springs (Master Control Station).

II.2.2.2- Station maître de contrôle et calcul :

Dotée de très puissants moyens de calcul, la station de Colorado Springs centralise les données et calcule les éphémérides des satellites ainsi que les paramètres d'horloge et les coefficients du modèle Iono. Toutes ces informations sont envoyées aux stations de transmission Ascencion-Diego Garcia et Kwajalein.

II.2.2.3- Stations de transmission :

Les stations de transmission chargent les informations dans les satellites. La communication station de transmission-satellites se fait par une liaison radioélectrique en bande S :

– 1 783,74 MHz liaison montante

– 2 227,5 MHz liaison descendante

La station maître de Colorado Springs a sous sa responsabilité le contrôle orbital des satellites. Elle intervient pour imprimer de légères corrections sur les orbites ou pour effectuer des changements d'orbite lors du remplacement d'un satellite défaillant par un satellite de rechange.

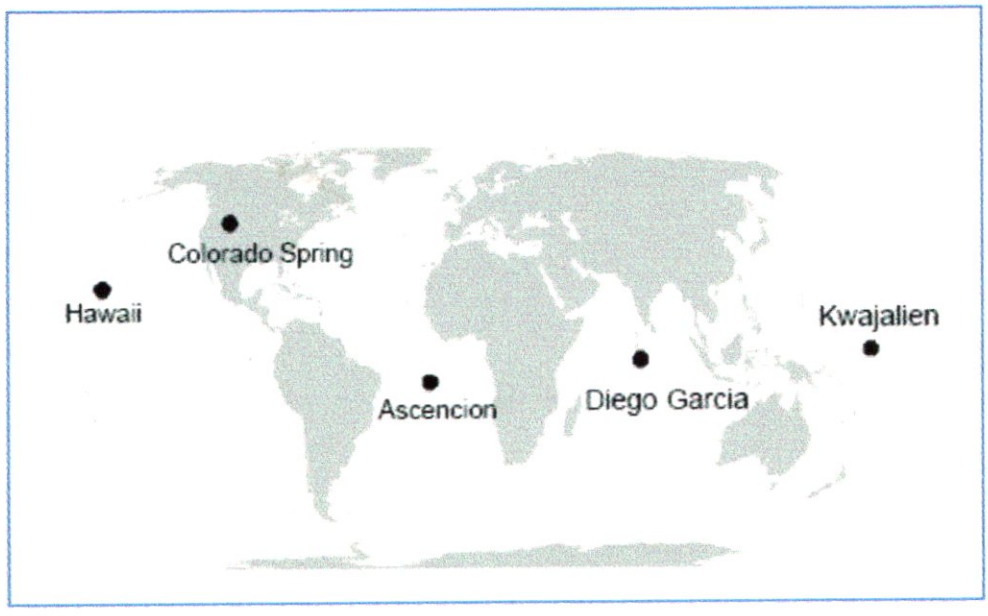


Figure II.3- Carte des stations du secteur de contrôle

II.2.3- Segment utilisateur :

Le segment utilisateur consiste en une variété de récepteurs GPS militaires ou civils. Un récepteur est conçu pour recevoir, décoder et traiter les signaux émis par les satellites GPS. Les récepteurs intégrés (carte ou circuits spécifiques au GPS) dans d'autres systèmes sont également inclus dans le segment utilisateur.

Les utilisateurs disposent d'un moyen unique pour leurs applications de localisation, de navigation, de référence de temps, de géodésie voire de détermination d'attitude

Ces applications diverses ont conduit à développer différents types de récepteurs chacun pouvant inclure différentes fonctions adaptées au besoin.

II.3- SIGNAL GPS :

II.3.1- Structure du signal :

Chaque satellite GPS émet deux porteuses dans la bande L :

— L1 à 1 575,42 MHz ;

— L2 à 1 227,60 MHz.

Ces fréquences sont générées à partir d'une horloge embarquée de grande stabilité (10–13 à 10–14 par jour pour les horloges au césium) fournissant une fréquence fondamentale à 10,23 MHz.

Ces porteuses L1 et L2 sont modulées en phase (PSK), ce qui permet au satellite d'envoyer :

- un message qui comporte, entre autres, les éphémérides du satellite, c'est-à-dire les éléments képlériens de l'orbite et leurs variations en fonction du temps, des coefficients de modèle ionosphérique, l'état de santé des satellites, les paramètres d'horloge, l'écart entre le temps GPS et le temps UTC-USNO (US Navy Observatory), etc. ;
- des codes pseudo-aléatoires (dits PRN).

Il existe deux types de codes :

- le code C/A ou Coarse Acquisition Code sur L 1 ;
- le code P ou Precision Code sur L 1 et L 2 .

Le code C/A est accessible à tout utilisateur ; il définit le service SPS (Standard Positionning Service).

Le code P est réservé à l'armée américaine et à certains utilisateurs autorisés ; l'accès à ce code est protégé par des clés de protection AS (Anti-spoofing) ; il définit le service PPS (Precise Positionning Service).

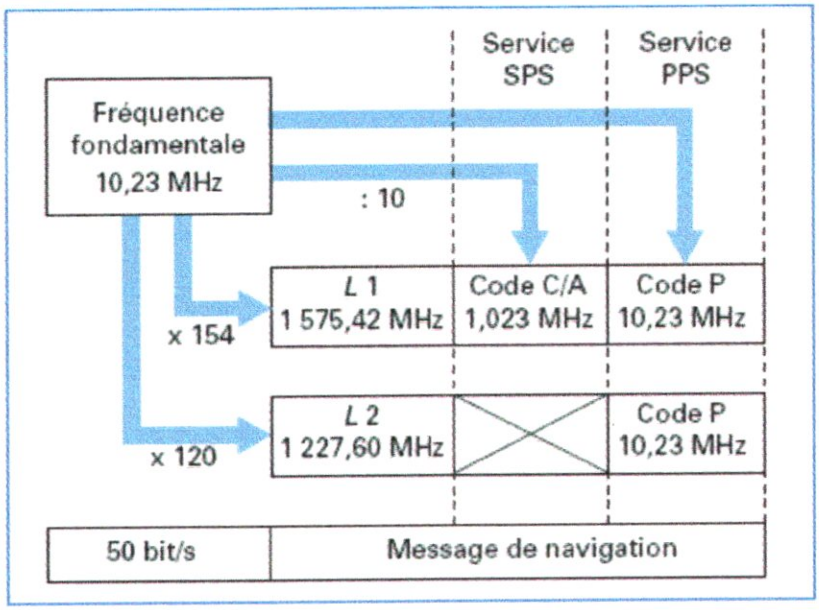


Figure II.4– Structure du signal GPS

II.3.2- Modulation :

Il existe plusieurs types de modulation PSK (Phase Shift Keying). Toutes ces modulations se caractérisent par une rotation de phase d'une valeur déterminée 180o ou 90° selon le signe du signal modulant.

En **BPSK** (Bi Phase Shift Keying), la phase de la porteuse tourne de 180°o à chaque transition du signal modulant. C'est ce type qui est utilisé pour la modulation des données du message de navigation.

En **DPSK** (Differential Phase Shift Keying), la phase de la porteuse tourne de 180° chaque fois que le signal modulant passe à 1 ou reste à 1.

En **QPSK** (Quadri Phase Shift Keying), on transmet deux signaux et les sauts de phase multiples de 90° sont conventionnellement affectés aux transitions des deux signaux modulants.

Les porteuses de signal GPS sont modulées en mode BPSK par la somme modulo 2 d'une séquence pseudo-aléatoire constitutive du code PRN et du signal de navigation du satellite.

Pour L1, la modulation est composée du code C/A et des données ; cette porteuse déphasée en quadrature reçoit de plus une modulation composée du code P et des données.

Pour L2, la modulation est composée uniquement du code P et des données.

On peut donc écrire :

$$L1(t) = a1\,P(t)\,D(t)\cos 2\Pi f\,1t + a1\,C/A(t)\,D(t)\sin 2\Pi f\,1t \quad \text{(II.1)}$$

$$L2(t) = a2\,P(t)\,D(t)\cos 2\Pi f\,2t \quad \text{(II.2)}$$

Avec a1 et a2 amplitudes de L1 et L2, P (t), C /A (t) et D (t) fonctions du temps ne prennent que les valeurs + 1 ou – 1 représentent respectivement les codes P et C /A ainsi que les données du message.

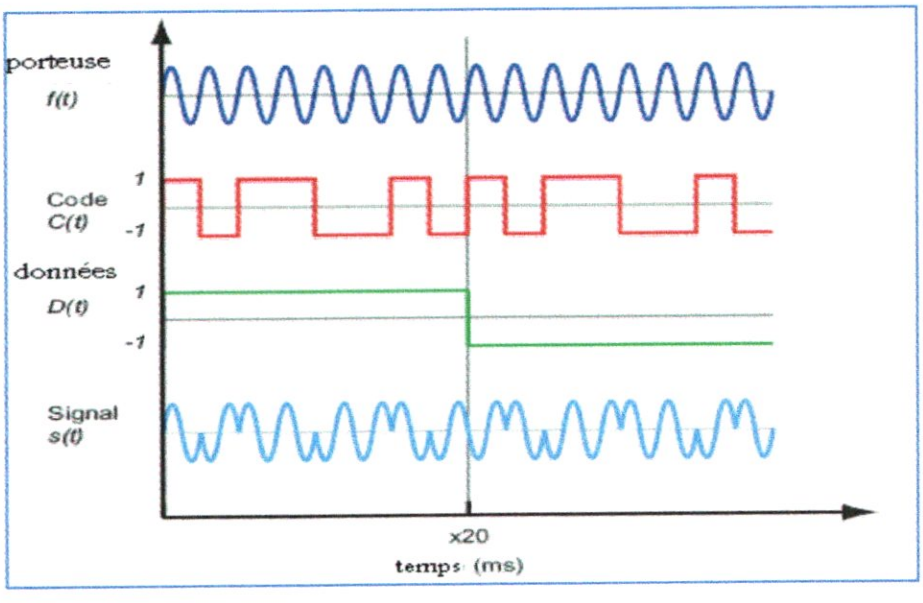


Figure II.5- Modulation BPSK

II.3.3- Code pseudo-aléatoire :

Les séquences pseudo-aléatoires très souvent utilisées dans les systèmes de télécommunications à spectre étalé, sont générées par des registres à décalage rebouclés sur eux-mêmes par une réaction convenable.

Le système GPS utilise les codes de GOLD à longueur maximale.

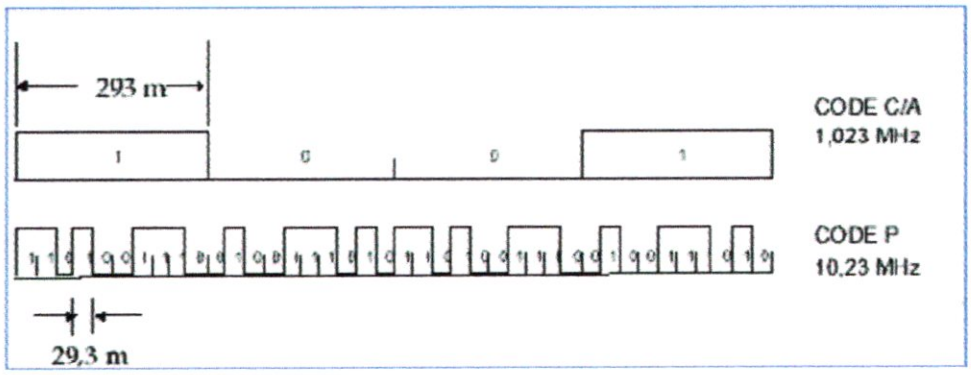


Figure II.6- Séquences pseudo-aléatoires(code C /A et code P)

II.3.3.1-Le code C/A (Coarse Acquisition) :

Le code C/A est une série pseudo aléatoire de ±1 définie d'une façon déterministe par une fonction mathématique de période 1ms à une fréquence de f0/10 =1,023 Mhz. Ce code est généré par deux registres à décalage de 10 étages.

Le code C/A n'est transmis que sur L1 et n'est pas crypté.

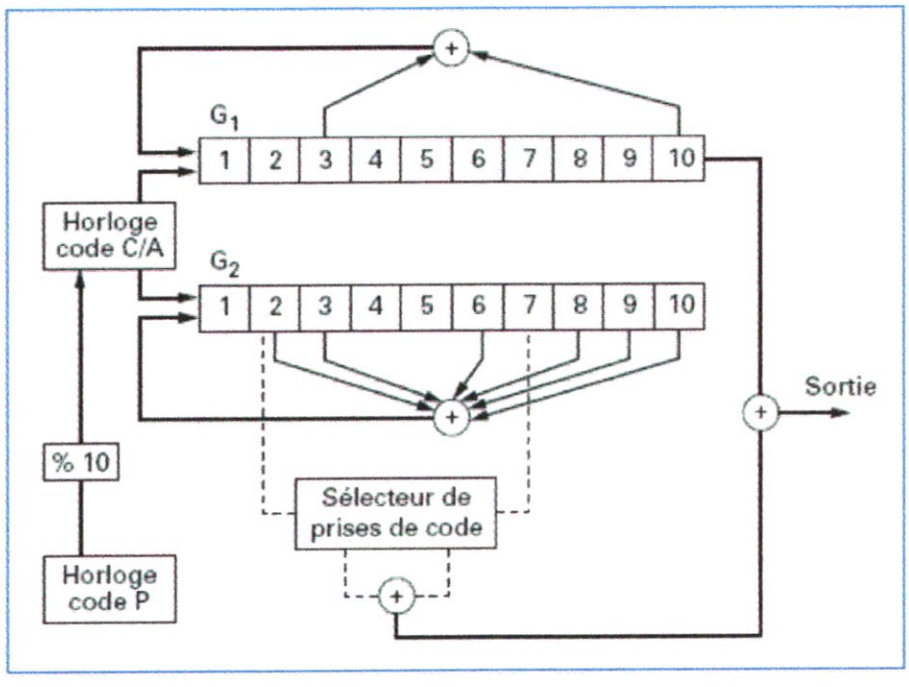


Figure II.7 – Générateur de code C/A

II.3.3.2- Le code P (Precise Code) :

Le code P est une série pseudo aléatoire de période 7 jours et de fréquence f0=10,23Mhz,il est généré par quatre registres à décalage de 12 étages.

Le code P et modulé sur les deux fréquences L1 et L2. Afin de ne pas se faire leurrer, les militaires américains ont remplacé le P code par le Y code.

Les caractéristiques de code P(Y) 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 alliées.

II.3.4- Message de navigation :

II.3.4.1- Structure du message :

Le message de navigation est une suite de données binaires transmises en mode série à 50 bit/s sur les deux porteuses L1 et L2.

La structure du message est une trame de 1 500 bits composée de cinq sous trames contenant chacune 300 bits.

Chaque sous trame contient 10 mots de 30 bits et le bit le plus significatif est émis en premier.

Les informations contenues dans les sous trames 1 à 3 ne changent pas en général d'une trame à l'autre et les sous trames
4 et 5 contiennent des informations organisées en « pages » qui sont sous-commandées 25 fois chacune. Ainsi, l'émission complète d'un message de données nécessite l'émission de vingt-cinq trames et dure 12,5 s.

Les sous trames 1, 2 et 3 et chaque page des sous trames 4 et 5 contiennent un mot de télémesure et un mot de cession. Le mot de télémesure est émis en premier suivi du mot de cession. Ce dernier est suivi de huit mots de données.

Chacun des mots de chaque trame contient la parité.

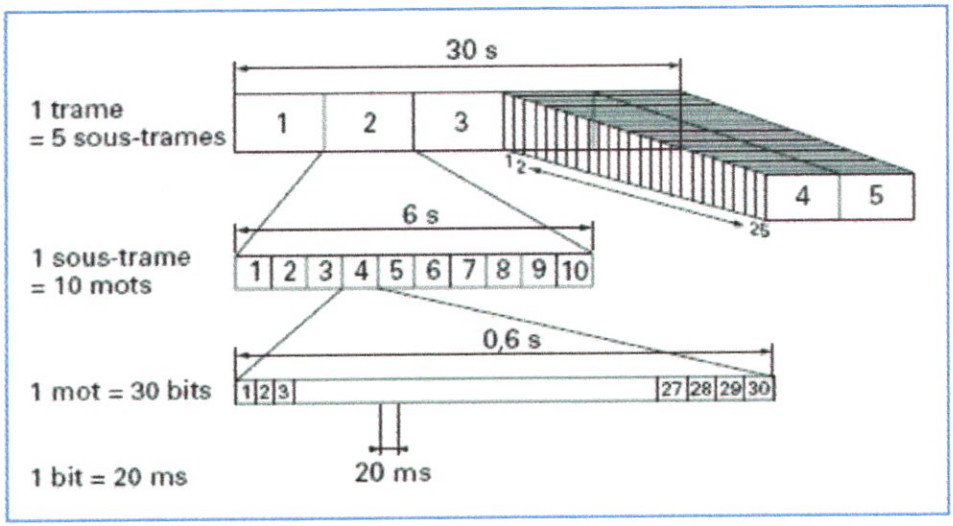


Figure II.8 – Structure du message de navigation

II.3.4.2- Contenu du message :

Chaque sous trame contient un type d'informations.

La **sous trame 1** contient les coefficients décrivant le comportement des horloges, différents paramètres concernant la précision et la santé des satellites ainsi que l'âge des données.

Les **sous trames 2** et **3** contiennent les paramètres de l'orbite des satellites permettant de calculer la position du satellite sur celle-ci : ce sont les éphémérides du satellite.

La **sous trame 4** possède des informations utiles seulement sur 10 des 25 pages. Ces pages contiennent :

- les paramètres d'un modèle ionosphérique ainsi que le raccordement au temps UTC;
- les paramètres indiquant pour chaque satellite si le code P (Precise code) est encrypté ;
- les codes « santé » des satellites ainsi que les almanachs (éphémérides grossières) des satellites compris entre 25 et 32 ;
- les autres pages réservées pour contenir des informations qui pourraient être ultérieurement diffusées.

La **sous trame 5** contient les almanachs des vingt-quatre satellites formant actuellement la constellation. Ces almanachs sont utiles pour déterminer la position grossière de chaque satellite. Ils facilitent l'acquisition du signal et permettent d'effectuer les prévisions de passage. Grâce à ces pages, dès qu'un satellite est poursuivi, l'acquisition du signal des autres satellites s'en trouve facilitée.

Rapports entre les composantes du signal				
Composante du signal	Fréquence de base	Période de renouvellement	Durée de l'élément	Équivalent en longueur
Code P	$10{,}23 \cdot 10^6$ bit/s	7 jours ($8 \cdot 10^{12}$ bits)	0,1 µs (1 moment)	1 moment : 29,3 m
Code C/A	$1{,}023 \cdot 10^6$ bit/s	1 ms (1 023 bits)	1 µs (1 moment)	1 moment : 293 m
Données	50 bit/s	30 s (5 sous-trames)	20 ms (1 bit) (20 460 moments C/A) (204 600 moments P)	
Porteuse L_1	$1{,}575\,42 \cdot 10^9$ Hz		1 540 périodes (1 moment C/A)	Longueur d'onde : 19 cm
Porteuse L_2	$1{,}227\,60 \cdot 10^9$ Hz		1 200 périodes (1 moment C/A)	Longueur d'onde : 24,4 cm

Tableau II.1- Rapport entre composantes du signal

II.3.5- Génération du signal émis par les satellites :

Toutes les composantes du signal émis sont cohérentes et générées à partir d'une même fréquence fondamentale F = 10,23 MHz issue d'un oscillateur pilote à très haute stabilité : point A sur la figure en dessous.

Deux fréquences porteuses sont générées :

- L1 tel que f1 = 154 ′ F = 1 575,42 MHz, l = 19 cm : point B ;
- L2 tel que f2 = 120 ′ F = 1 227,60 MHz, l = 24 cm : point C.

Trois modulations en phase sont appliquées à ces porteuses :

- Code C/A : C (t), fréquence bit F/10 = 1,023 Mbit/s = f1/1 540, l = 293 m, longueur 1 023 bits, période 1 ms (point D). Un code C/A différent est assigné à chaque satellite. La porteuse L1 déphasée de 90° (quadrature) point (E) est modulée par le code C/A ;
- Code P : P (t), fréquence bit F = 10,23 Mbit/s = f 1/154 = f 2/120 l = 29 m, longueur 235 469 592 765 000 bits, période 266 jours 9 h 45 min (point F) tronquée à une semaine. Un code P différent est assigné à chaque satellite. Les deux porteuses L1 et L2 sont modulées par ce code ;
- Données du message : D (t), fréquence bit F/204 600 = 50 bit/s = f 1/31 508 400 = f 2/24 552 000 (point G). Période de la trame : 30 s.

Longueur de la trame 1 500 bits.

Le signal complet émis sur l'antenne (point H) est représenté par :

$$S=A_C C(t) D(t) \sin(2\pi f_1 t+\varphi c)+A_P P(t) D(t) \cos(2\pi f_1 t+\varphi p)+A_P P(t) D(t) \cos(2\pi f_2 t+\varphi p) \quad \text{(II.3)}$$

Dans cette expression :

- le premier terme « $A_C C(t) D(t) \sin(2\pi f_1 t + \varphi c)$ »représente le code C/A émis sur L1 ; service SPS point J ;
- le second terme « $A_P P(t) D(t) \cos(2\pi f_1 t + \varphi p)$ »représente le code P émis sur L1 ; service PPS point K ;
- le troisième terme « $A_P P(t) D(t) \cos(2\pi f_2 t + \varphi p)$ » représente le code P émis sur L2 ; service PPS point L. Les points M et N représentent respectivement les combinaisons du code C/A et des données et du code P et des mêmes données.

