

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de L'enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique  
Université Saad Dahleb de Blida



FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR

DEPARTEMENT : AERONAUTIQUE  
Option : Installation



# Projet de fin d'étude

En vue de l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en  
Aéronautique



## Thème



Etude et simulation des erreurs  
ionosphériques et troposphériques  
sur le positionnement par GPS

Réalisé par :

M<sup>elle</sup> : Achraoui karima

Encadré par :

Mr: ZABOUT. A

Promotion 2004-2005



# REMERCIEMENT

*Nous remercions dieu de nous avoir donner le courage et la force d'aller  
jusqu'au bout de ce travail.*

*Nous remercions très vivement mon promoteur Mr. ZABOUI. A qui  
ma guidé durant notre projet.*

*Nous tenons à exprimer nos remerciements aussi a  
Mr. HAMANI HAMZA*

*Nous remercions vont également à nos professeurs de l'institut  
L'AÉRONAUTIQUE qui ont contribué durant notre formation.*

*Nos vifs remerciements vont également à nos professeurs de l'institut  
L'AÉRONAUTIQUE qui ont contribué  
durant notre formation.*

KARIMA







# DEDICACE

*Je dédie ce modeste travail en guise de reconnaissance et de respect à mes chers parents, tout d'abord à ma mère pour son encouragement et son soutien moral, à mon père pour son aide financiers et intellectuelle, à mes sœurs AICHA, HAKIMA, FETHIA, MALIKA et sa petite famille RATIBA et sa petite famille, à mes frères M<sup>ad</sup>, BRAHIM 1 et 2, à toute la famille ACHRAOUI, DIHENDI à toute la famille HAMANI surtout et spécialement Mr. HAMZA pour son aide financiers et intellectuelle,*



*Mr. Kadri, Mr. Megualati, M<sup>me</sup> KHLIFA*

*À tout mes amis MERIEM, HOURIA, à ma grand famille*

*AERONAUTIQUE*

*Surtout Mr ZABOUT.. À qui ma aider durant l'élaboration de ce mémoire .*

*À tout qui ont contribués de près et de loin à la réalisation de ce mémoire.*



*KARIMA*

# Résumé

Le positionnement des mobiles aérien est une opération complexe , et comporte des dangers réel pour la sécurité du trafic en cas d'incertitudes énormes .ce positionnement ,qu'il soit par moyens terrestres ou par moyens satellites ,nécessite une bonne maîtrise de la partie électronique ,et particulièrement celle liée au traitement des signaux .

Nous intéresserons dans notre travail, à l'étude et simulation des erreurs ionosphériques et troposphérique sur le positionnement par GPS .



# SOMMAIRE

## CHAPITRE I

|   |    |
|---|----|
| I.1. Introduction .....                               | 3  |
| I.2. Historique .....                                 | 3  |
| I.3. Définition du système GPS .....                  | 4  |
| I.4. Schéma Général du Système .....                  | 5  |
| I.4.1. Le segment spatial.....                        | 5  |
| I.4.1.1. Types de satellites.....                     | 6  |
| I.4.1.2. Identification de satellite .....            | 7  |
| I.4.1.3. Signal du satellite .....                    | 7  |
| I.4.1.4. Les dégradations volontaires du système..... | 8  |
| I.4.2. Le segment de contrôle .....                   | 8  |
| I.4.3. Le segment utilisateur .....                   | 10 |
| I.5. Contenu du message de navigation .....           | 10 |
| I.6. Les services de positionnement GPS .....         | 12 |
| I.6.1. Le système de positionnement standard .....    | 12 |
| I.6.2. Le service de positionnement précis .....      | 12 |
| I.7. Principe de fonctionnement du système GPS .....  | 12 |
| I.8. Type de récepteurs .....                         | 17 |
| I.8.1. Les récepteurs multi-canaux .....              | 17 |
| I.8.2. Les récepteurs séquentiels .....               | 17 |
| I.8.3. Les récepteurs multiplex .....                 | 18 |
| I.9. Mode d'observations .....                        | 18 |

|  |    |
|--|----|
| 1.9.1. Mode statique .....                         | 18 |
| 1.9.2. Mode dynamique .....                        | 18 |
| 1.9.2.1. Le GPS différentiel.....                  | 18 |
| 1.9.2.2. La trajectographie .....                  | 19 |
| 1.9.3.3. Le cinématique .....                      | 19 |
| I.10. GPS et les systèmes de référence .....       | 19 |
| I.10.1. Système de référence géodésique .....      | 20 |
| I.10.1.1. Définition.....                          | 20 |
| I.10.1.1.2. Coordonnées associées au système ..... | 20 |
| I.11. Quelques applications du système .....       | 21 |
| I.11.1. Applications militaires .....              | 21 |
| I.11.2. Applications civiles .....                 | 22 |
| I-12. Conclusion .....                             | 23 |