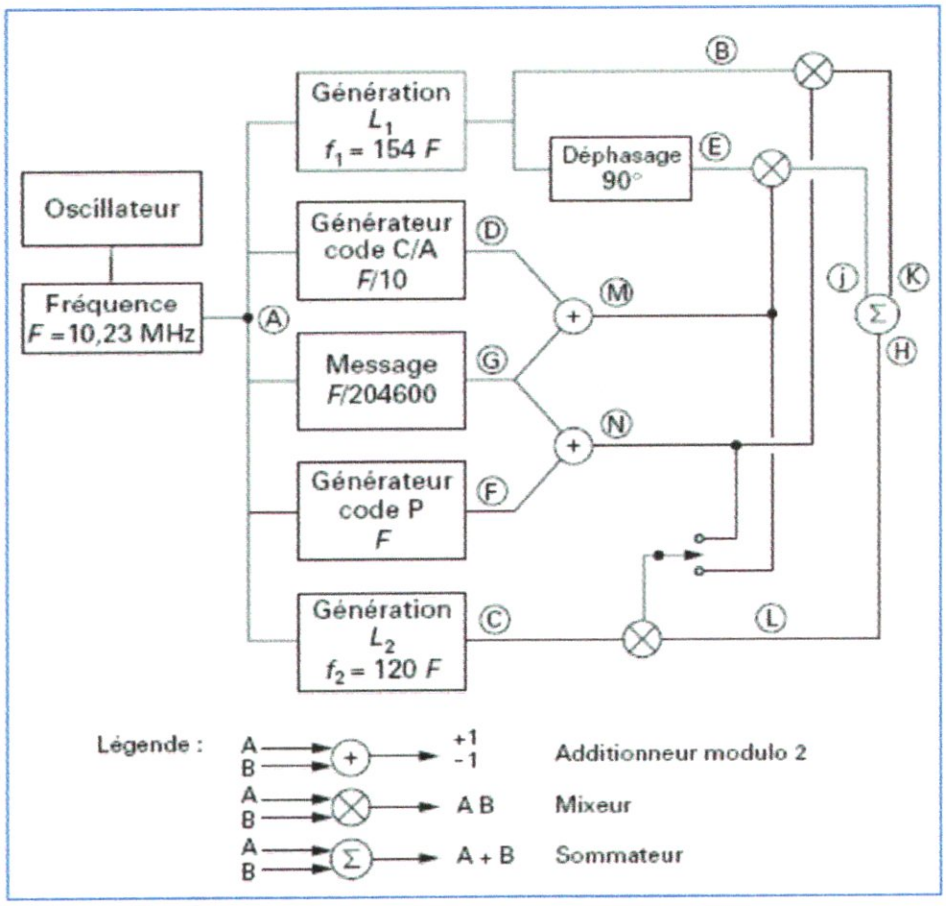


Figure II.9 – Génération du signal émis par les satellites

II.4- DEGRADATIONS VOLONTAIRES :

Deux processus permettent de limiter l'utilisation civile du système GPS et de protéger son utilisation militaire.

- La limitation de l'utilisation civile appliquée au service SPS est la **SA** (Selective Availability) qui permet de dégrader volontairement le signal émis sur la fréquence L1 et le code C/A. Cette dégradation est double ; elle agit d'une part sur les paramètres diffusés par le message de navigation concernant l'horloge du satellite par ajout d'un bruit et d'un biais ainsi que sur les paramètres radiodiffusés concernant les éphémérides du satellite ; elle agit d'autre part sur la fréquence d'horloge par l'ajout d'un déphasage volontaire. Cette dégradation affecte principalement les applications de navigation temps réel.

Des utilisateurs autorisés et habilités peuvent, par l'intermédiaire de clés, s'affranchir de cette dégradation.

Le gouvernement américain a cessé d'appliquer cette dégradation début mai 2000, mais se réserve la possibilité de la réactiver à tout moment.

- La protection de l'usage militaire est assurée par l'antibrouillage appelé **AS** (Anti-Spoofing).

Cette protection est destinée à éviter un brouillage volontaire par un tiers malintentionné.

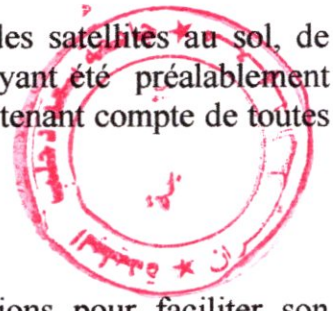
Cette protection consiste à ajouter au code P, sur les deux fréquences L1 et L2 , un nouveau code appelé code W, militairement codifié, qui, mélangé avec le code P, produit au code Y rendant le code P inutilisable. L'activation de l'AS est continue depuis le 1er février 1994.

II.5- LES RECEPTEURS GPS :

II.5.1-Organisation d'un récepteur GPS :

La réception courante, localisation non précise se contente du code C/A donc de la porteuse L1 et de la reconstitution de l'horloge et des données. La réception pour une localisation précise demande en plus de l'habilitation la réception des deux porteuses LI et L2.

La finalité de la réception est de reconstituer l'horloge des satellites au sol, de mesurer le temps d'arrivée du signal depuis chaque satellite ayant été préalablement reconnu et associé à ses données ; puis à partir d'un traitement tenant compte de toutes ces informations .



Un récepteur GPS se compose principalement de :

1- Antenne de réception en général réduite en dimensions pour faciliter son utilisation en mobile.

2- La transformation des signaux pseudo aléatoire en une moyenne fréquence numérique qui est traitée par un procédé de traitement du même nom à raison d'un bloc

mémoire par satellite (les récepteurs actuels ont jusqu'à douze blocs donc douze satellites en mémoire).

3- La reconstitution d'une horloge issue de chaque satellite par une boucle numérique pour avoir dans un premier temps une séquence « réplique », mais décalée et « bruitée du signal satellite. Cette fonction est réalisée par un NCO ou Numerical Controlled Oscillateur qui se traduit par oscillateur à contrôle numérique qui à son tour entre dans la boucle de décodage de chaque satellite mémorisé. C'est un asservissement numérique fait à partir de tous les satellites, qui intègre chacun des temps unitaires, certains satellites étant en retard, d'autre en phase et enfin certains en avance, ceci à cause de l'effet Doppler et par rapport au temps « atomique ».

4- Ensuite les nouvelles données obtenues mémorisées (répliques) à la place des précédentes sont de nouveau traitées et décodées en valeurs I et Q selon les termes en usage (I égal en phase et Q en quadrature), par des boucles digitales qui sont des boucles de Costa et d'autres aides numériques, afin d'obtenir des signaux propres et de mesurer le temps d'arrivée depuis chaque satellite. Bien sûr dans cette opération on identifie chaque satellite, ses éphémérides et les données autres utiles aux corrections, le traitement étant donc un traitement récurrent ayant pour but d'obtenir la meilleure valeur possible en final.

5- Enfin le calcul des vitesses et accélérations qui permettent d'accéder au DGPS c'est-à-dire à une navigation et à ses paramètres liés.

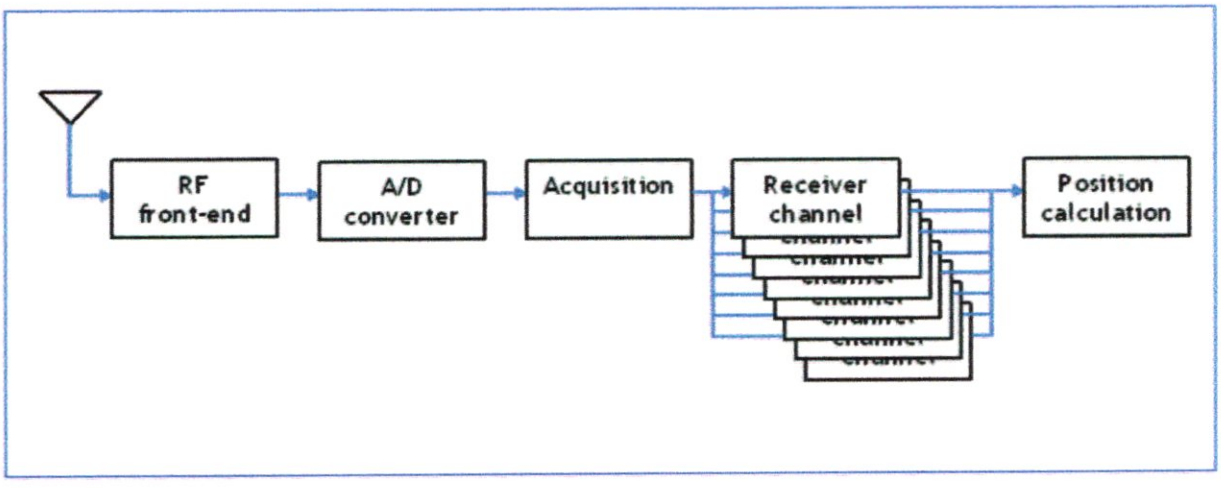


Figure II.10- Organisation d'un récepteur GPS

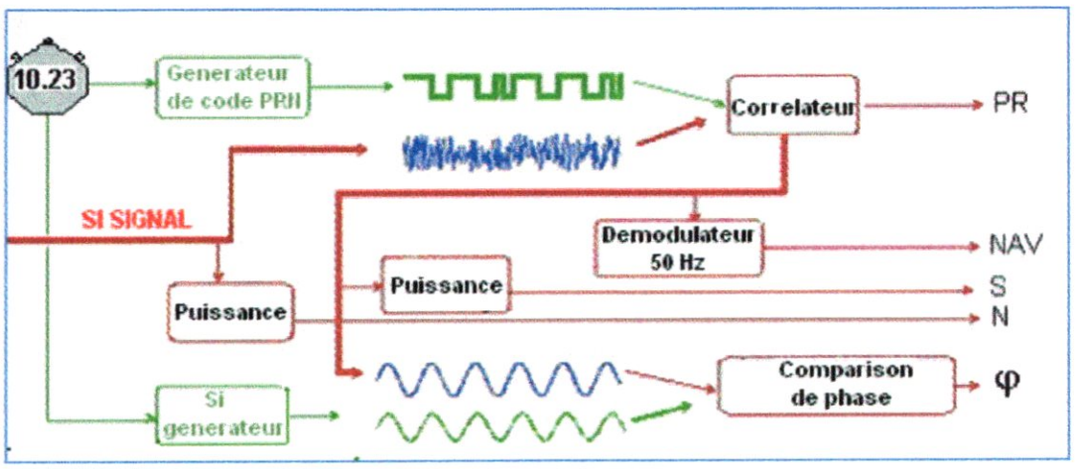


Figure II.11- Principe de fonctionnement d'un récepteur GPS

PR : mesure de la pseudo distance entre le satellite et le récepteur (voire chapitre III)

NAV : message de navigation (ephiméride, correction d'horloge ….)

S et N : niveau du signal S et du bruit N. Permet de chiffrer la qualité de récepteur avec le rapport S/N.

Φ : phase de porteuse. Cette mesure combinée avec celle de PR améliore la précision (utilise généralement dans les récepteur géodésiques)

II.5.2- Catégories de récepteurs :

On distingue trois catégories de récepteurs adaptées à des besoins particuliers. Ces catégories sont :

- Les récepteurs à poursuite continue.
- Les récepteurs séquentiels.
- Les récepteurs multiplexés.

La majorité des récepteurs traitent uniquement le code C/A tandis que d'autres ont la capacité d'acquérir le code P.

Un récepteur P(Y) acquiert une première fois le code C/A pour obtenir le temps GPS puis il accroche le code P(Y). Toutefois, une acquisition directe du code P(Y) est possible sous certaines conditions.

Les récepteurs bifréquences estiment le retard ionosphérique améliorant de ce fait la précision des mesures. Un récepteur mono fréquence (exploitant uniquement L1) utilise le modèle GPS de l'ionosphère pour élaborer ces corrections.

Pour chaque catégorie de récepteurs, il existe des utilisations spécifiques tels qu'en aéronautique ou en marine. Si le traitement des signaux GPS est identique pour

un appareil d'une gamme donnée, les interfaces utilisateurs sont adaptées à l'application. Un récepteur GPS dédié à la navigation visualisera le cap ou la distance parcourue, en plus de la position, tandis qu'un récepteur de géodésie affichera les retards ionosphériques ou le biais d'horloge.

II.5.2.1-Le récepteur à canaux parallèles:

Le récepteur à canaux parallèles dispose d'au moins quatre canaux pour traiter simultanément quatre satellites. Ces récepteurs offrent les meilleures performances.

Les récepteurs à 5 ou 6 canaux réservent un canal à la recherche et à l'acquisition de satellites de manière à toujours optimiser la configuration géométrique des satellites utilisés .Ces récepteurs maintiennent la précision de localisation sous de fortes dynamiques, résistent mieux au brouillage que ceux des premières générations (récepteurs séquentiels) et ont un temps de calcul du premier point réduit.

Des récepteurs GPS à 8, 10 ou 12 canaux sont également appelés récepteurs All-in-view.

Typiquement, un récepteur choisit quatre satellites lui offrant la meilleure géométrie. Cependant dans certains cas, le signal d'un satellite peut disparaître car ce dernier se trouve masqué par un obstacle. Celui-ci peut être naturel comme les arbres ou le relief, ou être dû à la structure du porteur. Le récepteur doit s'accrocher sur le signal d'un autre satellite pour offrir une position, une vitesse et un temps (PVT) en continu. La solution n'est pas optimale jusqu'à ce que l'ancien satellite réapparaisse. Par ailleurs, il se produit des sauts de positions à chaque commutation de satellites.

Un récepteur "All-in-view" ou "Tout en vue" utilise tous les satellites disponibles. L'avantage de cette architecture est de fournir une solution en continu lorsque plusieurs satellites viennent à être masqués. Si la précision est dégradée, les sauts de position ont une amplitude plus faible. Ces récepteurs sont utilisés lorsqu'une précision importante est recherchée telle qu'en géodésie ou lorsque les masques sont fréquents comme sur les mobiles manoeuvrants (avion d'arme, missile agile, ...) ou dans tous scénarios extrêmes. Le nombre important de canaux permet rapidement d'obtenir de la première position (TTFF : Time To First Fixe). Cette performance intéresse plus particulièrement les sous-marins qui doivent minimiser leur temps de présence au ras de l'eau. L'intégration de l'électronique réduit sans cesse le volume et les coûts de ces matériels.

Dans cette catégorie de récepteurs, on distingue plus particulièrement les récepteurs de type codeless, les récepteurs de ce type sont dédiés aux applications de géodésie. Le "codeless" est une technique qui permet d'estimer le retard ionosphérique sans utilisation du code Y crypté.

Ces récepteurs mesurent les pseudo distances et, plus généralement, le temps de groupe différentiel et la vitesse de phase différentielle entre les signaux L1 et L2. Les

pseudo mesures (pseudo distances et pseudo vitesses) sont estimées à partir du code C/A sur L1.Le message de navigation est démodulé à partir du code C/A.

II.5.2.2-Le récepteur séquentiel:

Un récepteur séquentiel poursuit plusieurs satellites en utilisant uniquement un ou deux canaux. Un canal acquiert un satellite et effectue une mesure de pseudo distance. Ce canal sauvegarde les paramètres d'accrochage, acquière un deuxième satellite, effectue une mesure et recommence les opérations sur un troisième satellite. Lorsque quatre pseudo distances sont disponibles, une solution est calculée et les opérations sont itérées. Ces récepteurs furent les premiers à être mis sur le marché, aujourd'hui ils ne sont plus commercialisés.

Ils étaient parmi les moins chers car l'architecture matérielle est simple. En contre partie, ils ne peuvent pas opérer sous de fortes dynamiques et ont un temps de premier point (TTFF Time To First Fix) très long. Ils sont réservés à des usages civils, marines ou terrestres.

Certains récepteurs de ce type, possédant quatre ou cinq canaux, partagent suivant ce principe chaque canal entre deux satellites. Ils peuvent alors utiliser jusqu'à 8 ou 10 mesures pour calculer la solution de navigation. Le logiciel de gestion est complexe.

II.5.2.3- Le récepteur multiplexé :

Le récepteur multiplexé a une architecture matérielle identique au récepteur séquentiel et opère également en temps partagé. Mais il commute rapidement, à la cadence de 50 Hz, de satellite à satellite durant les mesures. Un unique générateur de code et un seul système de poursuite par canal sont nécessaires pour élaborer une solution. Les biais et les erreurs dus au canal sont communs à toutes les mesures et donc estimés par le filtrage de Kalman.

Un récepteur multiplexé mesure le signal de chaque satellite avec une dégradation du rapport signal sur bruit de 6 à 12 dB par rapport à un récepteur à canaux parallèles car la poursuite des satellites est réalisée sur une traction du temps. De plus, les temps d'acquisition des différents messages de navigation sont plus lents. Comme dans le cas précédent, certains récepteurs de ce type possèdent quatre ou cinq canaux et les partagent entre deux satellites. Ces récepteurs tendent à disparaître du marché.

Chapitre III :
Technique de mesure GPS

III.1-MESURES GPS :

D'une façon très générale, la position du récepteur utilisateur est déduite des distances qui séparent chaque satellite observé de l'antenne du récepteur.

Compte tenu du fait que l'on sait calculer la position de chaque satellite sur son orbite, on est alors ramené à un problème classique de triangulation dans lequel la «géométrie», c'est-à-dire l'angle sous lequel le récepteur voit les balises émettrices de signaux, joue un rôle prépondérant sur la sensibilité et la précision de détermination de la position.

Deux types de mesures sont possibles : la mesure de pseudo distance et la mesure de phase.

III.1.1- Mesure de pseudo-distance :

Cette mesure est en fait une mesure de temps, celle du temps de propagation du signal émis par le satellite jusqu'à son arrivée à l'antenne du récepteur. La distance est déduite de ce temps par multiplication par un terme c : vitesse officielle de la lumière dans le système WGS 84 : c = 299792458 m/s

Cette mesure se fait à l'aide du code pseudo-aléatoire émis par le satellite.

Connaissant l'heure exacte de production d'une transition déterminée du signal satellite, il suffit de lire l'heure d'arrivée de cette transition sur l'horloge du récepteur pour calculer, par différence, le temps de propagation.

La mesure incorporera un terme inconnu dû au décalage entre l'horloge satellite et l'horloge récepteur. C'est donc la mesure d'un « pseudo-temps » qui donnera accès à une « pseudo-distance ».

Pour cela, le récepteur génère un code local qui est la réplique exacte du code émis par le satellite. Par corrélation entre le signal reçu et le signal généré localement, le récepteur sait « accrocher » puis poursuivre le signal émis par le satellite et donc mesurer à tout instant le décalage de temps qu'il y a entre l'instant d'émission et celui de la réception du signal.

La mesure se fait en retardant le code local jusqu'à ce qu'il soit aligné sur le code satellite. Le principe bien connu de cette opération décalage-addition-intégration est rappelé sur la figure III.1.

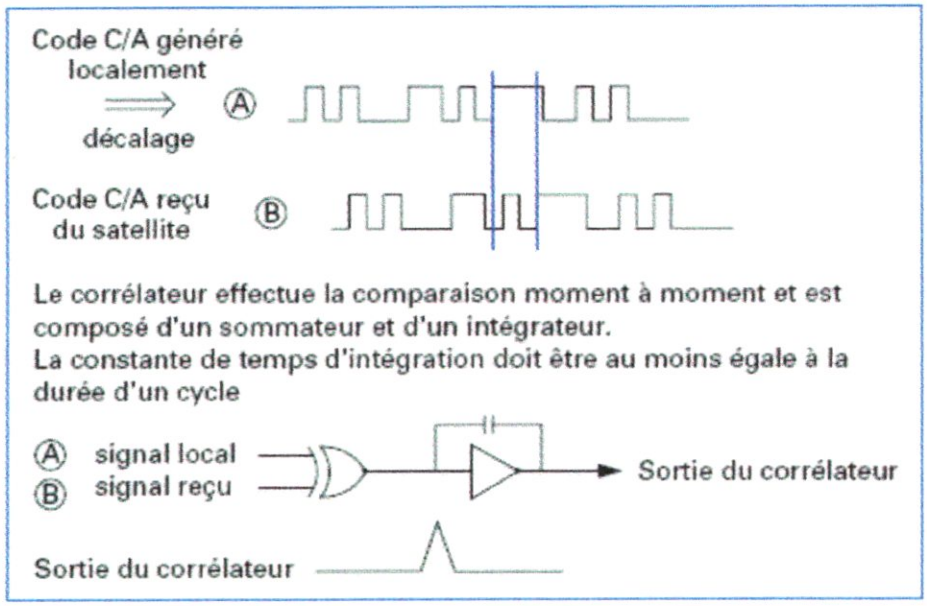


Figure III.1 – Principe de la corrélation

III.1.1.1- Expression de la pseudo-distance :

La mesure proprement dite est égale à la valeur dont on a décalé le code local pour l'aligner sur le code reçu du satellite.
Toutefois, l'échelle de temps du satellite et celle du récepteur ne sont pas les mêmes.
Le temps satellite est basé sur l'échelle de temps procurée par l'horloge césium embarquée ; le temps du récepteur est basé sur l'échelle de temps procurée par l'oscillateur pilote du récepteur qui a un décalage et une dérive qui lui sont propres.
La quantité mesurée est en fait la différence entre le temps d'émission du satellite dans son échelle de temps et le temps de réception du signal satellite dans l'échelle de temps du récepteur, soit :

$$\Delta t_R^S = t_{R_R} - t_{E_S} \qquad \textbf{(III.1)}$$

t_{R_R} : signifie « réception en temps récepteur » ;

t_{E_S} : signifie « émission en temps satellite ».

Si nous ramenons cette expression dans une échelle de temps commune qui est celle du temps GPS, on obtient :

$$t_{R_R} + dt_R = t_R \qquad \textbf{(III.2)}$$

$$t_{E_S} - dt_S = t_S \qquad \textbf{(III.3)}$$

En reportant dans l'équation (1), on obtient :

$$\Delta t_R^S = t_R - dt_R - (t_E - dt_S) = t_R - t_E + (dt_S - dt_R) \qquad \textbf{(III.4)}$$

D'où l'expression de la pseudo-distance entre satellite et récepteur:

$$Pr_R^S = c\Delta t_R^S = c(t_R - t_E) + c(dt_S - dt_R)$$
$$Pr_R^S = \rho_R^S + c(dt_S - dt_R) \quad \textbf{(III.5)}$$

Avec : ρ_R^S distance géométrique entre satellite et récepteur.

$c(dt_S - dt_R)$ Terme commun à toutes les mesures faites parle récepteur sur les satellites du système.

III.1.1.2- Particularités de la mesure :

L'avantage de cette mesure de temps est qu'elle est non ambiguë à l'intérieur d'une séquence de code C/A.
L'inconvénient est que cette mesure est relativement peu précise, à une dizaine de nanosecondes près, c'est-à-dire à plusieurs mètres. Cette mesure est de plus bruitée.
Un autre type de mesure est possible sur la plupart des récepteurs.
C'est une mesure sur la phase du signal dont les propriétés sont très différentes.

III.1.2- Mesure de phase :

La mesure de phase se fait sur les porteuses L1 et L2 dont les longueurs d'onde respectives sont 19 et 24,4 cm.
La mesure de phase est aussi une mesure de temps, mais elle est ambiguë et son ambiguïté est égale à la longueur d'onde. Rappelons qu'une fonction sinusoïdal x (t) d'amplitude A et de fréquence f s'écrit :

$$x = A \cos [\omega(t - t_0) + \varphi_0] \quad \textbf{(III.6)}$$

Avec $\omega = 2\pi f$ exprimé en radians par seconde,

φ_0 phase en radians à l'instant origine t_0 .

La phase à l'instant t est :

$$\varphi_{radian} = 2\pi f (t - t_0) + \varphi_0 \quad \textbf{(III.7)}$$

Que l'on peut exprimer en cycles :

$$\varphi_{cycles} = f(t - t_0) + \frac{\varphi_0}{2\pi} \quad \textbf{(III.8)}$$

Un cycle correspond à une période de signal donc à une distance égale à la longueur d'onde : $\lambda = \frac{c}{f}$ (**c** vitesse de la lumière).

Le principe de la mesure est basé sur la comparaison dans une « boucle de phase » de la phase du signal reçu par le récepteur avec la phase d'un signal généré par le récepteur.

Pratiquement, les boucles de code et les boucles de phase sont réalisés de façon numérique à l'aide de microprocesseurs ou de DSP (Digital Signal Processing).