## **CHAPITRE II**

|  |    |
|--|----|
| II- les caractéristiques des signaux GPS.....                | 24 |
| II.1- Introduction .....                                     | 24 |
| II.2- Structure du signal GPS .....                          | 25 |
| II.3- Les codes pseudo - aléatoire .....                     | 28 |
| II.3.1- Le code C/A .....                                    | 29 |
| II.3.2- Le code P .....                                      | 32 |
| II.4-Notion de corrélation .....                             | 34 |
| II.5-La liaison des signaux satellites aux récepteurs.....   | 36 |
| II.5.1-Les bases d'un récepteur GPS .....                    | 37 |
| II.6- La navigation avec un récepteur GPS.....               | 38 |
| II.7- Les messages de données et le calcul de position ..... | 40 |
| II.7.1- format du message de navigation .....                | 42 |
| II.7.2-Contenu du message de navigation.....                 | 43 |

## CHAPITRE III

|  |    |
|--|----|
| III. Le positionnement GPS et ces incertitudes .....                                     | 48 |
| III.1. Introduction .....  | 48 |
| III.2. la mesure précise du temps de positionnement.....                                 | 51 |
| III.3. Les différents types de mesures GPS.....  | 53 |
| III.3.1. Mesure de la pseudo-distance.....   | 53 |
| III.3.2. La mesure de phase.....   | 55 |
| III.4. La Position satellite .....   | 57 |
| III.4.1. Loi de Kepler .....   | 59 |
| III.4.2. Conversion des coordonnées entre le système de Kepler et les systèmes ECEF..... | 60 |
| III.5. Corrections temps GPS .....   | 65 |
| III.5.1. Echelles de temps .....   | 66 |
| III.5.2. Décalage fréquentiel Doppler.....   | 68 |
| III.6. Modélisation des erreurs de positionnement .....                                  | 69 |
| III.6.1. Erreurs de mesure .....   | 69 |
| III.6.2. Erreur d'éphémérides .....  | 70 |
| III.6.3. Erreur d'horloge .....  | 71 |
| III.6.4. Erreur troposphérique.....  | 71 |
| III.6.5. Erreur ionosphérique .....  | 72 |
| III.6.6. Les trajets indirects .....   | 73 |
| III.7. Le GPS différentiel .....   | 74 |
| III.7.1. Principe du GPS différentiel .....  | 74 |

## CHAPITRE IV

|  |    |
|--|----|
| IV. 1. Analyses des causes d'erreurs.....                | 77 |
| IV. 1.1. Classement des principaux postes d'erreurs..... | 77 |
| IV.2. Les orbites.....                                   | 78 |
| IV.3. L'atmosphère.....                                  | 79 |
| IV.3.1. Les Couches Atmosphériques.....                  | 81 |
| IV. 4. L'ionosphère.....                                 | 85 |



|  |     |
|--|-----|
| IV .4.1. Présentation générale.....  | 85  |
| IV .4.2. La réfraction dans l'ionosphère .....                                       | 87  |
| IV.5. La Troposphère.....  | 87  |
| IV.5.1. Présentation générale.....   | 88  |
| IV.5.2. La réfraction dans la troposphère .....                                      | 90  |
| IV .6. Phénomènes affectant la précision des mesures de phase .....                  | 90  |
| IV .6.1. Positionnement à l'aide de la phase.....                                    | 91  |
| IV .6.2. Relation d'observation de la phase.....                                     | 92  |
| IV .6.2.1 . Relation d'observation non différenciée de la phase.....                 | 92  |
| IV .6.2.1 .1. La simple différence.....  | 93  |
| IV .6.2.1 .2. La double différence.....  | 94  |
| IV .6.2.1 .3. La triple différence .....   | 95  |
| IV .6.3. Utilisation de la triple différence pour éliminer les sauts de cycles ..... | 95  |
| IV .6.4. La fixation des ambiguïtés entières.....                                    | 96  |
| IV .6.4.1. Pourquoi et comment fixer les ambiguïtés entières .....                   | 96  |
| IV.7.Retard ionosphérique de L1 et de L2 phase.....                                  | 97  |
| IV.7.1. Le Cas De deux - Fréquences.....   | 98  |
| IV .8. Modélisation du retard troposphérique.....                                    | 99  |
| IV .9. Trajets multiples.....  | 100 |

## **CHAPITRE V**

|  |     |
|--|-----|
| V.1. Introduction.....   | 102 |
| V.2. Le contrôle du saut cycle .....   | 104 |
| V.3. Calcul de la Ligne de base .....  | 105 |
| V.4. Erreurs dues multi trajets .....  | 107 |
| V.5. Retard ionosphérique .....  | 109 |
| V.6. Retard troposphérique de réfraction .....   | 113 |
| V.7. Application des deux fréquences L1 et L2 dans le calcul des erreurs ionosphériques..... | 114 |
| V.8. Conclusion .....  | 117 |

# *LISTE DES FIGURES*

|   |    |
|---|----|
| FIG I-1. Le système GPS « Global Position System».....                      | 5  |
| FIG I-2. La disposition orbitale des satellites.....                        | 6  |
| FIG I-3. Position des stations GPS.....                                     | 10 |
| FIGI-4. Les déferant utilisateur.....                                       | 10 |
| Fig.I.4 : Sphère de positionnement.....                                     | 15 |
| Fig.I.5 : Intersection de deux sphères de positionnement.....               | 16 |
| Fig.I.6 : Positionnement tridimensionnels à partir de trois satellites..... | 16 |
| FIGI-7 : Système de référence géodésique.....                               | 20 |
| Fig.II.1: le signal GPS.....  | 26 |
| Fig .II.2 : Combinaison de signaux GPS.....                                 | 27 |
| Fig.II.3 :Modulation BPSK.....  | 27 |
| Fig.II.4 :Génération de codes PRN du GPS avec le code GOLD.....             | 28 |
| Fig.II.5 : le code C/A.....   | 29 |
| Fig.II.6 :Génération du code C/A.....                                       | 31 |
| Fig.II.7 : la représentation spectrale du code P.....                       | 32 |
| Fig.II.8 : clés de décryptage.....  | 34 |
| Fig.II.9 : Niveaux Minimum des Signaux Reçus [ICD-91].....                  | 35 |
| Fig.II.10 : Auto corrélation en fonction du décalage.....                   | 36 |
| Fig.II.11 : structure du message de navigation.....                         | 41 |
| Fig.II.12.Format du message de navigation.....                              | 43 |
| Fig.II.13.contenu de message GPS.....                                       | 47 |
| Fig.III.1.Lepositionnement absolu.....                                      | 49 |

|  |    |
|--|----|
| Fig.III.2. le positionnement relatif.....  | 51 |
| Fig.III.3. le repérage d'un point en 2D .....  | 51 |
| Fig.III.4: le repérage d'un point en 2D avec une erreur d'une seconde .....  | 52 |
| Fig.III.5. le repérage d'un point en 3D .....  | 52 |
| Fig.III.6. le repérage d'un point en 3D avec une erreur d'une seconde.....   | 53 |
| Fig.III.7 .Comparaison de codes du signal reçu et du signal générer par le récepteur .....   | 54 |
| Fig.III.8. La forme de l'orbite.....   | 60 |
| Fig.III.9. les paramètres de l'orbite.....   | 61 |
| Fig.III.10. les paramètres de l'orbite avec ces coefficient de corrections.....  | 61 |
| Fig.III.11 . Application des paramètres de correction.....   | 64 |
| Fig.III.12.Le biais de temps.....  | 66 |
| Fig.III.13. Erreur de position du satellite .....  | 70 |
| Fig.III.14 . Erreur multitrajet.....   | 73 |
| Fig.III.15 . Fonctionnement du DGPS.....   | 75 |
| Fig.III.16. Le Wide Area DGPS.....   | 76 |
| FIG IV.1 .rapport approximatif d'erreur entre la longueur de la base ,l'exactitude sur l'orbite du satellite .....                                 | 78 |
| FIG IV.2. Vue générale sur la terre .....  | 79 |
| FIG IV.3.a. Cette photo (prise par la navette spatiale) permet de repérer les limites de la troposphère, de la stratosphère, de la mésosphère..... | 83 |
| FIG IV.3.b. Les Couches Atmosphériques.....  | 84 |
| FIG IV .3. Rapport approximatif erreur satellite entre la longueur de ligne de base, l'exactitude et de GPS orbite.....                            | 88 |
| FIG IV .4. Système GPS et les couches atmosphère.....  | 86 |
| FIG IV.5. troposphère et température .....   | 89 |
| FIG IV.6. schéma de la mesure de phase.....  | 92 |