Le traitement numérique de signal (TNS) remplace, dans les récepteurs actuels, l'ensemble des circuits analogiques et permet, par une programmation logicielle, de s'affranchir des dérives de toute nature inhérentes à la circuiterie électronique.

Ces techniques de traitement numérique, concourent à donner aux récepteurs actuels fiabilité, faible consommation et coût réduit.

Ayant reconstitué la porteuse, on est alors amené à mesurer le déphasage $\Delta\Phi = \varphi 1 - \varphi 2$ entre deux signaux (figure suivante).

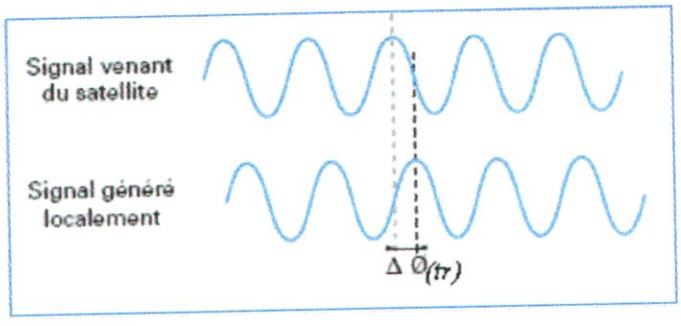


Figure III.2 – Exemple de déphasage

III.1.2.1- Expression de la phase :

La différence de phase entre les deux signaux présentés figureIII.2 est :

$$\Delta\varphi_{(tr)} + N^{S}_{R(tr)} = \varphi_{R(tr)} - \varphi_{S(te)} \qquad \textbf{(III.9)}$$

Avec $\Delta\varphi_{(tr)}$ mesure faite à l'instant de réception,

$N^{S}_{R(tr)}$ Nombre entier de cycles inconnu du récepteur représentant la différence des nombres entiers de cycles des deux signaux,

$\varphi_{R(tr)}$ Phase du signal généré localement à l'instant de réception dans l'échelle de temps récepteur,

$\varphi_{S(te)}$ Phase du signal généré par le satellite dans l'échelle de temps satellite.

En permanence, le récepteur mesure et entretient à l'aide d'un compteur le nombre entier de cycles reçus depuis la première mesure. Ainsi si t 1 est l'instant de la première mesure, tant que la réception ne sera pas interrompue, on aura pour toutes les autres mesures :

$$N^{S}_{R(tr)} = N^{S}_{R(t1)} + n_{(tr)} \qquad \textbf{(III.10)}$$

Avec $n_{(tr)}$ nombre de cycles comptés depuis la première mesure.

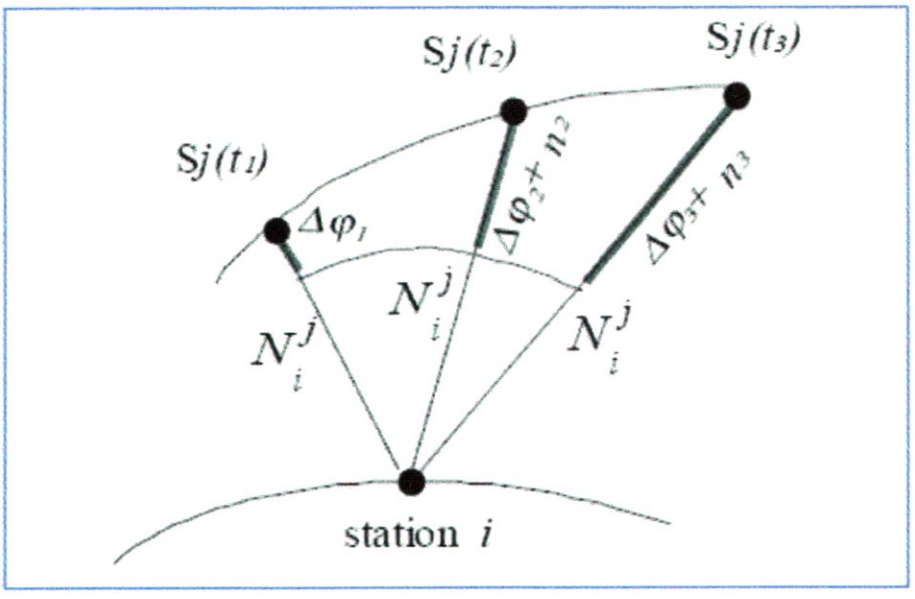


Figure III.3 - Interprétation géométrique de la mesure de phase

Donc :

$$\Delta\varphi_{(tr)} = \varphi_{R(tr)} - \varphi_{S(te)} - \left[N^{S}_{R(t1)} + n_{(tr)}\right] \qquad \textbf{(III.11)}$$

Ou encore :

$$\Delta\varphi_{(tr)} + n_{(tr)} = \varphi_{R(tr)} - \varphi_{S(te)} - N^{S}_{R(t1)} \qquad \textbf{(III.12)}$$

On sait par ailleurs que : $\rho^{S}_{R} = c(t_R - t_E)$

Avec ρ^{S}_{R} distance entre satellite et récepteur, et que $\varphi_{(tr)} - \varphi_{S(te)} = f(t_R - t_E)$

Donc : $$\varphi_{(tr)} - \varphi_{S(te)} = f\frac{\rho^{S}_{R}}{c}$$

$$\varphi_{S(te)} = -f\frac{\rho^{S}_{R}}{c} + \varphi_{S(tr)} \qquad \textbf{(III.13)}$$

En reportant, on obtient :

$$\Delta\varphi_{(tr)} + n_{(tr)} = \varphi_{R(tr)} - \varphi_{S(tr)} + f\frac{\rho^{S}_{R}}{c} - N^{S}_{R(t1)} \qquad \textbf{(III.14)}$$

Le même problème que celui exposé pour la mesure de code se présente ici : les horloges des satellites et celle du récepteur ne sont pas synchrones. Si elles l'étaient,

on aurait :

$$\varphi_{R(tr)} = \varphi_{S(tr)}$$

En réalité :

$$t_{R_R} = t_R - dt_R$$

$$t_{R_S} = t_R - dt_S \qquad \textbf{(III.15)}$$

On peut donc écrire :

$$\varphi_{R(tr)} - \varphi_{S(tr)} = f_R(t_R - dt_R) - f_S(t_R - dt_S) \qquad \textbf{(III.16)}$$

Et puisque f_R et f_S sont pratiquement identiques à f, on a :

$$\varphi_{R(tr)} - \varphi_{S(tr)} = f\,(dt_S - dt_R) \qquad \textbf{(III.17)}$$

L'équation **(4)** devient :

$$\Delta\varphi_{(tr)} + n_{(tr)} = f\,(dt_S - dt_R) + f\frac{\rho_R^S}{c} - N_{R(t1)}^S \qquad \textbf{(III.18)}$$

Et en multipliant par la longueur d'onde λ :

$$\lambda\left[\Delta\varphi_{(tr)} + n_{(tr)}\right] = c(dt_S - dt_R) + \rho_R^S - \lambda N_{R(t1)}^S$$

$$\Phi = \rho_R^S + c(dt_S - dt_R) - \lambda N_{R(t1)}^S \qquad \textbf{(III.19)}$$

$$\text{Avec : } \Phi = \lambda\left[\Delta\varphi_{(tr)} + n_{(tr)}\right]$$

III.1.2.2- Particularités de la mesure :

Les caractéristiques de cette mesure sont très intéressantes vis-à-vis du bruit. En effet, si l'on considère que le bruit de mesure est d'environ 1 % de la longueur d'onde, on obtient sur la mesure de phase un bruit de 1 à 2 mm. Le bruit de mesure sur la phase est 1 540 fois moins élevé que le bruit obtenu sur la mesure de code (rapport des longueurs d'onde équivalentes).

En revanche, cette mesure est ambiguë à une vingtaine de centimètres et toute interruption du signal provoquant un saut de cycle entraîne une mesure aberrante et oblige à « lever » de nouveau l'ambiguïté de phase.

III.1.3-Combinaison de pseudo-distance et de phase :

Par cette combinaison, on conserve l'intérêt de la non-ambiguïté de la pseudo-distance mais on lisse celle-ci par la phase de façon à bénéficier d'un bruit beaucoup plus faible.

Les mesures de code et de phase subissent le même effet Doppler aux écarts ionosphériques et troposphériques près ; en tenant compte de cette particularité, on

peut utiliser un filtre du premier ordre qui travaille sur les écarts code/phase et qui restitue une pseudo distance lissée par la phase.

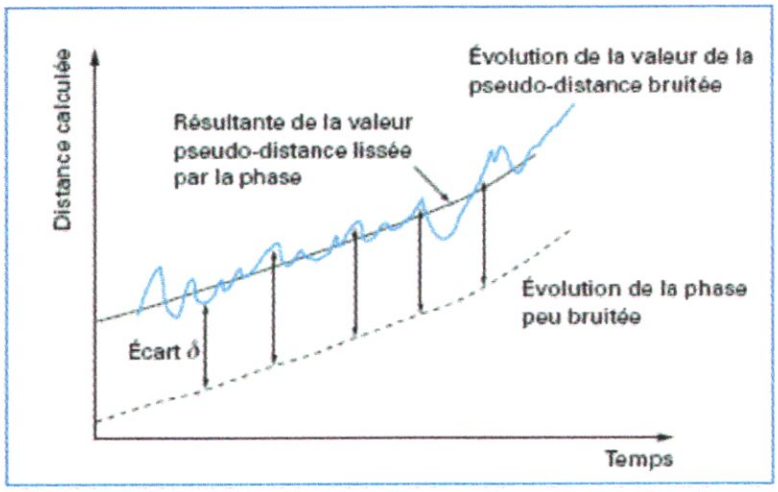


Figure III.4 – Principe du lissage du code par la phase

III.2-ESTIMATION DE L'AMBIGUITE ENTIERE :

L'ambiguïté entière comme l'on a vu est commune a tout les mesures effectuées tan que le signal n'a pas était interrompu ; donc l'estimation de cette ambiguïté est essentiel dans la mesure de phase.
Considérons un récepteur bifréquences capable d'utiliser le code P dans ces mesures, donc on aura :

$$\begin{aligned} P_1 &= \rho + I - e_1 \\ \Phi_1 &= \rho - I + \lambda_1 N_1 - E_1 \\ P_2 &= \rho + (f_1/f_2)^2 I - e_2 \\ \Phi_2 &= \rho - (f_1/f_2)^2 I + \lambda_2 N_2 - E_2 \end{aligned} \qquad \textbf{(III.20)}$$

P_1, P_2 sont les mesures de code sur les deux frequences L1, L2 (en mètre).
Φ_1, Φ_2 sont les mesures de phase sur les deux frequences L1, L2 (en mètre).
ρ distance géométrique récepteur-satellite.
I retard ionosphérique.
e_1, e_2 sont les erreurs sur les mesures de code sur les deux frequences L1, L2.
E_1, E_2 sont les erreurs sur les mesures de phase sur les deux frequences L1, L2.
N_1, N_2 sont les deux ambiguïtés sur les mesures de phase sur les deux frequences L1, L2.

En fait, nous avons $\alpha = f1/f2 = 154 / 120 = 1.283333...$
L'équation (III.20) est transformée en une matrice.

$$\begin{bmatrix} P_1 \\ \Phi_1 \\ P_2 \\ \Phi_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & -1 & \lambda_1 & 0 \\ 1 & \alpha^2 & 0 & 0 \\ 1 & -\alpha^2 & 0 & \lambda_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \rho \\ I \\ N_1 \\ N_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} e_1 \\ E_1 \\ e_2 \\ E_2 \end{bmatrix} \qquad \textbf{(III.21)}$$

Quand les erreurs e et E sont modélisées (les valeurs sont placées au zéro), nous pouvons résoudre les quatre équations pour trouver les quatre inconnus.
Donc déterminer la distance géométrique ρ , le retard ionosphérique instantané I et les ambiguïtés N_1 et N_2.

La matrice inverse de coefficient est :

$$\begin{bmatrix} \frac{\alpha}{\alpha-1} & 0 & -\frac{\alpha}{\alpha-1} & 0 \\ -\frac{1}{\alpha-1} & 0 & \frac{1}{\alpha-1} & 0 \\ -\frac{\alpha+1}{\lambda_1(\alpha-1)} & \frac{1}{\lambda_1} & \frac{2}{\lambda_1(\alpha-1)} & 0 \\ -\frac{\alpha+1}{\lambda_2(\alpha-1)} & 0 & -\frac{1}{\lambda_2} & \frac{1}{\lambda_2} \end{bmatrix} \qquad \textbf{(III.22)}$$

III.3- ERREURS :

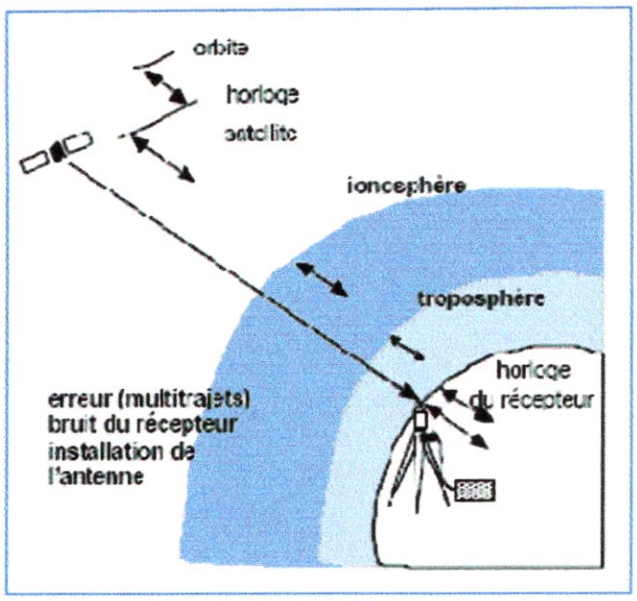


Figure III.5 – Erreurs de positionnement GPS

III.3.1-Les erreurs liées aux modélisations physiques :

- **Les orbites :**

Les satellites sont soumis à de nombreuses forces ; quelles soient de gravitation (attraction lunaire ou solaire, perturbation des marées océaniques) ou autres (accélération relativiste, pression de radiation solaire, ...), elles influencent la course du satellite. Dans le message de navigation émis par le satellite, il y a des paramètres qui constituent les éphémérides. Cela permet de calculer l'orbite du satellite en temps réel à 20 m près. Pour obtenir de meilleurs résultats, il faut soit utiliser un calcul différentiel (on obtiendra alors une précision relative), soit utiliser les éphémérides précises disponibles dans un délai de 21 jours après calcul par l'IGS (International GPS Services for Geodynamics).

- **L'ionosphère :**

L'ionosphère est une région de l'atmosphère qui est constituée d'un plasma contenant des particules ionisées par le rayonnement solaire et des électrons libres. C'est un milieu dispersif qui modifie la propagation des signaux radioélectriques comme ceux du GPS (par réfraction et diffraction), cela introduit donc des biais sur les mesures pouvant aller de 0 à 50 m. L'agitation ionosphérique dépend de nombreux facteurs : la latitude, la période de l'année, du jour ou de la nuit et surtout de l'activité solaire. Les éruptions solaires sont un phénomène cyclique de période 11 ans.

L'ionosphère entraîne un retard sur les mesures de pseudo-distance (qui seront donc trop longues) et une avance sur les mesures de phases (qui seront trop courtes par rapport à la distance géométrique satellite - récepteur). Cet effet peut être supprimé par un artifice mathématique (combinaison linéaire de fréquences) pour les récepteurs bi-fréquences, mais cela implique une détermination des ambiguïtés plus délicate. Ainsi cela réduit le champ d'action du pivot en cas de travail en mode différentiel à une dizaine de kilomètres. Pour les récepteurs mono-fréquence, on utilise des modèles ionosphériques qui supposent l'homogénéité sur le parcours des signaux GPS, et ce au détriment des nombreuses variations locales qui existent dans l'ionosphère.

- **La troposphère :**

La troposphère est la partie basse de l'atmosphère, c'est un milieu non dispersif pour les fréquences considérées. Elle provoque, sur les ondes émises, un allongement apparent de la distance satellite - récepteur. Ce retard troposphérique dépend de la température, de la pression atmosphérique, de l'humidité et de l'élévation du satellite. L'allongement variera entre 2 -3 m pour un satellite au zénith et 20 m ou plus pour un satellite ayant une élévation de 10°.
Pour corriger ces biais, on utilise des modèles semi-empiriques. Ils distinguent deux composantes : la composante sèche qui est bien modélisée et qui représente 90% du retard troposphérique, et la composante humide qui, si elle ne représente que 10% de l'effet, est beaucoup plus difficile à modéliser car il faudrait connaître les conditions météorologiques tout au long de la trajectoire du signal.
On arrive à s'affranchir des limites des modèles en faisant un traitement différentiel des observations si l'on reste dans le cas des lignes de base courtes et avec une faible dénivelée. En complément on peut introduire les paramètres météorologiques locaux dans les modèles pour réduire au maximum l'effet troposphérique qui affecte particulièrement la détermination altimétrique.

- **Autres erreurs indirectes :**

La théorie de calcul de positionnement GPS inclus un terme correctif lié à la rotation terrestre. En effet, pendant le temps de vol du signal, entre le moment où il quitte le satellite et le moment où il est reçu par une antenne, la Terre a poursuivi sa rotation. Les algorithmes utilisés mettent en œuvre les informations du message de navigation et de position du satellite pour calculer ces corrections, mais il ne faut pas oublier que ces données de base sont elles aussi entachées d'erreurs, ce qui impliquera une erreur résultante dans les corrections, même si elle reste de moindre importance.
Un autre élément intervenant dans le calcul est l'effet relativiste : la masse terrestre et son champ de gravitation influencent le parcours de l'onde. Là encore on utilise des modèles de correction et l'erreur résiduelle si elle existe après correction est négligeable par rapport à d'autres erreurs.

III.3.2- Les erreurs dues au matériel :

- **Les horloges :**

L'exactitude d'une mesure GPS est liée à la connaissance du facteur temps. Ainsi les satellites embarquent des horloges au césium et au rubidium (précision relative de l'ordre de 10^{-12} à 10^{-13}). Les récepteurs utilisent quant à eux des horloges à cristal de quartz de haute précision, ce qui est à relier directement avec son prix (précision relative de l'ordre de 10^{-7} pour des récepteurs topographiques).
Malgré la qualité de ces horloges, elles conservent une dérive, on va modéliser les écarts de temps et les dérives par un polynôme du second degré, polynôme dont les coefficients sont généralement considérés comme inconnus. L'observation et le calcul de pseudo-distances permettent de déterminer ces coefficients que l'on utilisera alors dans le traitement des mesures de phase.

- **Les antennes :**

Les antennes vont transformer l'énergie du signal GPS (onde électromagnétique) en un courant électrique. Ce courant sera analysé et interprété par le récepteur. Le signal GPS est capté au centre de phase de l'antenne qui est défini comme étant la source apparente des radiations. C'est un point immatériel qui n'est pas fixe, il existe donc une variation du centre de phase. Il faut également rattacher ce point à un point concret matérialisable pour l'utilisation.
Les variations du centre de phase sont d'ordre sub-centimétrique pour des récepteurs géodésiques, elles sont fonction de l'azimut et de l'élévation des satellites ainsi que de leur configuration. Concrètement les constructeurs vont calibrer leurs différentes antennes et fournir les modèles de calibration qui vont permettre de corriger les mesures.

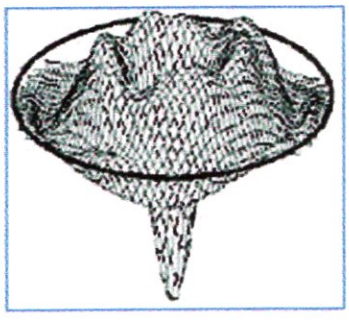


Figure III.6-Variation du centre de phase

- **La résolution de mesure des récepteurs :**

Un récepteur GPS possède une résolution sur les observations effectuées sur le code ou sur la phase, c'est par exemple la résolution d'un phasemètre pour la mesure de phase. La plupart des constructeurs de récepteurs géodésiques annoncent de nos jours des résolutions de l'ordre de quelques centimètres sur la mesure de pseudo-distance et de quelques millimètres pour la mesure de phase.

- **Les sauts de cycles :**

Un saut de cycle est une erreur qui intervient sur les mesures de phase. Cela peut provenir soit d'une erreur électronique du récepteur (situation rare), soit par l'interruption de la réception du signal GPS. En effet s'il existe un masque (obstacle matériel) entre le satellite et le récepteur, il y aura une erreur de comptage du nombre entier de cycles entre deux mesures de phase.
Il existe un traitement mathématique pour lever ces ambiguïtés en traitement différentiel : c'est la triple différence. Il faut alors réinitialiser la valeur des ambiguïtés entières pour le satellite considéré.

- **Autres sources d'erreurs :**

Pour être rigoureux, il faut citer certains paramètres qui influent sur les observations : les retards électroniques sur les canaux d'enregistrement des mesures GPS, les perturbations provenant du raccordement des antennes aux récepteurs, les erreurs d'atténuation et de retard de transmission du signal dans le câble de l'antenne... Toutes ces causes ont cependant des effets négligeables dans une utilisation courante.

III.3.3-Les répercussions de l'environnement du point stationné :

- **Les multi-trajets :**

Une onde électromagnétique peut être réfléchie et diffractée par des éléments ayant un état de surface (une rugosité) de l'ordre de sa longueur d'onde. Pour le signal GPS de longueur d'onde décimétrique, des éléments tels que des arbres, des immeubles, des prairies sont capables d'allonger le chemin optique de l'onde avant qu'elle arrive à l'antenne du récepteur.
Les multi-trajets sont en fait des réflexions parasites qui peuvent entraîner des erreurs de plusieurs centimètres. Comme ils dépendent du site stationné, ils ne sont ni modélisables ni quantifiables à priori. Pour limiter l'effet de ces multi-trajets, les constructeurs ont équipé leurs antennes géodésiques de plan absorbant qui " filtrent " les multi-trajets.

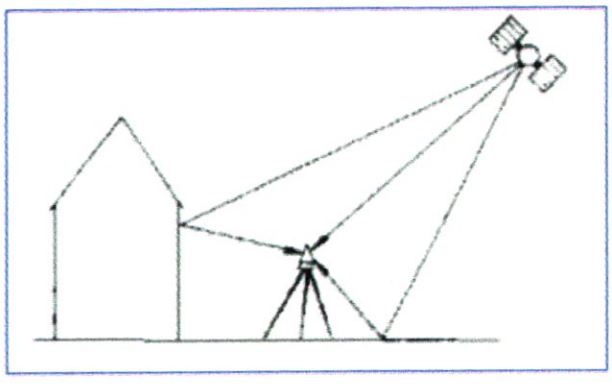


Figure III.7-Les multi-trajets

- **Les masques :**

Comme évoqué précédemment, un masque est un obstacle physique qui empêche la réception du signal GPS par le récepteur, le suivi de phase ne sera plus assuré (c'est le saut de cycle) et cela créera donc une nouvelle ambiguïté de phase. Cela rend donc difficile le travail en milieu urbain et dans les zones fortement boisées.