|   |     |
|---|-----|
| <b>FIG IV.7.</b> schéma la simple différence.....   | 93  |
| <b>FIG IV.8.</b> schéma de la double différence.....  | 94  |
| <b>FIG IV.9.</b> schéma de la triple différence.....  | 96  |
| <b>FIG IV.10.</b> Un « saut » l'ordre des mesures de phase porteur dues à l'occurrence d'une glissade de cycle..... | 96  |
| <b>FIG IV.11</b> .la limite d'ambiguïté de phase et une mesure de gamme.....  | 97  |
| <b>FIG V.1.</b> organigramme de l'algorithme de double-différence-type pour rétablissement d'ambiguïté.....         | 103 |
| <b>FIG V.2</b> .le contrôle du saut de cycle.....   | 104 |
| <b>FIG V.3.</b> erreur due aux multi trajet pour satellites SV1 et SV30 .....                                       | 107 |
| <b>FIG V.4.</b> erreur due aux multi trajet pour satellites SV4 et SV8.....   | 108 |
| <b>FIG V.5.</b> Double différence code P et de phase observation et retard ionosphérique [SV 26-2].....             | 110 |
| <b>FIG V.6.</b> Retard ionosphérique de L1 et de L2 phase.....  | 112 |
| <b>FIG V.7.</b> Retard troposphérique de réfraction.....  | 113 |
| <b>FIG V.8.</b> schéma unique vies le récepteur.....  | 115 |
| <b>FIG V.9.</b> Retard ionosphérique simple et double différence.....   | 116 |

# *LISTE DES TABLEAUX*

|  |     |
|--|-----|
| Tableau T-I.1. Rapports entre les composants du signal.....                            | 8   |
| Tableau T -I.2. Le contenu du message de navigation.....                               | 12  |
| Tableau T- III.1 . les différent paramètres d'ellipse.....                             | 58  |
| Tableau T-III.2 .Elément des systèmes de coordonnées.....                              | 62  |
| Tableau T-III.3 .les paramètre d'éphémérides.....                                      | 63  |
| Tableau T-III.4 .les coefficients de correction des paramètre orbitale.....            | 63  |
| Tableau .IV.1 postes d'erreurs.....  | 77  |
| Tableau .IV.2 Influence des erreurs des orbites sur le calcul d'une ligne de base..... | 78  |
| Tableau IV. 3. les gaz atmosphère .....  | 80  |
| Tableau V.2. Retard troposphère de réfraction .....                                    | 114 |

# SYMBOLES

| symboles         | Significations  |
|------------------|---|
| $a_e$            | Demi-grand axe de l'ellipsoïde  |
| $b_e$            | Demi-petit axe de l'ellipsoïde  |
| $\mu$            | Constante gravitationnelle  |
| $\dot{\Omega}_e$ | Vitesse de rotation de la terre   |
| $\varepsilon$    | Excentricité numérique  |
| $\lambda$        | Longueur d'onde   |
| $C$              | la vitesse de la lumière  |
| $R_i^j$          | La pseudo distance exprimée en mètre  |
| $N$              | nombre de cycle   |
| $t_{0e}$         | Temps de référence de l'éphéméride  |
| $t_s$            | Temps exact à l'horloge du satellite  |
| $M_0$            | Anomalie moyenne du point de l'ellipse correspondant au temps de référence $t_{0e}$ |
| $\Delta n$       | Correction de la vitesse angulaire moyenne de rotation                              |
| $e$              | Excentricité de l'orbite  |
| $\sqrt{\Lambda}$ | Racine carrée du demi grand-axe de l'ellipse  |
| $\Omega_0$       | Ascension droite de l'orbite au temps de référence                                  |
| $\dot{\Omega}$   | Taux de variation de l'inclinaison  |
| $i_0$            | Inclinaison de l'orbite au temps de référence                                       |
| $\dot{i}$        | Taux de variation de l'inclinaison  |
| $\omega$         | Argument du périégée de l'ellipse   |
| $v$              | Vrai anomalie du satellite  |



|                       |   |
|-----------------------|---|
| $A$                   | demi-grande axe de l'orbite.  |
| $\gamma$              | angle entre la vitesse du satellite et la position du vecteur                           |
| $\beta$               | angle entre l'utilisateur de la distance du satellite et le rayon de l'orbite satellite |
| $\alpha$              | angle entre le rayon de la terre et le rayon de l'orbite satellite.                     |
| $C_{ie}$              | correction de l'amplitude du cosinus de l'angle d'inclinaison                           |
| $C_{is}$              | correction de l'amplitude du sinus de l'angle d'inclinaison                             |
| $C_{re}$              | correction de l'amplitude du cosinus du rayon de l'orbite                               |
| $C_{rs}$              | correction de l'amplitude du sinus du rayon de l'orbite                                 |
| $C_{uc}$              | terme de la correction de l'argument du cosinus de latitude du satellite                |
| $C_{us}$              | correction de l'amplitude de l'argument du cosinus de latitude du satellite             |
| $\Delta i_k$          | correction d'inclinaison du satellite   |
| $\Delta r_k$          | correction du rayon du satellite  |
| $\Delta U_k$          | correction de l'argument de latitude du satellite                                       |
| $r$                   | rayon de l'orbite du satellite  |
| $dr$                  | l'erreur sur l'orbite du satellite  |
| $b$                   | la longueur de la ligne de base   |
| $dh$                  | l'erreur sur la ligne de base   |
| $\phi_{i,m}^j$        | Nombre réel de cycles observés à l'instant $t_m$ converti en unité de longueur          |
| $\rho_{i,m}^j$        | Distance entre le satellite $i$ et le récepteur $k$                                     |
| $t_m$                 | Temps de mesure nominal   |
| $dt_m^j$              | Décalage d'horloge du satellite par rapport au temps GPS à l'instant $t_m$              |
| $dt_{i,m}$            | Décalage d'horloge du récepteur par rapport au temps GPS à l'instant $t_m$              |
| $N_i^j$               | Nombre entier de cycles inconnus : ambiguïté initiale de phase                          |
| $\rho_{ion,m}^{j,i}$  | Correction ionosphérique  |
| $\rho_{trop,m}^{j,i}$ | Correction troposphérique   |

|                      |   |
|----------------------|---|
| $\rho_{rel,m}^{j,i}$ | Correction relativiste  |
| $\rho_{tropo}$       | le retard troposphérique total  |
| $Z$                  | la distance zénithale du satellite  |
| $P$                  | la pression atmosphérique au point observé  |
| $T$                  | la valeur de la température absolue au point observé  |
| $e$                  | la pression de vapeur d'eau au point observé  |
| $B$                  | une constante qui dépend de l'altitude du point, sa valeur varie de 1,156 au niveau de la mer à 0,563 à 5000 m d'altitude |
| $\delta R$           | correction de distance troposphérique.  |