Erreur	Ordre de grandeur	
Horloge du satellite	de 10 à 30m	(incluant les effets de l'accès sélectif et en supposant que les corrections diffusées ont été apportées)
Orbite	de 5 m à 25 m	(éphémérides diffusées)
Ionosphère	de 1 à 100 m	(après application du modèle diffusé)
	1 m	(observations bifréquences)
Troposphère	0,5 m	(après application d'un modèle)
Multitrajets		
Obs. du code C/A	de 50 cm à 20 m	(selon l'équipement GPS et le lieu)
Obs. de phase	jusqu'à quelques cm	(selon l'équipement GPS et le lieu)
Bruit du récepteur		
Obs. du code C/A	de 10 cm à 3 m	(selon l'équipement GPS)
Obs. de phase	de 0,5 à 5 mm	(selon l'équipement GPS)

Tableau III.1-Importance des erreurs

III.4-TYPE DE POSITIONNEMENT BASE SUR LA PHASE :

Les mesures de phase ne sont généralement (du moins en topographie) pas effectuées seules et sont accompagnées des mesures de codes. Elles peuvent être réalisées en deux modes : statique et dynamique.

III.4.1- Le mode statique :

Le GPS statique consiste à observer l'information de phase en deux points (au moins) pendant une longue durée (de une à plusieurs heures selon le type d'application). L'intérêt des temps d'observation longs est de pouvoir tirer parti des évolutions de la géométrie de la constellation, contribuant ainsi à une meilleure résolution des ambiguïtés entières et à une amélioration de la solution.

III.4.2- Le mode dynamique :

Le mode dynamique se décline en plusieurs méthodologies d'observations, dont la facilité de mise en oeuvre est fortement conditionnée par le matériel employé d'une part, et d'autre part, par la finalité des mesures.

- **Cinématique**. Lorsqu'il est basé sur la mesure de phase, le mode cinématique nécessite l'entière détermination des ambiguïtés pour obtenir des précisions décimétriques. Anciennement, il était nécessaire d'initialiser le mobile sur une position fixe mais à présent, des algorithmes de calcul "on

the fly" sont couramment intégrés dans les contrôleurs. On l'applique généralement pour établir une relation entre des éléments physiques et des données recueillies à bord d'un véhicule en mouvement (avion pour des prises de vues aériennes).

• **Semi-cinématique**, de l'anglais **Stop-and-Go**. Cette méthode consiste à stationner sur chacun des points à mesurer pendant une dizaine de secondes. Avant le départ du mobile, les ambiguïtés entières doivent être déterminées et le mobile doit maintenir un verrouillage sur quatre satellites au moins. Si le verrouillage est perdu, l'opérateur doit alors retourner au dernier point correctement mesuré et relancer l'initialisation. Cette méthode est donc très rapide et efficace mais nécessite de travailler dans des zones bien dégagées.

• **Pseudo-cinématique**. Similaire aux deux méthodes précédentes, elle consiste à stationner chaque point deux fois, pendant quelques minutes, à une heure d'intervalle au moins. On combine alors les avantages de deux géométries de la constellation et les temps de mesure cumulés. Cependant, d'un point de vue pratique et logistique, cette méthode est assez peu souvent employée.

• **Statique rapide**. Cette technique se fonde sur la résolution des ambiguïtés sur de très courtes périodes d'observation. On s'appuie alors sur des renseignements additionnels (observation du code P, ou satellites redondants). Ces levés doivent être réalisés sur des lignes de base courtes pour obtenir une précision centimétrique. Très proche de l'acquisition semi-cinématique, cette technique présente l'avantage de ne pas nécessiter un verrouillage sur quatre satellites pendant le déplacement entre les points.

Méthode	Nb. mini de récepteur(s)	Durée dobservation	Exactitude	Commentaires
Autonome	1	15 à 20 min	6 à 8 m	Très simple
Statique	2	1 h	1 cm	Complexité variable
Cinématique	2	-	10 cm à 1m	Difficulté du maintient du verrouillage
Semi-cinématique	2	1 min / point	qq cm	Bases courtes, maintien du verrouillage
Pseudo-cinématique	2	1 à 3 min	qq ppm	Méthode lourde
Statique rapide	2	3 à 5 min	qq cm	Bases courtes, observations supplémentaires

Tableau III.2- Récapitulatif des méthodes GPS

III.5-MODE DE POSITIONNEMENT :

III.5.1-Positionnement absolu (autonome) :

Cette méthode consiste à obtenir la position du récepteur, en absolu, par intersection des sphères d'émission de chaque satellite (4 au minimum).

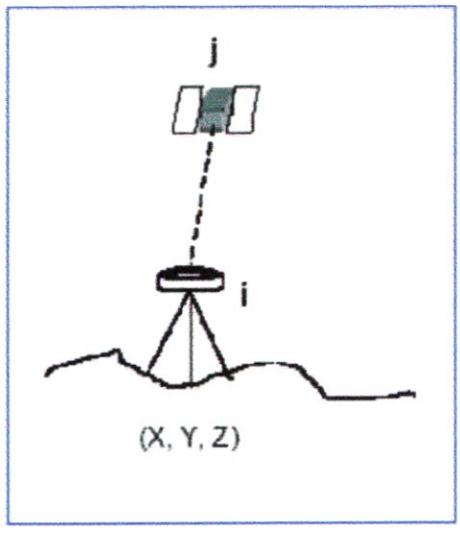


Figure III.8-Positionnement absolu

III.5.2- Le positionnement relatif :

Avec le positionnement relatif, on détermine les coordonnées d'un point inconnu (k), à partir des coordonnées d'un point (i) connu à partir de mesures de phases aux deux points i et k, simultanément sur les mêmes satellites.
On a vu précédemment que l'expression de la mesure de phase à la station sur le satellite j est :

$$\Phi_i^j = \rho_i^j + c(dt_j - dt_i) - \lambda N_i^j \qquad \textbf{(III.23)}$$

Il existe différents modes de positionnement relatif appliqués à la mesure de phase mais tous sont régis par le même principe de différences afin d'éliminer les erreurs potentielles ; cependant certains sont plus poussés que d'autres dans cette optique et permettent donc d'obtenir des résultats meilleurs.

III.5.2.1- La simple différence :

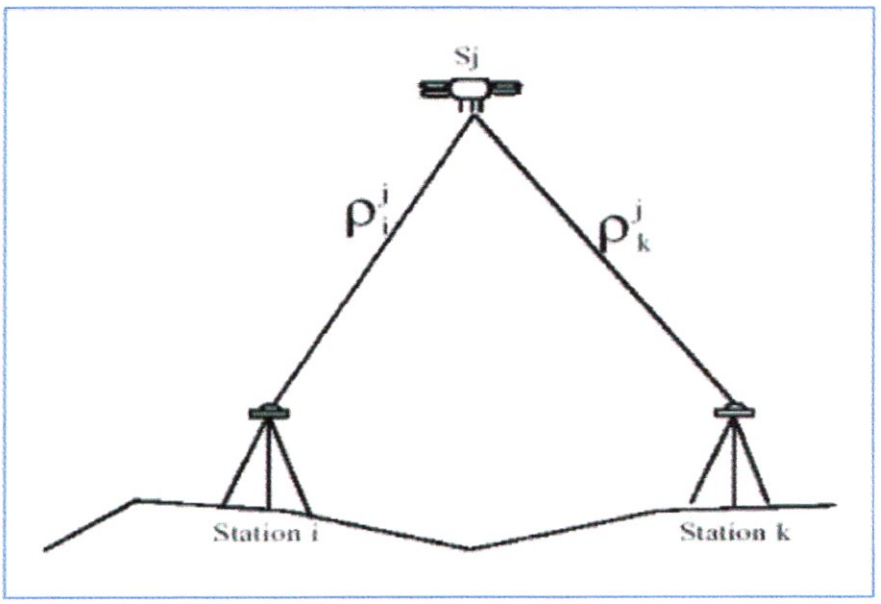


Figure III.9- Simple différence

Les stations i et k (en fait, on a une station fixe au sol, par exemple i, que nécessite le positionnement relatif, et le récepteur mobile, par exemple k) observent le même satellite j au même instant, et on forme la simple différence :

$$\Phi_{ik}^j = \Phi_k^j - \Phi_i^j \qquad \textbf{(III.24)}$$

$$\text{Soit : } \Phi_{ik}^j = (\rho_k^j - \rho_i^j) + c(dt_i - dt_k) - \lambda(N_k^j - N_i^j) + (I_i^j - I_k^j) + (T_i^j - T_k^j)$$

Le décalage des horloges satellites n'intervient alors plus.

Cependant les horloges des satellites sont des horloges atomiques précises et dont la déviation est régulièrement vérifiée par les stations de contrôle.
Et encore si les deux récepteurs sont si proches les retards ionosphérique et troposphérique peuvent être éliminer.

La déviation qui peut s'opérer par rapport au temps GPS est donc infime. Il serait mieux de parvenir à éliminer le décalage des horloges récepteurs dont le risque de déviation st supérieur.

III.5.2.2- La double différence :

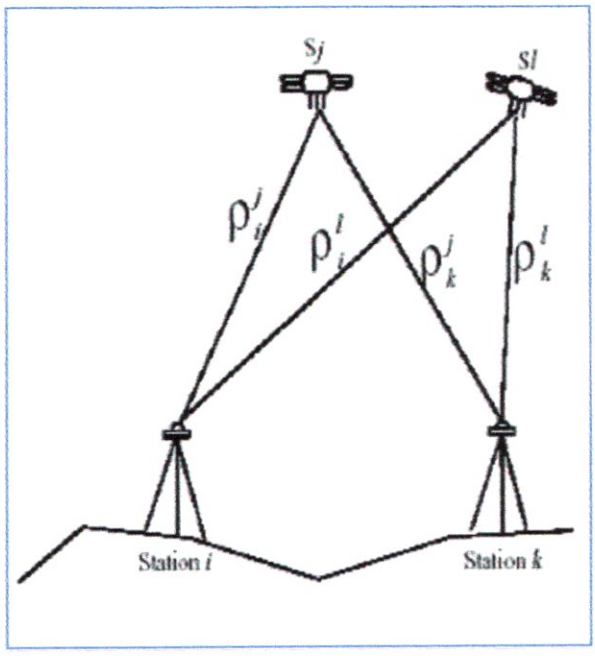


Figure III.10- Double différence

Les deux stations i et k observent les deux satellites j et l simultanément, et on forme la double différence :

$$\Phi^{jl}_{ik} = \Phi^{l}_{ik} - \Phi^{j}_{ik}$$

Ce qui donne en remplaçant par l'expression précédente :

$$\Phi^{j}_{ik} = (\rho^{l}_{k} - \rho^{j}_{k} + \rho^{j}_{i} - \rho^{l}_{i}) - \lambda(N^{l}_{k} - N^{j}_{k} + N^{j}_{i} - N^{l}_{i}) \qquad \textbf{(III.25)}$$

Ainsi par cette méthode de double différence, le décalage des horloges des récepteurs est alors éliminé. Cependant, le défaut de cette méthode est que, tout comme la précédente, elle conserve les ambiguïtés entières de la mesure de phase et s'expose donc ainsi aux sauts de cycle.

III.5.2.3- La triple différence :

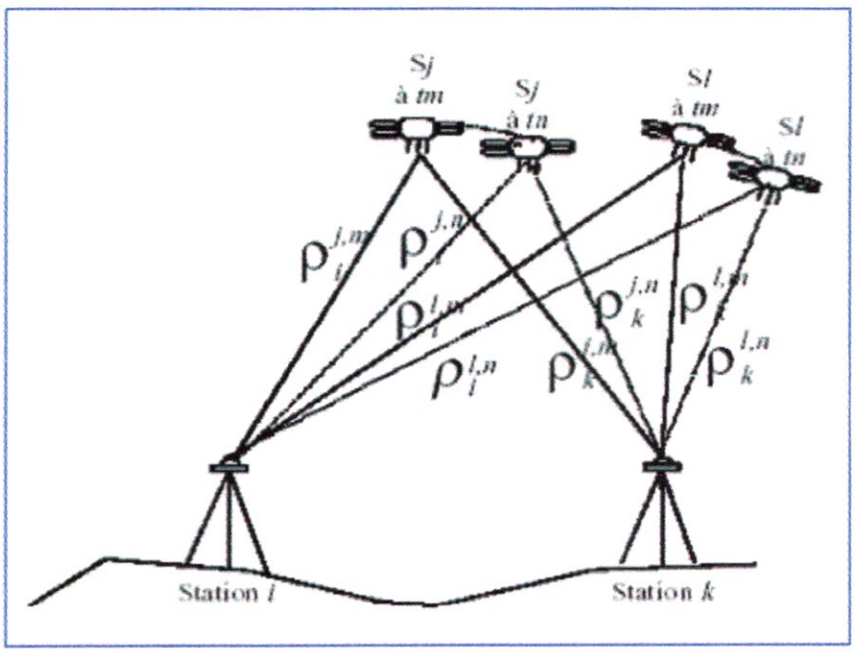


Figure III.11- Double différence

Les stations i et k observent toujours simultanément les satellites j et l, mais en plus, on considère ici les mesures à deux époques tm et tn. On forme alors la triple différence :

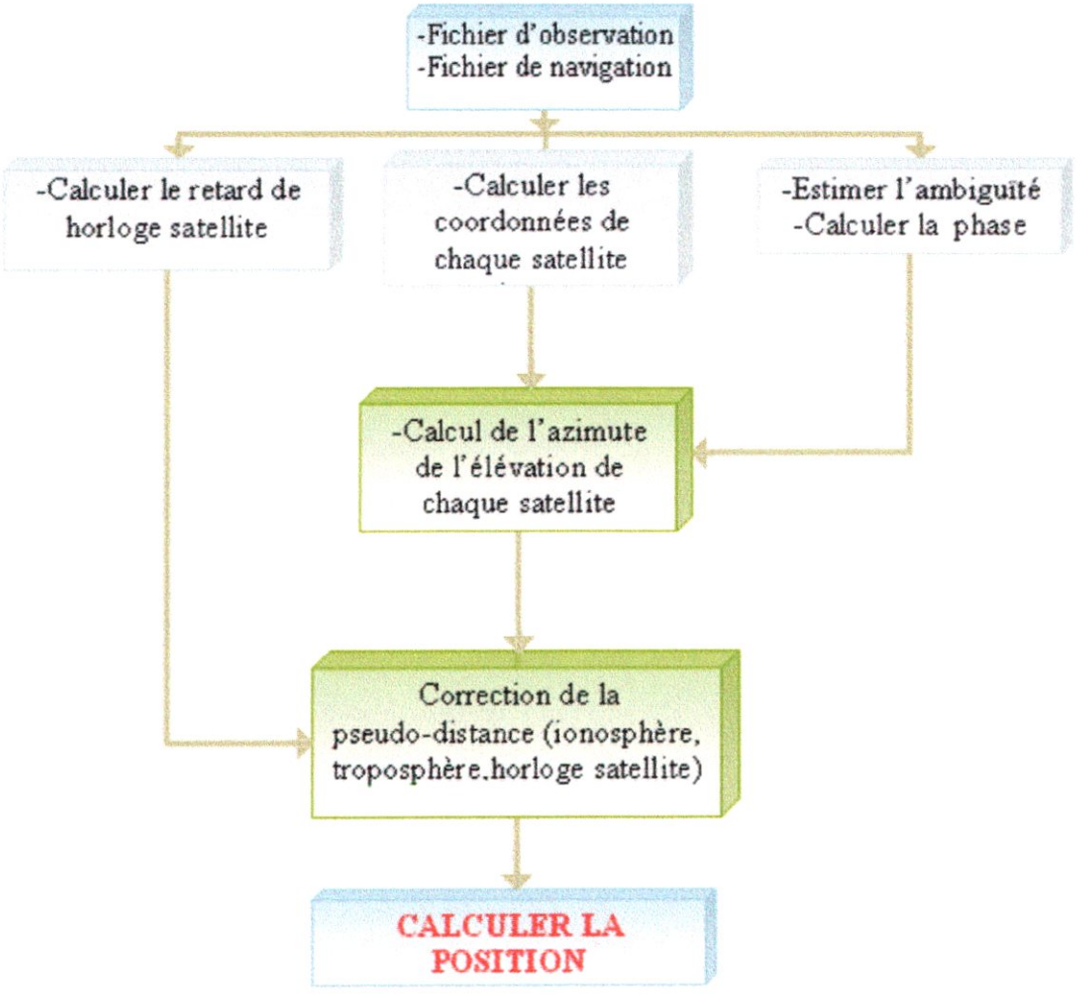
$$\Phi_{ik}^{jl}(nm) = \Phi_{ik}^{l}(n) - \Phi_{ik}^{j}(m) \qquad \textbf{(III.26)}$$

$$\Phi_{ik}^{j}(nm) = (\rho_k^l(n) - \rho_k^j(n) + \rho_i^j(n) - \rho_i^l(n) - \rho_k^l(m) + \rho_k^j(m) - \rho_i^j(m) + \rho_i^l(m))$$

On remarque que, en plus des décalages des horloges satellites et récepteurs, les ambiguïtés entières sont toute éliminées car l'ambiguïté entière est constante dans le temps tant qu'il n'y a pas d'interruption du signal. En introduisant des variations au cours du temps on peut ainsi l'éliminer. La triple différence est d'ailleurs un moyen de détection des sauts de cycle.

Chapitre IV :
Le positionnement GPS

IV.1- ORGANIGRAME DE TRAVAIL :



IV.2- LE FORMAT 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.

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.

La nomenclature des fichiers est la suivante : *ssssdddf.yyt*

- *ssss* : acronyme de la station
- *ddd* : jour de l'année du premier enregistrement
- *f* : numéro de la session dans le jour, avec 0 pour une journée complète
- *yy* : année.
- *t* : type du fichier.

IV.2.1- Le fichier d'observations :

Toutes les informations respectent un format dont la description est donnée dans le fichier rinex2.10.

Tous les espaces doivent être respectés, en revanche certaines informations peuvent être ignorées. Par exemple, dans la première ligne du fichier, seuls les termes en gras sont pris en compte :

```
2.10           OBSERVATION DATA    M(MIXED)            RINEX VERSION / TYPE
```

IV.2.1.1- L'en-tête :

Elle comporte plusieurs lignes dont certaines sont obligatoires. L'ordre dans lequel elles sont inscrites est libre, excepté :

- pour la première ligne, qui comporte le numéro de version Rinex (actuellement 2.10) et le type du fichier. Ici O pour Observation avec éventuellement le type du système de satellite (G=GPS, R=GLONASS, S=GEO, T=TRANSIT, M=données mixtes).
- Pour la ligne WAVELENGTH FACT L1/2, qui doit obligatoirement précéder la ligne spécifiant les satellites concernés
- Lorsqu'elle existe, la ligne # OF SATELLITES doit être suivie par les lignes correspondantes à chaque satellite aux nombre de données dans le fichier pour chaque type d'observable.

```
     2.10           OBSERVATION DATA    G (GPS)             RINEX VERSION / TYPE
teqc  2000Feb29                          20050707 15:37:29UTCPGM / RUN BY / DATE
ANGE                                                         MARKER NAME
10085M001                                                    MARKER NUMBER
F.Bertin            ANGERS AGGLOMERATION                     OBSERVER / AGENCY
02205               LEICA RS500         4.2D/1.39            REC # / TYPE / VERS
1229                LEIAT504                                 ANT # / TYPE
  4319045.0810   -41298.2210  4677465.1520                   APPROX POSITION XYZ
        0.0000        0.0000        0.0000                   ANTENNA: DELTA H/E/N
     1     1                                                 WAVELENGTH FACT L1/2
     4    L1    L2    C1    P2                               # / TYPES OF OBSERV
  30.0000                                                    INTERVAL
  2005     6    17     2     0    0.0000000     GPS         TIME OF FIRST OBS
  2005     6    17     2    59   59.0000000     GPS         TIME OF LAST OBS
Texte libre permettant de fournir des infos complémentaires COMMENT
     0                                                       RCV CLOCK OFFS APPL
    13                                                       LEAP SECONDS
    30                                                       # OF SATELLITES
  G01  1021  1024  1029  1024  1021  1021  1024  1021  1024PRN / # OF OBS
                                                           END OF HEADER
```

Figure IV.1 -Entête d'un fichier d'observation

1. Ligne indiquant le numéro de version, le type de fichier et le système satellite. Le format est un flottant de 11 caractères dont deux pour la partie décimale, 11 espaces, une chaîne d'un caractère, 19 espaces et une chaîne d'un caractère puis à nouveau 19 espaces. Cette ligne est obligatoire et doit être la première ligne du fichier.
2. Nom du programme ayant créé le fichier (chaîne de 20 caractères), nom de l'agence ayant créé le fichier (chaîne de 20 caractères) et date de la création du fichier (chaîne de 20 caractères).
3. Nom de la station (chaîne de 60 caractères).
4. Numéro de la station (chaîne de 20 caractères).
5. Nom de la personne responsable de la station (chaîne de 20 caractères) et société à laquelle elle appartient (chaîne de 40 caractères).
6. Numéro de série du récepteur (chaîne de 20 caractères), type du récepteur (chaîne de 20 caractères) et version du software interne du récepteur (chaîne de 20 caractères).
7. Numéro de série de l'antenne (chaîne de 20 caractères), type de l'antenne (chaîne de 20 caractères).
8. Coordonnées cartésiennes géocentriques approchées de la station (trois réels de 14 caractères dont quatre pour la partie décimale).
9. Valeurs d'excentrement du point de référence de l'antenne par rapport au repère dont les coordonnées approchées sont celles de la ligne précédente (trois réels de 14 caractères dont quatre pour la partie décimale). La valeur de la composante verticale est la hauteur d'antenne.
10. Facteur de longueur d'onde pour respectivement les fréquences L1 et L2 (trois entiers de 6 caractères). Les valeurs sont 1 lorsque les longueurs d'onde sont entières et 2 lorsque les données ont été enregistrées en mode "squaring". Pour L2, la valeur est 0 lorsque le récepteur est monofréquence.
11. Nombre et type d'observable (Entier de six caractères puis 9 chaînes de deux caractères précédées de quatre espaces).

12. Fréquence d'échantillonnage (réel de 10 caractères dont 3 pour la partie décimale)
13. Date de la première époque de mesure (cinq entiers de 6 caractères plus un réel de 13 caractères dont 7 pour la partie décimale) suivi du système de temps GPS ou GLONASS codé sur une chaîne de 3 caractères.
14. Date de la dernière époque de mesure contenue dans le fichier (cinq entiers de 6 caractères plus un réel de 13 caractères dont 7 pour la partie décimale)
15. Lignes de commentaires facultatives. Le nombre de lignes de commentaires n'est a priori pas limité mais certains logiciels de traitement n'en supportent pas un trop grand nombre.
16. Cette ligne indique si l'époque et les mesures sont corrigées de la dérive d'horloge du récepteur. La valeur est 1 quand c'est le cas sinon 0 valeur par défaut. Le format est un entier de 6 caractères
17. Décalage entre le temps GPS et le temps UTC depuis le 6 janvier 1980. Cette valeur codée sur un entier de 6 caractères est à 14 s depuis le premier janvier 2006.
18. Nombre de satellites pour lesquels il existe des données dans le fichier. Cette valeur est codée sur un entier de 6 caractères.
19. Numéro du satellite et nombre de données de ce satellite pour chaque observable de la ligne 11. Le format de cette ligne est de trois espaces, une chaîne d'un caractère, un entier de deux caractères et 9 entiers de 6 caractères
20. Ligne vide signalant simplement la fin de l'en-tête.