# Lexique des abréviations

**AOC** : Auxiliary Output Chip

**A/S** : Liaison Descendante: Air-Sol.

**AS** : L'antibrouillage

**ARNS** : Aeronautical Radionavigation Services

**BPS** : Bits per second (*Bit par Seconde*).

**BPSK** : Binary Phase Shift Keying (*Modulation Binaire de la Phase*).

**BIH** : Bureau international de l'heure

**Code C/A** : Coarse Acquisition (*Acquisition Rapide*).

**Code P** : Code de Précision (*Mesures Précises*).

**CTP**: Conventional Terrestrial Pole.

**Cat**: Catégorie.

**CTRS**: **C**onventional **T**errestrial Reference System.

**DGPS** : Differential Global Positioning System

**DoD** : (U.S.Department of Defense) département de la défense américain.

**DOP** : Dilution of precision.

**DSP** : Digital Signal Processing (*Traitement Numérique du Signal*).

**EOW**: End Of Weeks

**ECEF**: Earth Centered , Earth Fixed

**ECI**: Earth-centered inertial coordinates.

**GPS** : système de Positionnement Global

**GLONASS** : Systeme russe de positionnement par satellite à l'échelle du globe

**GNSS**: Global Navigation Satellite System.

**GDOP**: geometric dilution of precision

**GEOs**: geostationary satellites.

**GHz**: gigahertz

**HOW**: **H**and **O**ver **W**ord

**HODOP**: horizontal dilution of precision.



**HF:** high frequency  
**Hz:** Hertz  
**KHz:** Kilo Hertz  
**Km:** Kilomètre  
**NAVSTAR:** NAVigation Systeme by Timing And Ranging.  
**M:** Mètre  
**m /sec:** Mètre par seconde.  
**MATLAB:** Matrix Laboratory, A mathematical software.  
**MHz:** Mega hertz  
**Ms:** milliseconde.  
**NM:** Nautical mile  
**Nsec:** nano seconde  
**P:** Precision code  
**PDOP:** Position dilution of precision  
**PPS:** Precise Positioning Service  
**PRN :** Pseudo Random Noise  
**RTK :** Real Time Kinematic, positionnement centimétrique en temps réel  
**RNSS :** Radionavigation Satellite services.  
**R.m.s:** Root mean square.  
**SPS:** Standard Positioning Service  
**SA :** La disponibilité sélective  
**SV :** Space Vehicle,  
**TLM:** télémétrie  
**TOW:** Time of Week  
**TDOP:** Time dilution of precision  
**URA:** User Range Accuracy  
**UTC:** Universal Time Coordinated,  
**WADGPS:** Wide Area DGPS .  
**WAAS:** Wide Area Augmentation System  
**WGS 84 :** World Geodesic System 1984.  
**Y :** Y code, version cryptée du code P.

# Introduction

Le milieu de propagation affecte la propagation des ondes électromagnétiques, cet effet va se matérialiser en déviation de la trajectoire du signal, quelque fois, perte du signal pendant une court durée de temps. Ces effets vont causer un retard supplémentaire à la réception du signal ou bien un glissement dans la phase du signal reçu.

Le calcul de la position d'un récepteur quelconque est basé principalement sur deux technique :

1. La technique de la phase, qui est basée sur la somme d'un nombre fractionnel de phase et une inconnue entière représentant le nombre de longueur d'ondes  $N\lambda$ .
2. La deuxième technique est celle des codes qui consisté à calculer le nombre de codes transmis par le satellite et faire une auto corrélation pour déterminer le temps correspondant à la dernière tranche du code derniers sachant que pour le GPS le code PRN à une période de  $1 \mu s$  donc 300 Km en distance.

La propagation des ondes électromagnétiques à travers les différentes couches atmosphériques varie en fonction de la région et le temps. (Région sec, humide, journées, nuit ...) d'une manière très complexe. Les couches atmosphérique concernées sont la troposphère et ionosphère. L'influence des erreur dues à ces couche sur le signal GPS, et l'erreur résultante sur le positionnements et le but de notre étude.

L'étude est découpée en cinq chapitres

**Chapitre I :** ce chapitre présente la définition du système de navigation GPS en expliquant comment évalue le système GPS, et les différent caractéristique de système, et les services de positionnement GPS.

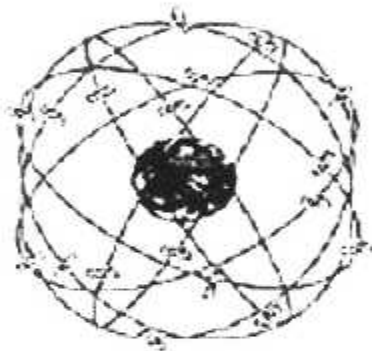
**Chapitre II :** sont représentés les caractéristique des signaux GPS (quels signaux sont émis par les satellites GPS, et leurs structure.

**Chapitre III :** présente le positionnement GPS et les incertitudes Doppler (comment obtenir une position avec le GPS) et les paramètres qui englobe sa détermination

**Chapitre IV :** étude précise sur les erreurs des signaux GPS.

**Chapitre V :** présente la simulation sur les erreurs des signaux GPS (ionosphérique, troposphérique, trajet et l'étude du contrôle des saut de cycle

# Chapitre I



Généralité sur le système  
GPS

## I.1. Introduction :

Le système de Positionnement Global (GPS) est un système de navigation par satellites destiné à fournir la position, la vitesse et l'heure n'importe où à la surface de la terre ou dans ses environs. La précision du positionnement par GPS va de **100 mètres** à quelques mètres en temps réel. Elle peut atteindre quelques millimètres pour les applications de géodésie en temps différé. Bien qu'il y ait des milliers d'utilisateurs civils du GPS à travers le monde, le GPS a été créé et est contrôlé par le département de la défense américain (U.S.Department of Defense) (DoD).

Les satellites GPS envoient des signaux codés qui peuvent être déchiffrés par des récepteurs GPS. Le récepteur mesure la distance entre la station et plusieurs satellites à l'aide des codes C/A ou P. Les éphémérides des satellites sont transmises dans le message de navigation permettant de calculer la position du satellite dans un repère terrestre. Chaque mesure de distance sur un satellite définit une sphère dont le centre est le satellite. Trois satellites sont donc nécessaires pour déterminer la position du récepteur en trois dimensions. Un quatrième satellite est nécessaire pour tenir compte de la non synchronisation de l'horloge du récepteur et des horloges des satellites.

## I.2. Historique :

Le concept NAVSTAR (NAVigation Systeme by Timing And Ranging) est le résultat d'étude entreprise en 1965 par l'armée de l'air et la marine américaines.

Les dates qui ont marqué la réalisation :

- 1965 : premier concept.
- 1972 : étude préliminaire de fiabilité.
- 1974-1979 : validation du concept (1<sup>er</sup> lancement février 1978).
- 1979-1986 : évaluation de développement
- 1986-1994 : mis en place opérationnelle, phase interrompue entre janvier 1986 et février 1989.

L'accident survenu le 24 janvier 1986 à la navette CHALLENGER a retardé la mise en orbite des premiers satellites de la configuration opérationnelle. De plus, les

responsables du projet ont décidé d'abandonner la navette comme lanceur au profit des MLVDELTA II, ce qui a obligé à faire certains aménagement. Les lancements ont repris en 1989.

### 1.3. Définition du système GPS

Le GPS est un instrument de navigation (radio positionnement) qui est d'une grande aide au pilote dans l'exécution de sa mission de voyage d'un point à un autre dans toutes les conditions de sécurité de vol. Le système permet de :

- Fournir de façon précise la position géographique, la vitesse et l'heure universelle ;
- Bénéficier d'une couverture mondiale pour un nombre illimité d'utilisateurs simultanément (système passif) ;
- Fonctionne quelque soit les conditions climatiques ;

Le GPS est un système de localisation radioélectrique utilisant de façon passive des signaux émis par une constellation de satellite assurant une couverture mondiale et permanente.

La localisation GPS se fait par la mesure des distances séparant les récepteurs des 4 satellites dont la position est connue. Dans ce but chaque satellite envoie en permanence un message contenant les données nécessaires au récepteur c'est à dire :

- Les références de temps.
- Les éphémérides.
- Les almanachs.
- Divers informations (état de santé des satellites, etc.....).

La localisation GPS donne 3 coordonnées ; plus une référence temporelle, pour déterminer sa position les 28 satellites du système sont positionnés sur les orbites de 12 heures à 10900 n.m de la terre,

Le récepteur GPS est équipé de carte Jeppesen (Jeppesen NAV DATA CARD) qui comporte une banque de données de la navigation qu'il faut renouvelée tout les 28 jours.

C'est un système de navigation total du décollage à l'atterrissage : sortie -montée- croisière -descente- approche- approche finale.



Certain observateurs estiment que l'aviation ne représente que 4% du marché GPS par ce qu'il est utilisé dans d'autre domaine par exemple :

- La navigation terrestre.
- La navigation maritime.
- Travaux publics.
- L'agriculture.
- Navigation spatiale.