IV.2.1.2- Les blocs de mesures :

```
05  6 17  2  0  0.0000000  0  8G3G6G10G15G16G18G21G25
 121329440.38147  94542410.12548  23088217.859     23088217.751
 120182854.42447  93649004.48348  22870024.585     22870024.499
 132073464.76946 102914407.37947  25132745.648     25132745.605
```

Figure IV.2-Le bloc de mesures d'un fichier d'observation

La première ligne du bloc de mesure contient l'époque d'enregistrement (date et heure), un flag, le nombre de satellites enregistrés à cette époque suivi de la liste des satellites dans l'ordre où ils sont inscrits ainsi qu'un éventuel décalage d'horloge. L'année, précédée d'un espace, est exprimée sur deux chiffres (l'éventuel zéro est obligatoire). Le mois, le jour l'heure et les minutes sont exprimés par deux chiffres maximum précédés d'un espace, les secondes par un réel de onze caractères maximum dont sept pour la partie décimale. Le flag peut prendre six valeurs (chiffre). Le nombre de satellites est exprimé sur trois caractères maximum. Les satellites sont codés sur une lettre représentant le système suivi du numéro de satellite sur deux chiffres.

Chaque ligne suivante présente les valeurs (pseudo distance, phase, doppler) pour chaque satellite dans l'ordre où ils sont listés à la ligne 1 de chaque observable dans l'ordre où ils sont listés dans l'en-tête. Ainsi à la ligne 2 on trouve la valeur pour le satellite 3 de la mesure sur L1, puis la valeur de L2, C1, P2. Chacune de ces valeurs est codée sur un réel de 14 caractères dont **3** pour la partie décimale. Les deux chiffres qui

suivent immédiatement cette partie décimale correspondent dans l'ordre : à la valeur du "LLI" (Loss of Lock Indicator) et à un codage du rapport signal sur bruit.

Les observables possibles sont :

- Mesures de phase sur L1 et L2 exprimées en nombre de cycle.
- Mesure du code C/A sur L1 (C1) exprimée en mètres.
- Mesures du code P sur L1 et L2 (P1 et P2) exprimées en mètres.
- Mesures Doppler sur L1 et L2 (D1 et D2) exprimées en Hertz.
- Mesures du rapport signal sur bruit sur L1 et L2 (S1 et S2).
- Mesures Doppler des satellites Transit (T12 et T2).

IV.2.2-Le fichier de navigation :

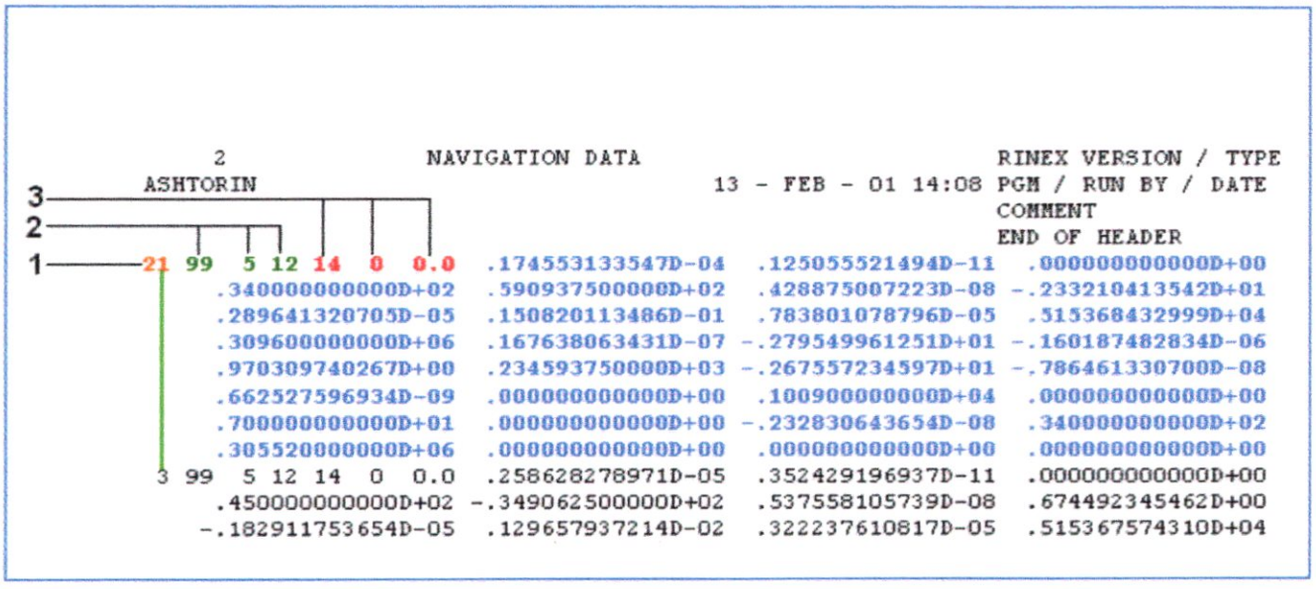


Figure IV.3-Le fichier de navigation

1-le numéro de satellite.
2- date sous la forme : aa/mm/jj.
3- le temps d'observation sous la forme : hh/mm/ss.
En bleu les ephemrides du satellite en dessus :
af0,af1, af2,IODE,Cr,deltan,M0,Cuc,ecc, Cus, sqrtA,toc,Omega0, Cis, i0, Crc, omega, Omegadot, idot, weekno, svaccur, svhealth, tgd, iodc, t0c…

IV.3-POSITION DES SATELLITES :

Un observateur se trouve sur la surface de la Terre en un point **R** . La position de ce point est détermine dans un système de coordonnées orthogonal attache `a la Terre (ECEF = Earth Centered Earth Fixed). L'origine **O** de ce système est fixée au centre de la Terre. La direction de l'axe **Ox** est donnée par l'intersection de l'équateur terrestre et le méridien de Greenwich, l'axe **Oy** est dans le plan de l'équateur et orthogonal `a **Ox**, et l'axe **Oz** correspond `a l'axe de rotation de la Terre (figure IV.4).

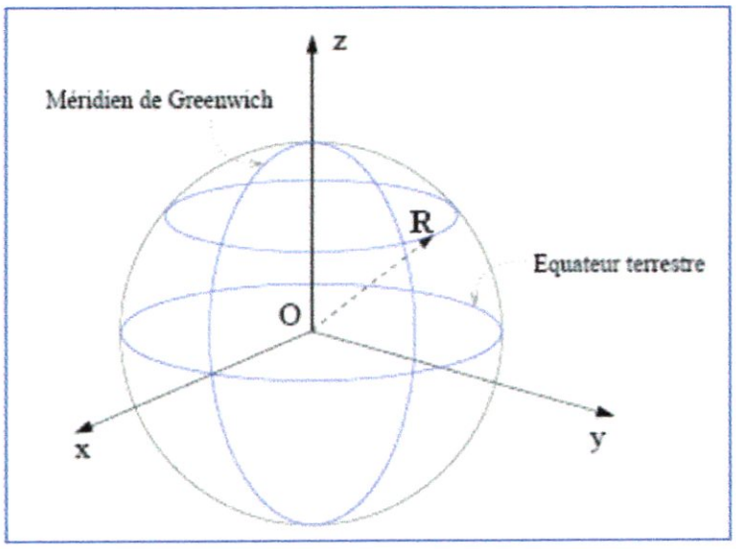


Figure IV.4 – La position de l'observateur dans le système ECEF.

En même temps, un satellite _ se trouve dans l'espace autour de la Terre. Son orbite décrit une ellipse presque circulaire, dont le rayon moyen est d'environ 26'000 Km, soit un peu plus de quatre fois le rayon terrestre. Le tour complet de l'orbite est parcouru en 12 heures environ.
Les paramètres de l'orbite et la position du satellite, connus avec une grande précision, sont donnes dans le système de coordonnées de Kepler (figure IV.4) :

a : demi-grand axe de l'orbite.
e :excentricité .
Ω : ascension droite par rapport au point vernal.
i : inclinaison de l'orbite par rapport au plan de l'équateur.
ω **:** argument du périgée de l'orbite .
f **:** anomalie vraie.

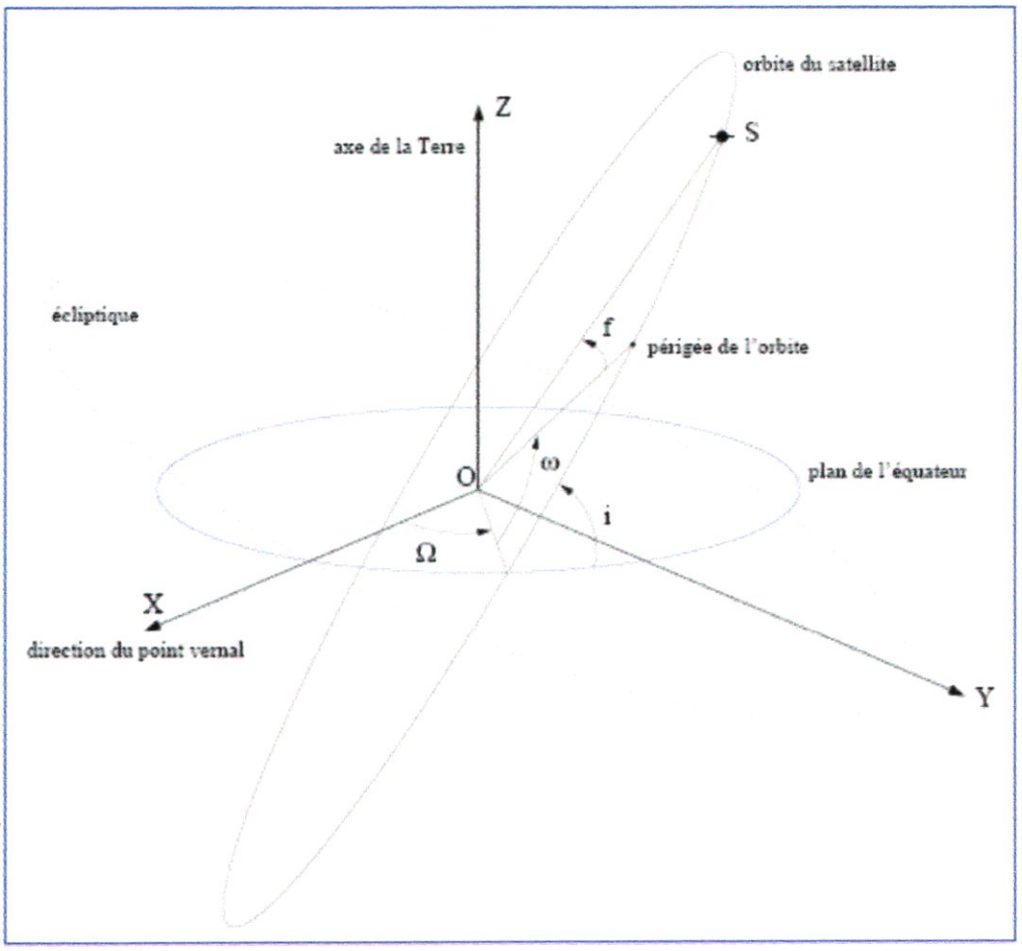


Figure IV.5 – Le système de coordonnées de Kepler.

Dans le but de comparer les positions respectives du satellite et de l'observateur et de calculer la distance entre les deux, il est nécessaire de convertir la position instantanée du satellite dans le système de coordonnées ECEF.

IV.3.1-Conversion des coordonnées Kepler/ECEF :

Les informations concernant la position instantanée de chacun des satellites sont incluses dans les messages que ceux-ci envoient au récepteur GPS (ce sont les éphémérides des satellites). Ces coordonnées de position sont données dans le système de Kepler, et le récepteur effectue la conversion dans le système ECEF.

Une éphéméride est prévue pour être utilisée a partir d'une époque de référence t_{oe} donnée. Pour garantir toute la précision nécessaire, les données de l'éphéméride sont valables pour une durée de quelques heures, après quoi elles doivent être réactualisées.

L'éphéméride d'un satellite contient les données suivantes :

t_{oe} : Temps de référence de l'éphéméride.
t_s : Temps exact `a l'horloge du satellite.
μ_0 : Anomalie moyenne du point de l'ellipse correspondant au temps de référence t_{oe}.
Δn : Correction de la vitesse angulaire moyenne de rotation.
e : Excentricité de l'orbite.
$\sqrt{a}$: Racine carrée du demi grand-axe de l'ellipse.
Ω_0 : Ascension droite de l'orbite au temps de référence.
$\dot{\Omega}$: Taux de variation de l'ascension droite.
i_0 : Inclinaison de l'orbite au temps de référence.
$\dot{i}$: Taux de variation de l'inclinaison.
ω : Argument du périgée de l'ellipse.

Tableau IV.1-Donnes de l'éphéméride d'un satellite

En plus de ces données principales, l'éphéméride contient aussi un certain nombre de coefficients de correction, qui permettent de corriger les erreurs dues aux variations du champ magnétique terrestre, a l'attraction de la Lune et du Soleil, a la pression du Soleil, etc. :

$C_{\omega s}, C_{\omega c}$: Coefficients de correction de l'argument du périgée.
C_{rs}, C_{rc} : Coefficients de correction du rayon de l'orbite.
C_{is}, C_{ic} : Coefficients de correction de l'inclinaison de l'orbite.

Tableau IV.2- Coefficients de correction

Le calcul de la position du satellite s'effectue de la manière suivante :

1. temps passe depuis le temps de référence :	
$t = t_s - t_{oe}$	**(IV.1)**
2. anomalie moyenne au temps *t*:	
$\mu = \mu_{0+}(\sqrt{\frac{GM}{a^3}} + \Delta n)t$ $(GM = 3.986005 * 10^{14} m^3 / s^2)$	**(IV.2)**
3. anomalie excentrique :	
$E = \mu + e \sin E$	**(IV.3)**
4. anomalie vraie :	
$f = \arctan\left(\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E}{\cos E - e}\right)$	**(IV.4)**
5. longitude du noeud ascendant :	
$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_e)t - \omega_e t_{oe}$	**(IV.5)**
6. argument corrige du périgée:	
$\omega_c = \omega + f + C_{\omega c}\cos 2(\omega + f) + C_{\omega s}\sin 2(\omega + f)$	**(IV.6)**
7. distance radiale corrigée :	
$r = a(1 - e\cos E) + C_{rc}\cos 2(\omega + f) + C_{rs}\sin 2(\omega + f)$	**(IV.7)**
8. inclinaison corrigée :	
$i = i_0 + \dot{i}t + C_{ic}\cos 2(\omega + f) + C_{is}\sin 2(\omega + f)$	**(IV.8)**
9. coordonnées ECEF du satellite :	
$x_s = r\cos\omega_c\cos\Omega - r\sin\omega_c\cos i\sin\Omega$ $y_s = r\cos\omega_c\sin\Omega - r\sin\omega_c\cos i\cos\Omega$ $z_s = r\sin\omega_c\sin i$	**(IV.9)**

Tableau IV.3- Calcul de la position du satellite

IV.3.2-Géométrie des satellites :

La géométrie des satellites a une incidence directe sur l'exactitude du positionnement. Le positionnement autonome le plus précis s'obtient lorsque les satellites sont bien répartis dans le ciel. Les conditions géométriques ne sont plus optimales lorsque les satellites sont regroupés dans un seul quadrant du ciel. Puisqu'elle contribue à l'exactitude du positionnement, la géométrie des satellites est quantifiée au moyen d'un paramètre de diminution de la précision d'origine géométrique (GDOP). La figure IV.6 fournit l'exemple d'un GDOP favorable et d'un autre, défavorable, selon la configuration des satellites.

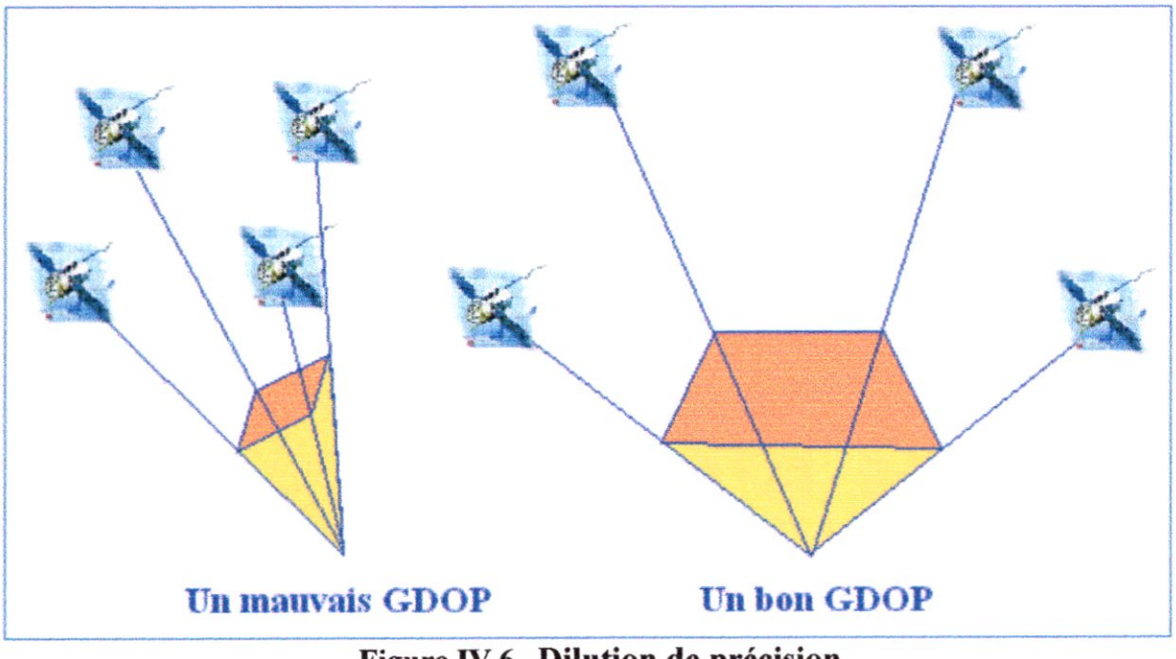


Figure IV.6– Dilution de précision

En multipliant toutes les erreurs prévues sur les pseudo distances (ce que l'on nomme l'erreur équivalente sur la distance pour l'utilisateur (UERE)) par le GDOP, l'utilisateur obtient une estimation du niveau d'exactitude du positionnement autonome en fonction des quatre composantes estimées (trois coordonnées et le temps). D'autres types de DOP (diminution de la précision), lorsque multipliées par l'UERE, permettent d'obtenir des estimations de l'exactitude de la position, suivant l'horizontale et suivant la verticale comme l'indique le tableau IV.4.

Acronyme	Type	Composante(s) de la position
GDOP	Géométrie	Position 3D et temps
PDOP	Position	Position 3D
HDOP	Horizontale	Position horizontale 2D
VDOP	Verticale	Hauteur 1D

Tableau IV.4- Types de DOP

IV.4-CORRECTIONS :

IV.4.1-L'horloge satellite :

Le temps satellite ts est relié à t (temps GPS) par la relation suivante :

$$t = t_s - dt_s \qquad \textbf{(IV.10)}$$

t : Le temps GPS, c'est le temps continu utilisé pour dater les événements GPS en absolu. C'est un temps mesuré par une horloge parfaite du point de vue d'un utilisateur immobile sur le géoïde terrestre.

t_s : Le temps exprimé dans l'échelle de temps du satellite, c'est le temps mesuré par l'horloge satellite.

dt_s : Peut être exprimé par un développement polynomial complété d'une part, par un terme regroupant les résidus d'ordre élevé et les phénomènes aléatoires et d'autre part, par un terme relativiste introduit par l'excentricité de l'orbite :

$$\Delta t_s = af_0 + af_1(t_s - t_{oc}) + af_2(t_s - t_{oc})^2 + \Delta t_r + T_{GD} \qquad \textbf{(IV.11)}$$

Avec : af_0 ,af_1, af_2 et T_{GD} sont des coefficients donnes dans le sous trame 1 de message de navigation et t_{oc} temps de référence en secondes, Δt_r est le terme relativiste de correction (secondes) qui est donnée par : $\Delta t_r = Fe\sqrt{a}\sin E$.

Les paramètres d'orbite (e ,$\sqrt{a}$, E) utilisé ici sont contenues dans les sous trame 2 et 3, alors que F est une constante dont la valeur est :

$$F = \frac{-2\mu^{1/2}}{c^2} = -4.442807633 * 10^{-10} s / m^{1/2}$$

IV.4.2- **Retard ionosphérique :**

IV.4.2.1- Récepteur monofréquence :

Dans les récepteurs monofréquence on utilise les données transmises par le satellite pour modéliser le retard ionosphérique ; l'algorithme permet d'enlever jusqu'à 90% de retard ionosphérique.

$$I_{iono} = \begin{cases} F\left[5*10^{-9} + AMP\left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24}\right)\right] & |x| < 1.57 \\ F\left(5*10^{-9}\right) & |x| \geq 1.57 \end{cases} \text{ (sec)} \qquad \textbf{(IV.12)}$$

$$AMP\begin{cases} \sum_{n=0}^{3} \alpha_n \varphi''_m, AMP \geq 0 \\ 0, \qquad AMP < 0 \end{cases} \text{ (sec)} \qquad \textbf{(IV.13)}$$

$$x = \frac{2\pi(t - 50400)}{PER} \qquad (rad)$$

$$PER = \begin{cases} \sum_{n=0}^{3} \beta_n j^n{}_m, PER \geq 7200 \\ 7200, \quad PER < 7200 \end{cases} \quad (sec) \qquad \textbf{(IV.14)}$$

$$F = 1.0 + 16.0[0.53 - Elv]^3$$

Avec α_n et β_n sont des données transmis par le satellite n = 0, 1, 2,3.

$$\varphi_m = \varphi_i + 0.064\cos(\lambda_i - 1.617) \qquad (demi\text{-}cercle) \qquad \textbf{(IV.15)}$$

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\psi \sin(A)}{\cos\varphi} \qquad (demi\text{-}cercle) \qquad \textbf{(IV.16)}$$

$$\varphi_i = \begin{cases} \varphi_u + \psi\cos(A), |\varphi_i| \leq 0.416 \\ \varphi_i = +0.416, \varphi_i > +0.416 \\ \varphi_i = -0.416, \varphi_i < -0.416 \end{cases} \quad (demi\text{-}cercle) \qquad \textbf{(IV.17)}$$

$$\psi = \frac{0.00137}{Elv + 0.11} - 0.022 \qquad (demi\text{-}cercle) \qquad \textbf{(IV.18)}$$

$$t = 4.32 * 10^4 \lambda_i + t_{GPS} \qquad (sec) \qquad \textbf{(IV.19)}$$

IV.4.2.2- Récepteur bifréquence :

Dans les récepteurs bifréquences on peut utiliser la combinaisons de deux fréquences a fin de modéliser le retard ionosphérique comme suit :

$$I_{iono} = \frac{f_2^{\,2}}{f_1^{\,2} - f_2^{\,2}} \partial t \qquad (sec) \qquad \textbf{(IV.20)}$$

Avec f_1, f_2 sont les fréquences des ondes L1 et L2 respectivement,et ∂t est la différence de temps mesure entre les deux fréquences.

IV.4.3-Retard troposphérique :

Comparer au ionosphère le retard troposphérique est plus petit (2 mètre en moyenne) est il est pas transmit par les satellite.
Il existe plusieurs modèles pour exprimer ce retard, on choisis un modele simple qui exprime le retard en mètre :

$$T_{tropo} = \frac{2.47}{\sin(Elv) + 0.0121} \qquad \textbf{(IV.21)}$$

IV.5-SOLUTION DE POSITIONNEMENT :

Dans cette partie on va considérer que les distances géométriques entre le récepteur et les satellites sont déjà trouvées ainsi que les positions de ses derniers.
Si le récepteur et les satellite sont synchronises on aura 3 inconnus seulement donc trois équations :

$$\begin{aligned}\rho_1 &= \sqrt{(x_1 - x_R)^2 + (y_1 - y_R)^2 + (z_1 - z_R)^2} \\ \rho_2 &= \sqrt{(x_2 - x_R)^2 + (y_2 - y_R)^2 + (z_2 - z_R)^2} \\ \rho_3 &= \sqrt{(x_3 - x_R)^2 + (y_3 - y_R)^2 + (z_3 - z_R)^2}\end{aligned} \qquad \textbf{(IV.22)}$$

Mais en pratique l'horloge de récepteur et celles des satellites ne sont pas synchronisées d'où la nécessite d'un quatrième satellite donc d'une équation supplémentaire :

$$\begin{aligned}\rho_1 &= \sqrt{(x_1 - x_R)^2 + (y_1 - y_R)^2 + (z_1 - z_R)^2} + dt_R \\ \rho_2 &= \sqrt{(x_2 - x_R)^2 + (y_2 - y_R)^2 + (z_2 - z_R)^2} + dt_R \\ \rho_3 &= \sqrt{(x_3 - x_R)^2 + (y_3 - y_R)^2 + (z_3 - z_R)^2} + dt_R \\ \rho_4 &= \sqrt{(x_4 - x_R)^2 + (y_4 - y_R)^2 + (z_4 - z_R)^2} + dt_R\end{aligned} \qquad \textbf{(IV.23)}$$

dt_R Est le retard de l'horloge récepteur.

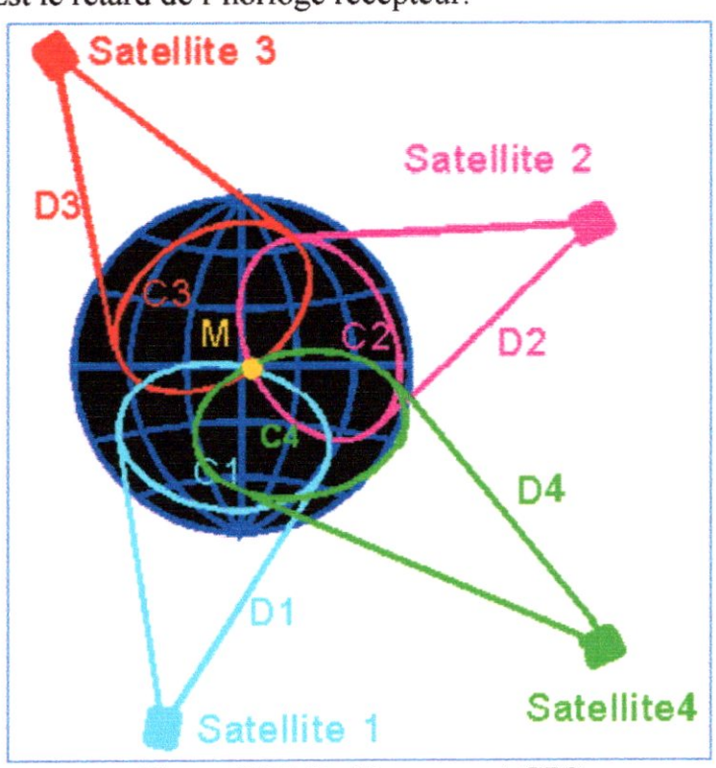


Figure IV.7-Positionnement GPS

Il est très difficile de trouver les inconnus car les équations ne sont pas linaire pour résoudre se problème il faut les rendre linaire comme suit :

$$\rho_i = \sqrt{(x_i - x_R)^2 + (y_i - y_R)^2 + (z_i - z_R)^2} + dt_R \qquad \textbf{(IV.24)}$$

Tel que : i=1, 2,3 et 4, et x_R, y_R, z_R et dt_R sont les inconnus. La pseudo distance ρ_i et la position des satellites x_i, y_i, z_i sont connus.

Dérivant l'équation **(IV.24) :**

$$\partial\rho_i = \frac{(x_i - x_R)\partial x_R + (y_i - y_R)\partial y_R + (z_i - z_R)\partial z_R}{\sqrt{(x_i - x_R)^2 + (y_i - y_R)^2 + (z_i - z_R)^2}} + \partial dt_R$$

$$\partial\rho_i = \frac{(x_i - x_R)\partial x_R + (y_i - y_R)\partial y_R + (z_i - z_R)\partial z_R}{\rho_i - dt_R} + \partial dt_R \qquad \textbf{(IV.25)}$$

Dans l'équation **(2)**, $\partial x_R, \partial y_R, \partial z_R$ et ∂dt_R peuvent être considérées comme les seul inconnues. Les quantités x_R, y_R, z_R et dt_R sont traitées comme des valeurs connues car dans notre algorithme on est tenu d'introduire de valeurs initiales.

D'après ses valeurs on peut calculer $\partial x_R, \partial y_R, \partial z_R$ et ∂dt_R qui serrent de leurs tours a modifier les valeurs initialisés de x_R, y_R, z_R et dt_R, et la boucle continues jusqu'a est ce que les valeurs de $\partial x_R, \partial y_R, \partial z_R$ et ∂dt_R sont assez petit . Les valeur finale de x_R, y_R, z_R et dt_R sont la solution recherchée.

L'équation (2) peut être transformé en une simple matrice :

$$\begin{bmatrix} \partial\rho_1 \\ \partial\rho_2 \\ \partial\rho_3 \\ \partial\rho_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_{11} & \beta_{12} & \beta_{13} & 1 \\ \beta_{21} & \beta_{22} & \beta_{23} & 1 \\ \beta_{31} & \beta_{32} & \beta_{33} & 1 \\ \beta_{41} & \beta_{42} & \beta_{43} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \partial x_R \\ \partial y_R \\ \partial z_R \\ \partial dt_R \end{bmatrix} \qquad \textbf{(IV.26)}$$

$$\beta_{i1} = \frac{(x_i - x_R)}{\rho_i - dt_R}$$

Avec :
$$\beta_{i2} = \frac{(y_i - y_R)}{\rho_i - dt_R} \qquad \textbf{(IV.27)}$$

$$\beta_{i3} = \frac{(z_i - z_R)}{\rho_i - dt_R}$$

La solution sera :

$$\begin{bmatrix} \partial x_R \\ \partial y_R \\ \partial z_R \\ \partial dt_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_{11} & \beta_{12} & \beta_{13} & 1 \\ \beta_{21} & \beta_{22} & \beta_{23} & 1 \\ \beta_{31} & \beta_{32} & \beta_{33} & 1 \\ \beta_{41} & \beta_{42} & \beta_{43} & 1 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \partial \rho_1 \\ \partial \rho_2 \\ \partial \rho_3 \\ \partial \rho_4 \end{bmatrix} \qquad \textbf{(IV.28)}$$

Le symbole $[\ ]^{-1}$ représente la matrice inverse.

Généralement les récepteurs actuels peuvent poursuivre plusieurs satellites afin d'améliorer la précision de positionnement, dans ce cas l'équation **(IV.26)** sera :

$$\begin{bmatrix} \partial \rho_1 \\ \partial \rho_2 \\ \partial \rho_3 \\ \partial \rho_4 \\ . \\ . \\ . \\ \partial \rho_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_{11} & \beta_{12} & \beta_{13} & 1 \\ \beta_{21} & \beta_{22} & \beta_{23} & 1 \\ \beta_{31} & \beta_{32} & \beta_{33} & 1 \\ \beta_{41} & \beta_{42} & \beta_{43} & 1 \\ . & . & . & . \\ . & . & . & . \\ . & . & . & . \\ \beta_{n1} & \beta_{n2} & \beta_{n3} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \partial x_R \\ \partial y_R \\ \partial z_R \\ \partial dt_R \end{bmatrix} \qquad \textbf{(IV.29)}$$

Toute équation supplémentaire (supérieur a 4) permettra d'obtenir une redondance dans la solution et un chapeau d'erreur (intersection non stricte des lignes de position) permettant de calculer un EMLP (écart moyen des lignes de position). Cela apportera un indice de crédibilité à la solution et permettra de la qualifier
Le point calculé est au barycentre du chapeau d'erreur et l'EMLP représente l'erreur quadratique moyenne du point résultat par rapport aux lignes de position.

$$EMLP = \frac{1}{5}\sqrt{\varepsilon_1^2+\varepsilon_2^2+\varepsilon_3^2+\varepsilon_4^2+\varepsilon_5^2}$$

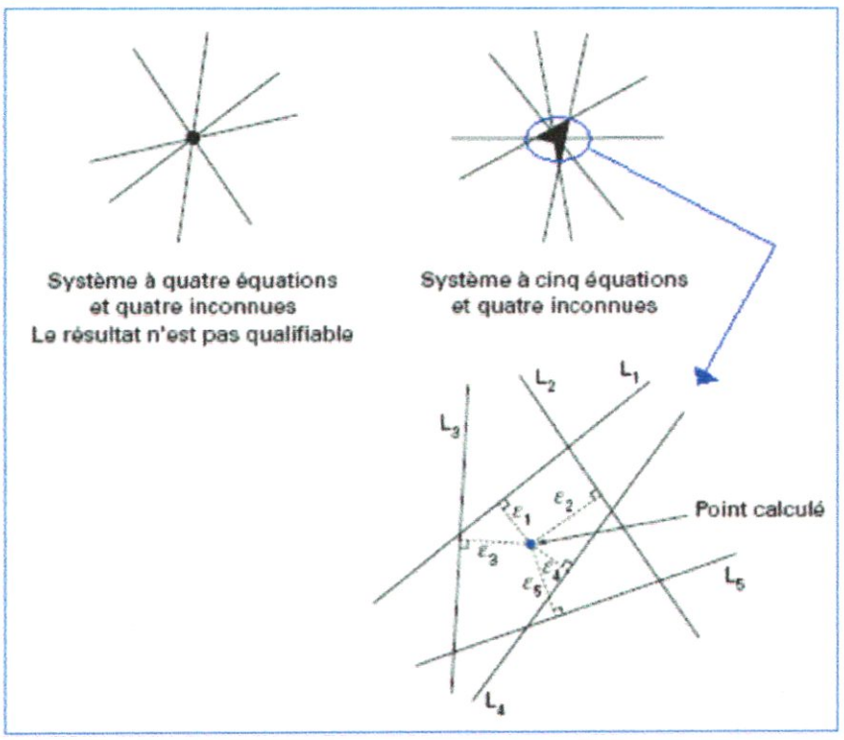


Figure IV.8 – Notion d'EMLP

Chapitre V :
Simulation et interface

V.1-DESCRIPTION DES DONNEES :

Les données GPS utilisées dans les applications qui sont en format RINEX ont été collectées en 2 mai 1999 de deux points choisis comme station de référence et station mobile(ARZEW).

La station de référence est un point de coordonnées cartésiennes (en m) suivantes :

5178677.7900 -33495.4600 3710826.5900

La station mobile est un point de position initiale approchée, calculée par le récepteur, de coordonnées :

5178755.9600 -33508.9600 3710834.3900

Qui correspondent aux coordonnées géographiques, obtenues par la transformation de coordonnées (voir annexe D), suivantes :

$\varphi_0 = 35{,}805^0$ (latitude).

$\lambda_0 = -0\ {,}370^0$ (longitude).

$h_0 = 242{,}81$ mètres (hauteur au dessus de l'ellipsoïde WGS84).

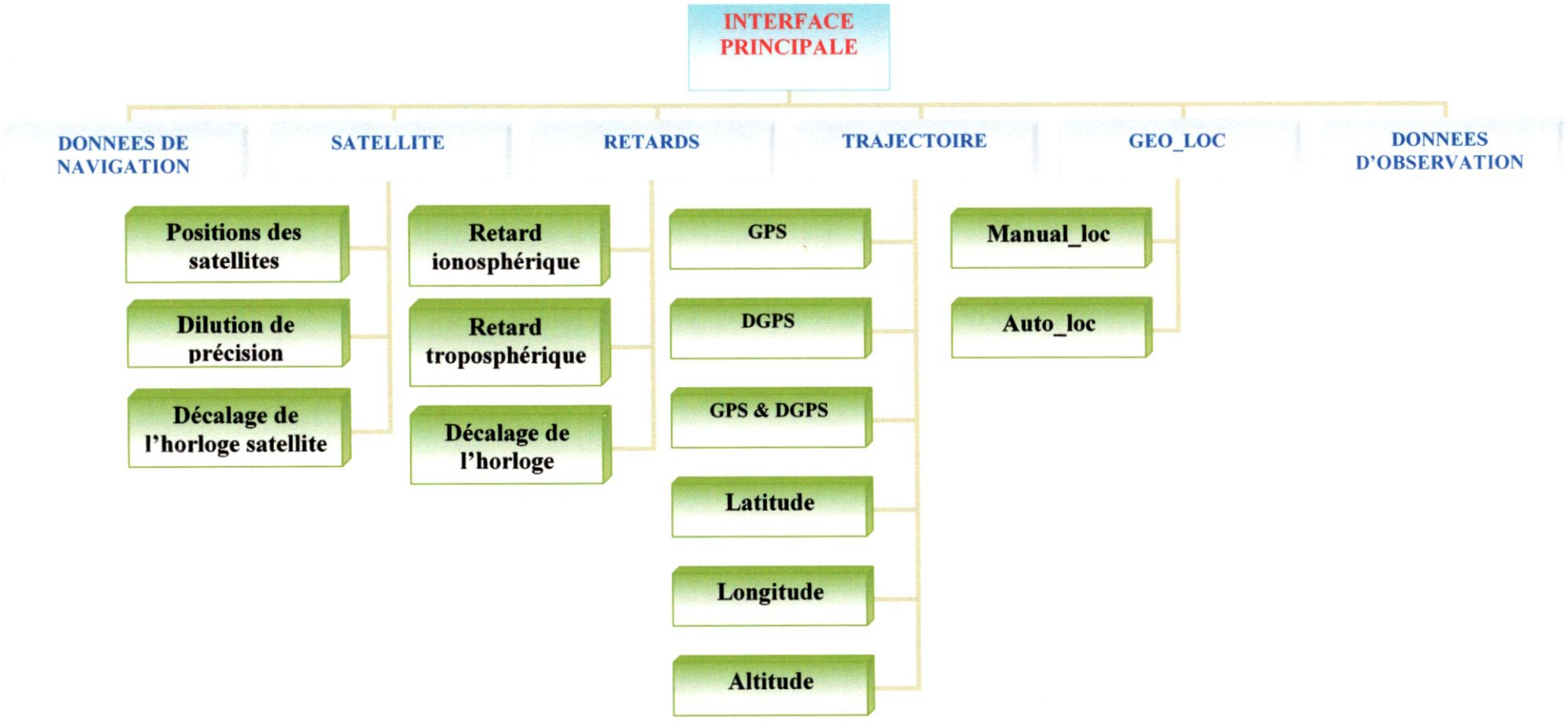
Les satellites reçus par le récepteur mobile sont en nombre de cinq :

SV21
SV03
SV23
SV15
SV31

Dans notre simulation on pris 120 observations, la durée de chaque observation est d'une seconde.

V.2-INTERFACE :

Pour faciliter la visualisation des résultats on a réalisé une interface l'aide de la fonction guide sous MATLAB 7.0, dont l'organigramme est le suivant :



ORGANIGRAMME DE L'INTERFACE

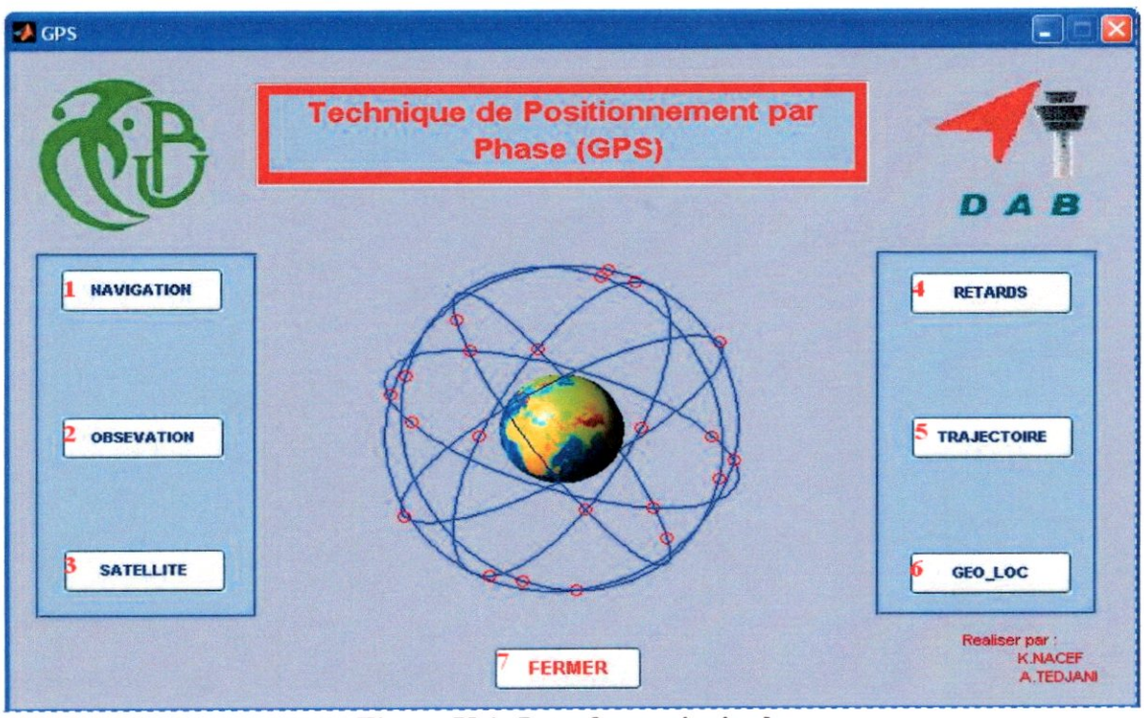


Figure V.1- Interface principale

-bouton 1 : ouvre la fenêtre navigation.
-bouton 2 : ouvre la fenêtre observation.
- bouton 3 : ouvre la fenêtre satellite.
- bouton 4 : ouvre la fenêtre retards.
- bouton 5 : ouvre la fenêtre trajectoire.
- bouton 6 : ouvre la fenêtre geo_loc.
- bouton 7 : ferme la fenêtre principale.

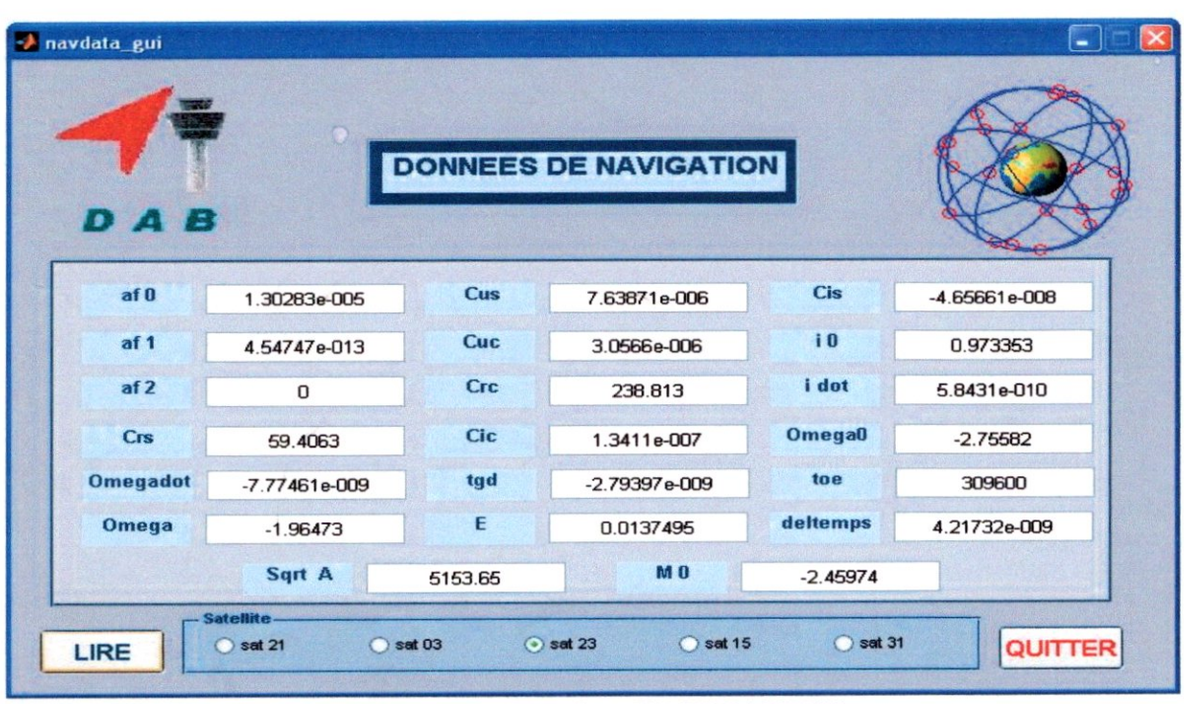


Figure V.2- Interface NAVIGATION

Cette interface (navigation) a le rôle de lire les données de navigation (fichier rinex) de chaque satellite observe et de les afficher de façon simple et efficace.

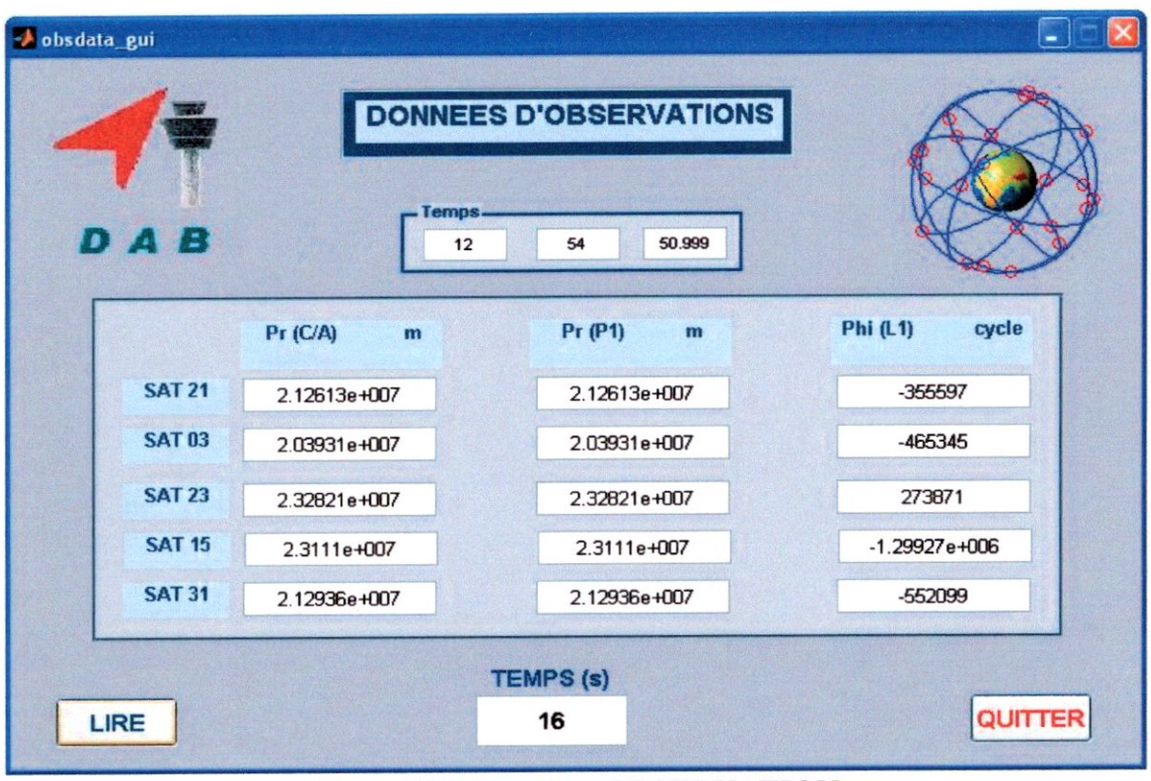


Figure V.3- Interface OBSERVATION

Cette interface permet d'afficher les mesures effectuées sur l'onde L1 en indiquant le temps de l'observation (de 0 à 120 s) ; si le temps introduit ne respecte pas cet intervalle la fenêtre suivante apparaisse :

Figure V.4- Fenêtre ERREUR

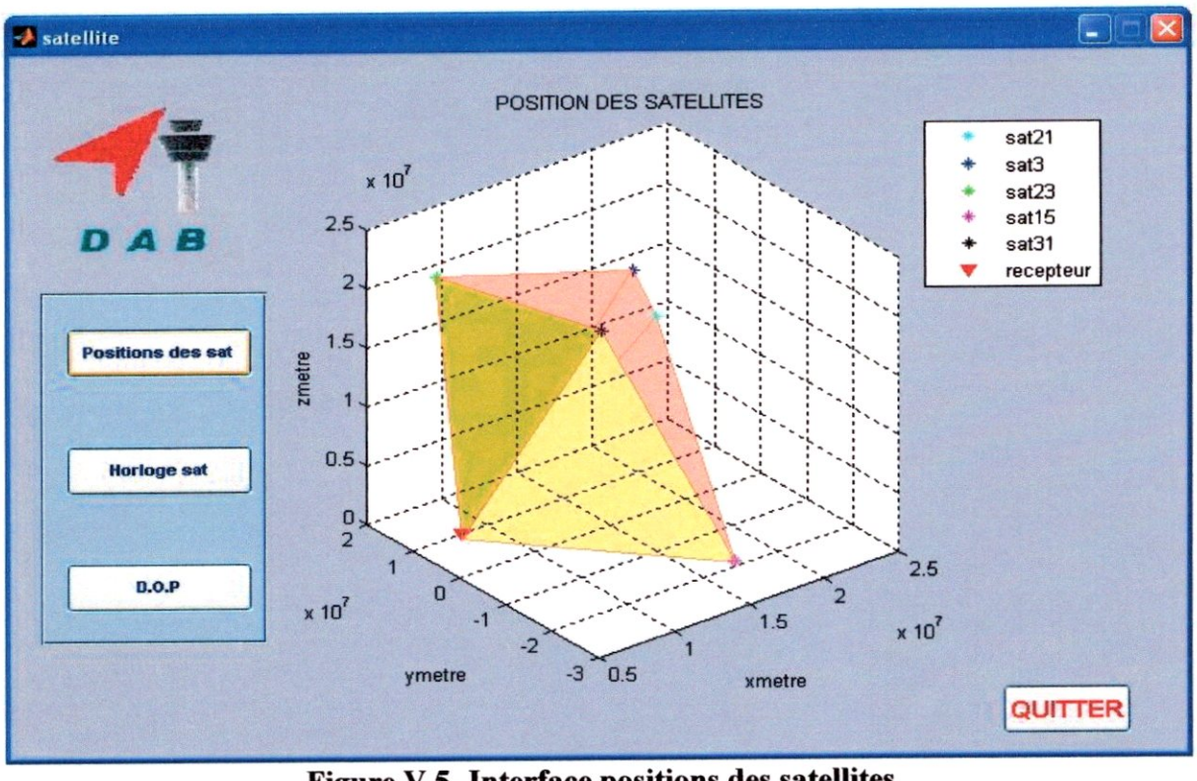


Figure V.5- Interface positions des satellites

La figure V.5 représente les positions des satellites par apport a celle du récepteur dans les coordonnées ECEF. On remarque les satellites sont bien repartis donc on aura une précision de mesures acceptable.

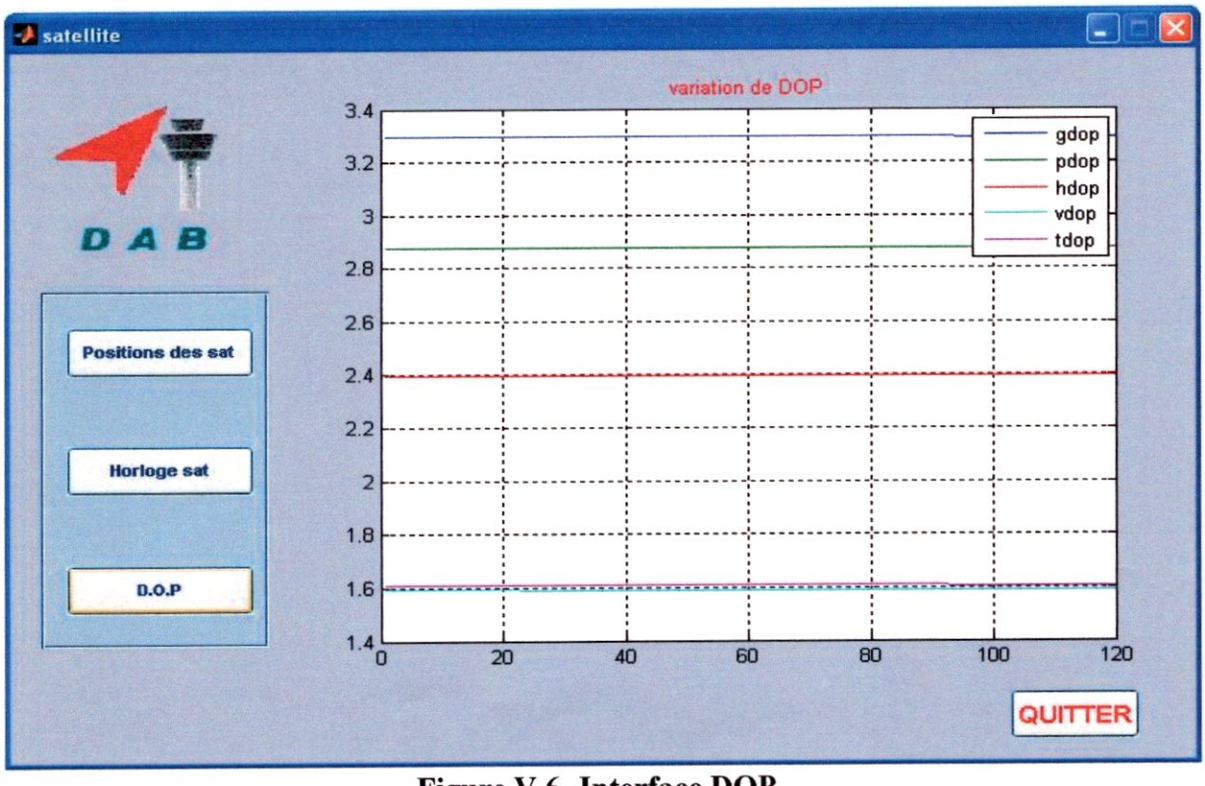


Figure V.6- Interface DOP

La figure V.6 indique la dilution de précision déduite des positions des satellites poursuives, on remarque que le GDOP est acceptable ($\simeq 3.3$, un bon GDOP est entre **3** et **2**).

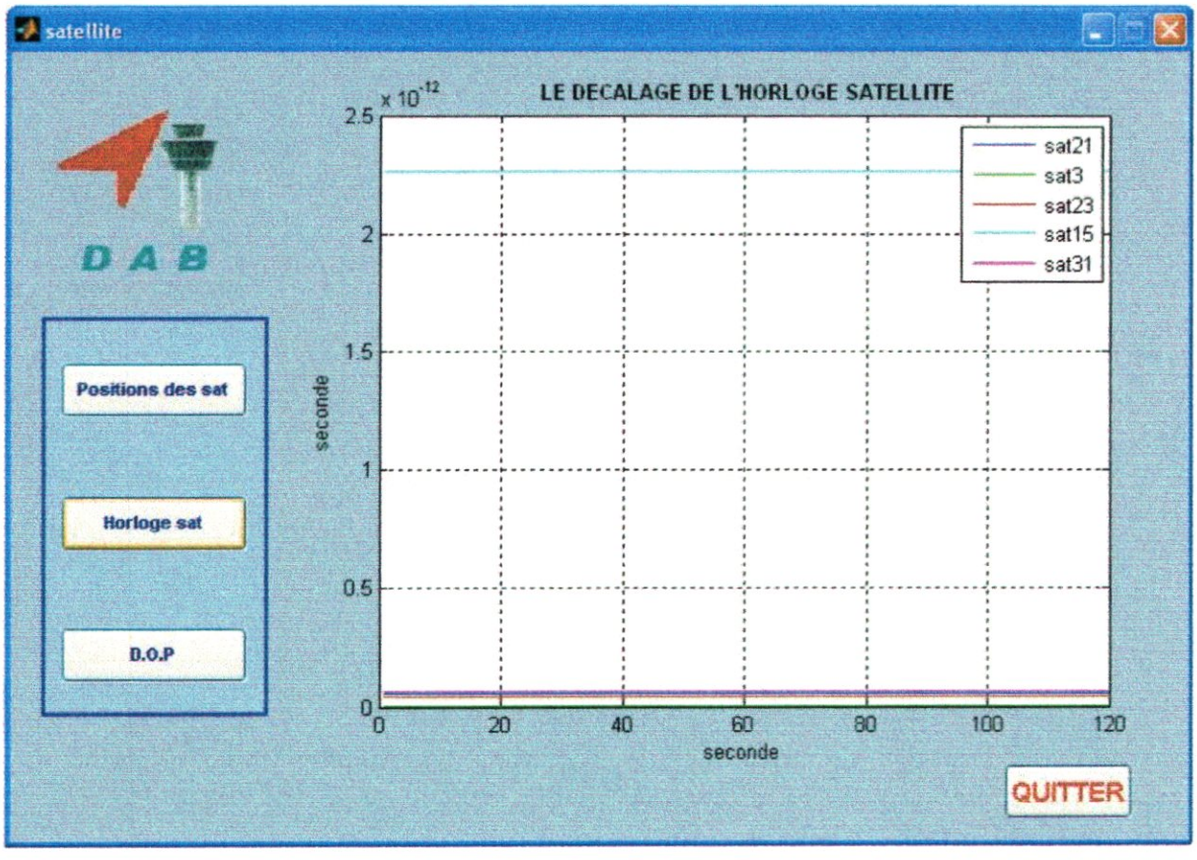


Figure V.7- Interface retard des l'horloges satellites

La figure V.7 illustre le décalage des horloges satellites et il facile de constater que les 5 pentes sont presque nulles, et cela s'explique par le fait que ses horloge atomiques sont extrêmement stable donc leurs variations est presque nulles.

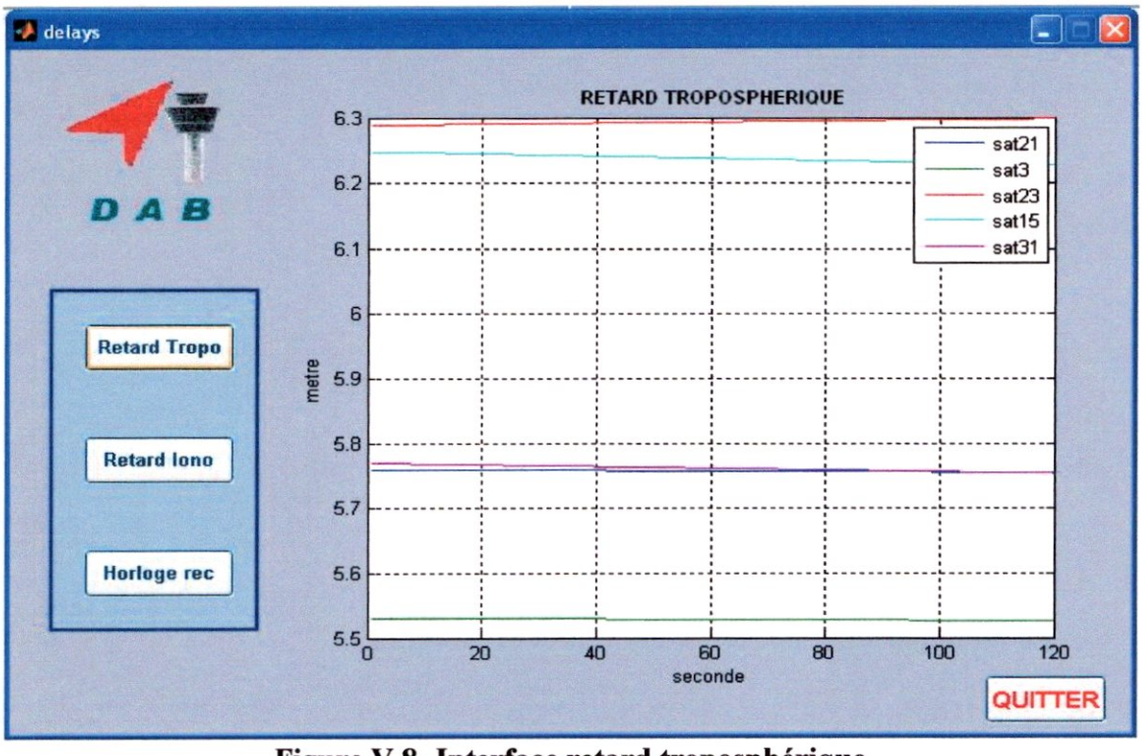


Figure V.8- Interface retard troposphérique

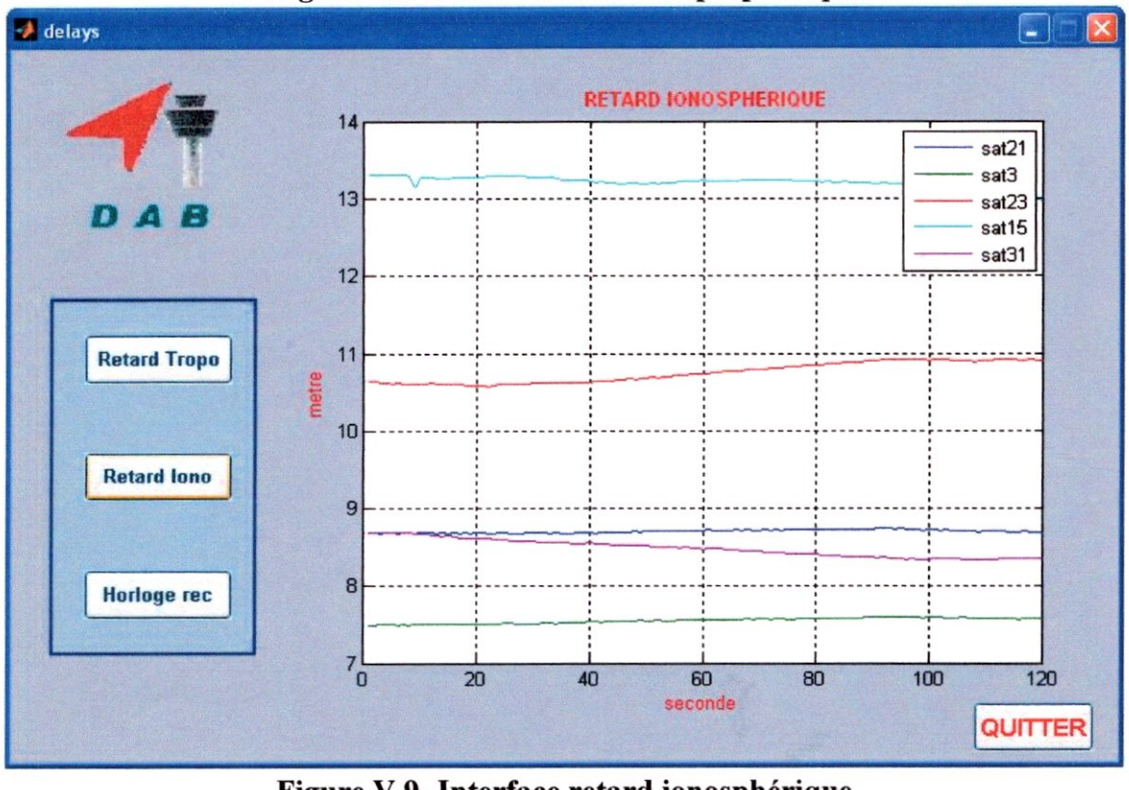


Figure V.9- Interface retard ionosphérique

Les figures V.8 et V.9 précisent l'influence de l'atmosphère sur le positionnement GPS ; on remarque que le retard ionosphérique est plus grand que le troposphérique, et que les satellites les plus touches par ces erreurs sont les satellite 15 et 23 a cause de leurs angles d'élévation voir figureV.1 (plus l'angle est petit plus la distance a parcourir dans les milieux dispersifs est grande).

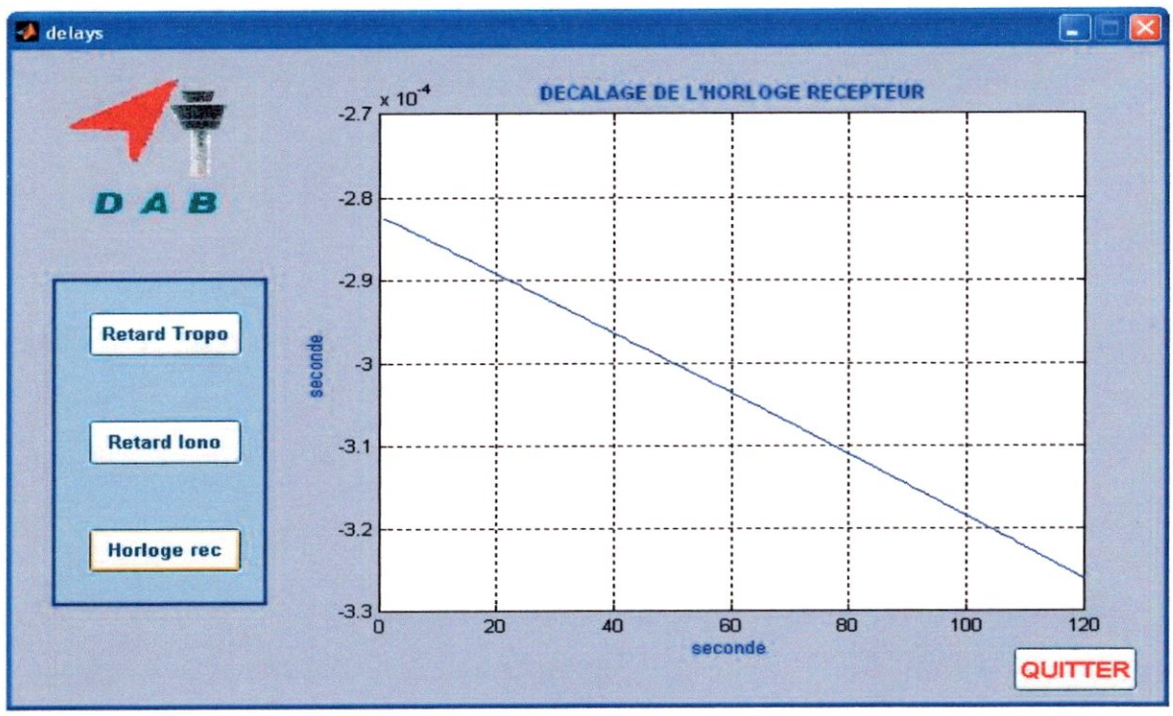


Figure V.10- Interface retard de l'horloge récepteur

La figure V.10 illustre le décalage de l'horloge récepteur et contrairement au figureV.7 la pente ici est grande car généralement dans les récepteurs on utilise des horloges en quartz.

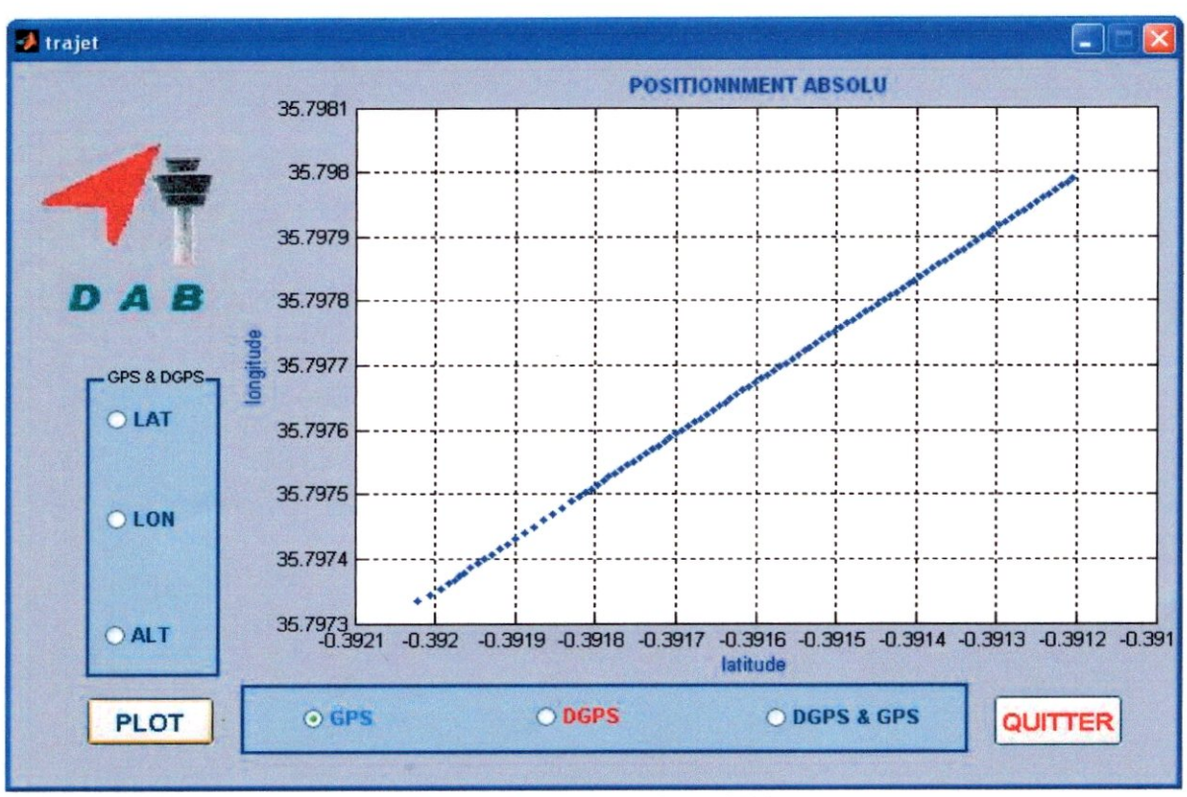


Figure V.11- Interface GPS

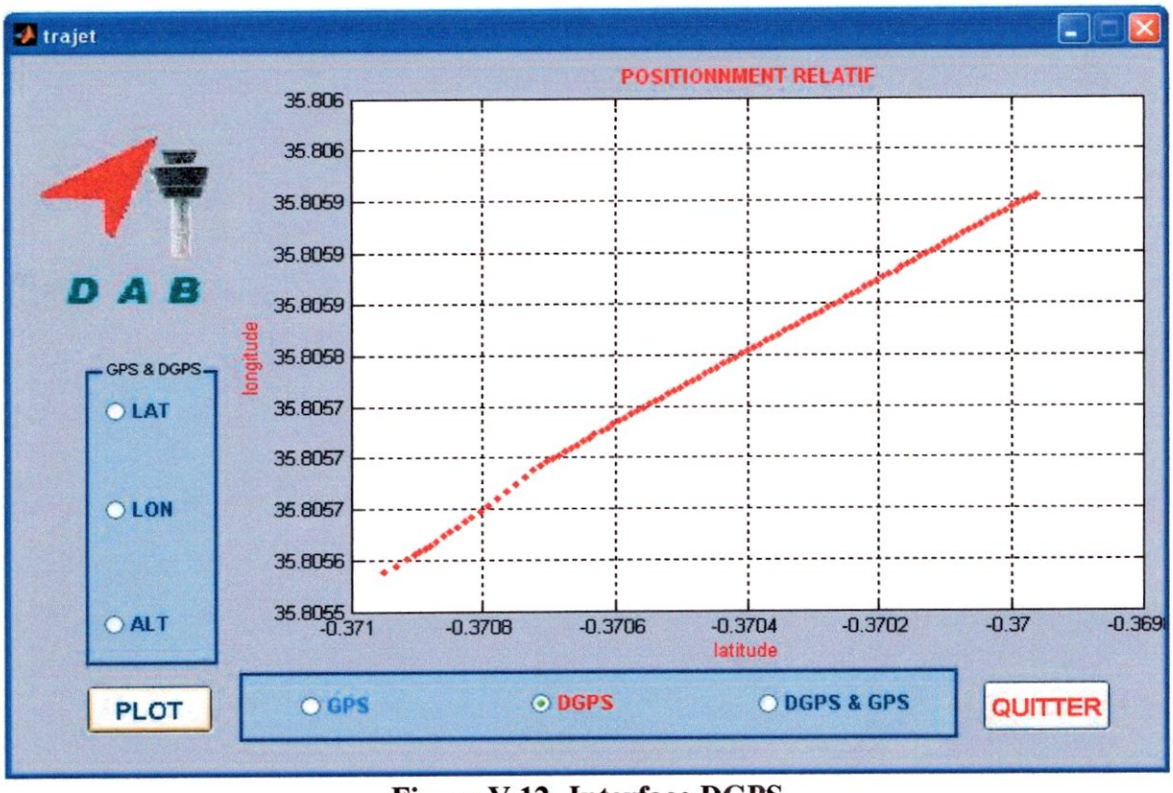


Figure V.12- Interface DGPS

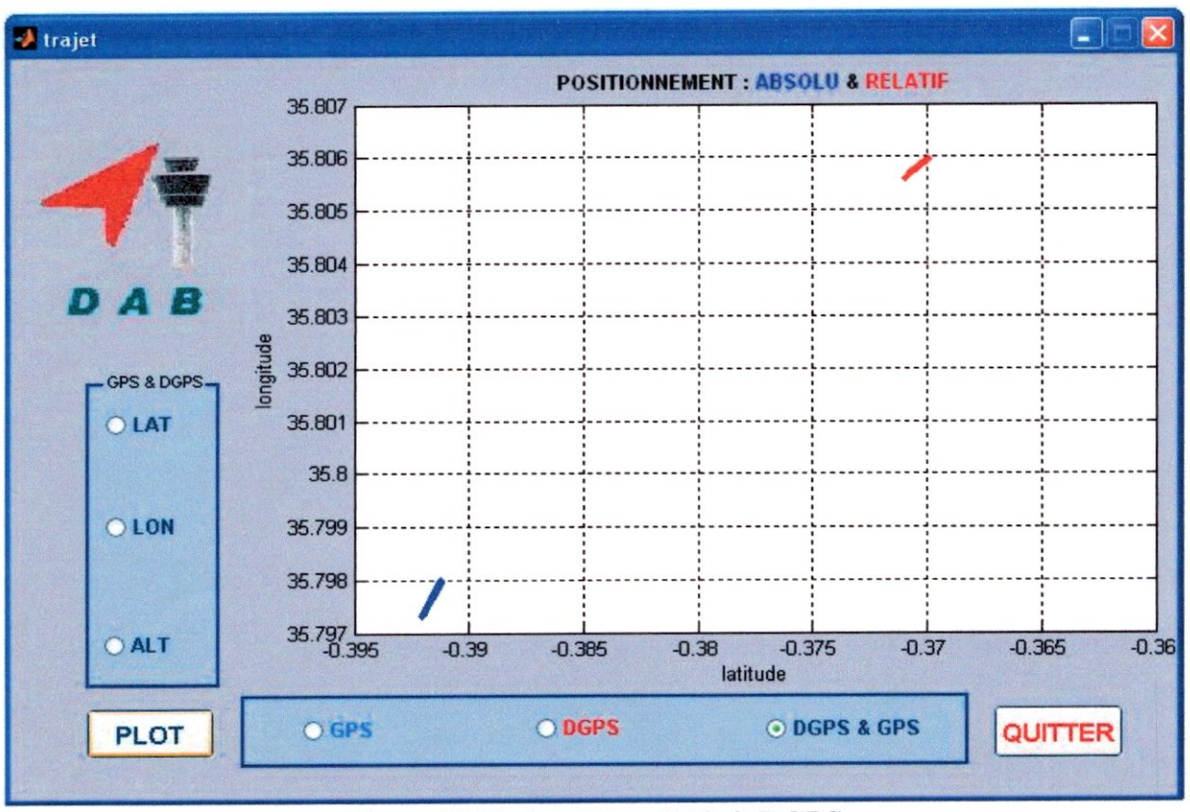


Figure V.13- Interface GPS & DGPS

Les figures V.11, V.12 et V.13 représentent la solution de position obtenue par les deux mode absolu (bleu) et relatif (rouge).

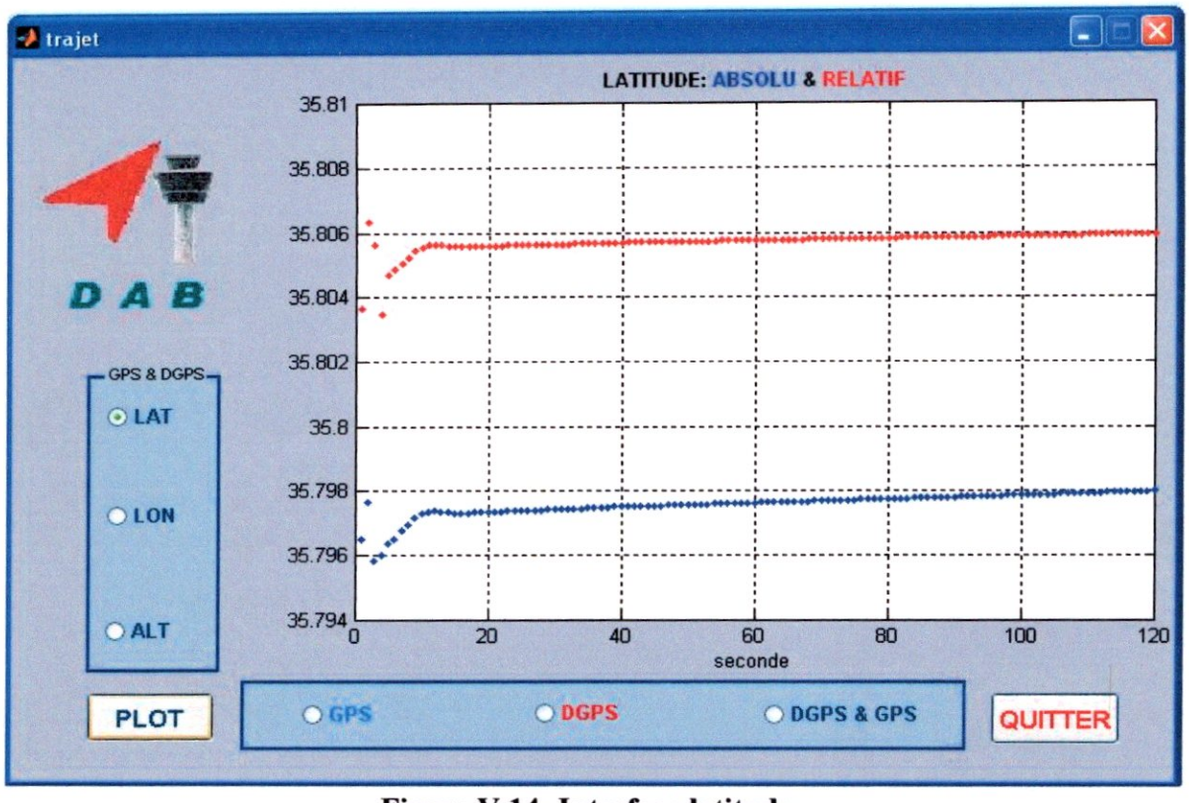


Figure V.14- Interface latitude

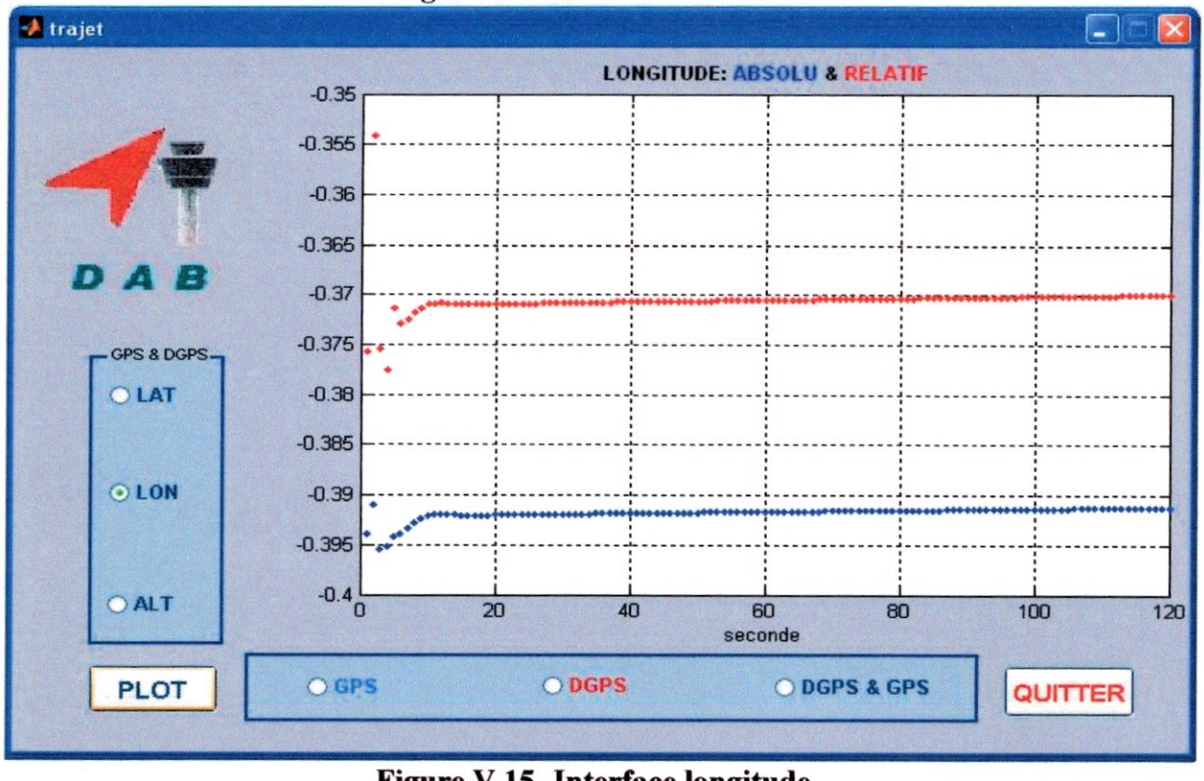


Figure V.15- Interface longitude

Les figures V.15, V.16 précisent la différence des résultats obtenus dans les deux modes, qui de l'ordre de 1/100 dans la latitude et de l'ordre de 1/10 dans la longitude ce qui est justifie par la précision de la mesure de phase (en tenant comptes des erreurs non modélisées).

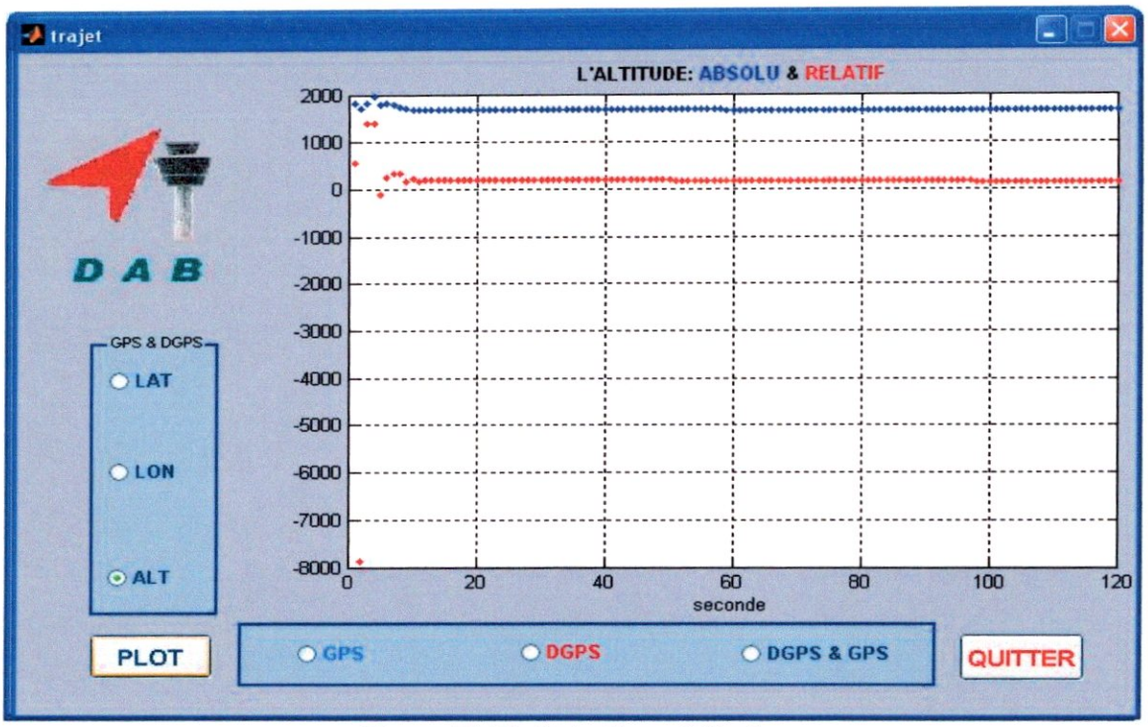


Figure V.16- Interface altitude

La figure V.8 On remarque dans cette figure que la différence d'altitude est très grande entres les deux modes (environ 200 m en relatif et 1700 m en absolu) et cela est du qu'en absolu on a besoin de connaître la différence entre le géoïde, l'ellipsoïde et la terre pour avoir la bonne altitude.

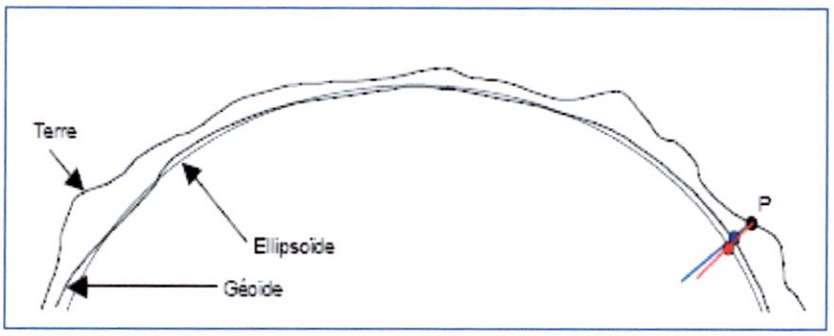


Figure V.17- L'altitude en mode autonome

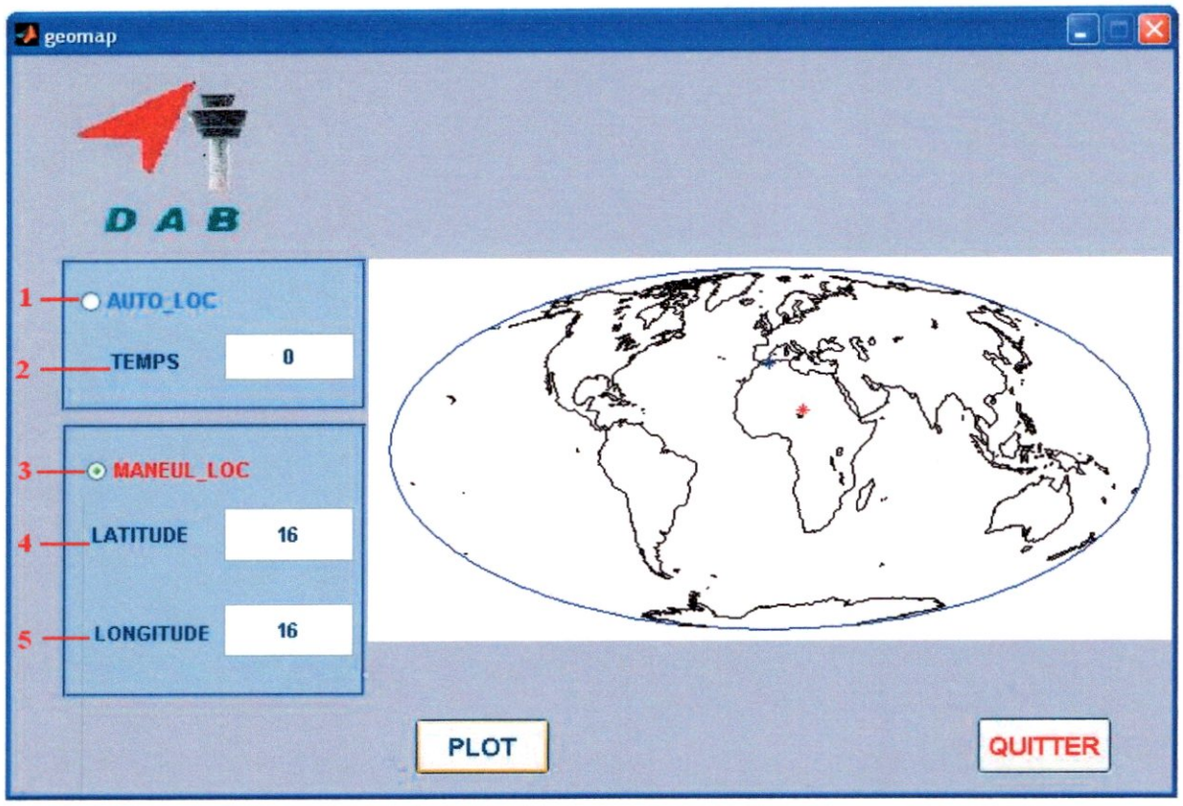


Figure V.18- Interface geo_loc

Cette interface sert à confirmer les résultats de positionnement en donnant directement la position sur la carte géographique de point calculer ; donc s'assurer que nos calculs sont justes (comme notre cas les calculs sont pris a ARZEW voir figure V.20).

1- choisir le mode automatique (priser le temps de l'observation).
2- indiquer le temps de l'observation.
3- choisir le mode manuel (ce mode c'est juste pour s'assurer de bon fonctionnement de ce programme)
4-preciser la latitude.
5- préciser la longitude.

Figure V.19- Interface AUTO_LOC

CONCLUSION

Notre étude nous a permet de se familiariser avec le système GPS qui a introduit de nouvelles dimensions dans la communauté de la navigation et du positionnement.

On a pu étudier les différentes techniques de positionnement GPS, et les caractéristiques intéressantes que représente celle de la phase vis-à-vis du bruit qui est très inférieur par apport au technique qui utilise la mesure du code, et par la précision de positionnement centimétrique obtenue.

En revanche la technique de positionnement par phase est ambiguë par un nombre entier de cycles a déterminer avant de calculer la solution de position et après chaque interruption du signal d'où la nécessitée de la détection des sauts de cycle, tout cela rend l'utilisation de cette mesure très limitée devant la mesure de code.

Par ailleurs, pour visualiser les caractéristiques de la technique de positionnement par phase on a réalisé une interface permettant de calculer la position en mode absolu et en mode relatif ; en autre l'utilisation des donnes réelles nous permet d'avoir une idées sur la précision de cette technique.

Bibliographie

Ouvrage :

- ✓ GPS satellite surveying (third edition) par Alfred Leich.
- ✓ Fundamentals of global positioning system receivers par James Bao-Yen Tsui.
- ✓ Technique de l'ingénieur. vol : TEB4 .dossier : TE 6715.
- ✓ Introduction to GPS (global positioning system) par Ahmed El-Rabbany.

Mémoire :

- ✓ BENCHIKH Saliha
  "Positionnement par le GPS différentiel DGPS appliquer à la navigation aérienne". Thèse de magister.

- ✓ HAMOUDA Zohir
  " Utilisation d'un récepteur GPS pour la navigation en mode NAT/DIFF ". Thèse d'ingénieur.

Internet :

- ✓ www.chez.com/170585/site/fiabilite.html.
- ✓ www.navcen.uscg.gov - /ftp/GPS.
- ✓ www.lb.refer.org/sammuneh/ch2-3.html.