#### I.4. Schéma Général du Système :

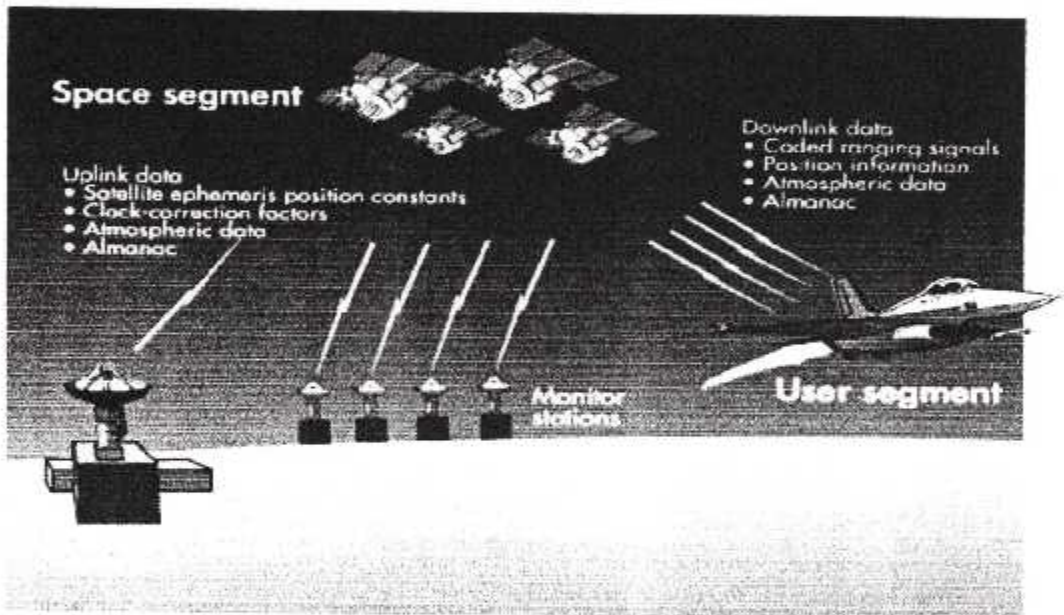


FIG I-1. Le système GPS « Global Position System»

Le système est constitué de trois segments (FIG I-1)

- Le segment spatial qui est constitué d'un ensemble de satellites.
- Le segment de contrôle qui permet de piloter le système.
- Le segment utilisateur qui est l'ensemble des utilisateurs civile et militaires.

##### I.4.1. LE SEGMENT SPATIAL

Actuellement, la constellation GPS est composée de 28 satellites, repartis de façon à assurer en tout lieu une visibilité de 4 à 8 satellite. Les satellites GPS sont repartis sur 6 plans orbitaux ; ayant tous une inclinaison d'environ  $55^\circ$  par rapport l'équateur.

L'orbite des satellites est quasi-circulaire, leur altitude est d'environ 20000 km et leur période d'environ 12 heures.

Chaque satellite est muni d'un émetteur –récepteur, d'horloges atomiques, l'énergie utile à l'équipement est fournie par 7m<sup>2</sup> de capteurs solaires tandis qu'un système de fusée d'appoint permet de réajuster la position du satellite sur son orbite et de contrôler sa stabilité.



FIG I-2. La disposition orbitale des satellites GPS

#### L4.1.1. TYPES DE SATELLITES

On distingue quatre classe de satellites qui correspondent chacune à une étape dans la constitution du system ce sont :

→ **BLOC I** : lancés entre 1978 et 1985 ; les satellites de ce bloc ont contribué à la constitution de la phase initiale du système.

→ **BLOC II** : lancés a 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 S/A restreignant ainsi les possibilités d'utilisation civil .

→ **BLOC II R** : lancés à partir de 1997, ces satellites sont appèles à remplacer petit à petit les satellites du bloc II. Leur durée de vie nominale est augmenter et portée à 10 ans. d'autre part, ces satellites possédant un système de communication inter satellite, ce qui permettra d'intervenir sur un satellite qui n'est pas en visibilité d'une station de contrôle, via un autre satellite.

→ **BLOC II F** : C'est des satellites qui comportent les modifications rendues nécessaires par la modernisation du système et auront une capacité d'auto navigation.

#### I.4.1.2. IDENTIFICATION DE SATELLITE :

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 du satellite sur l'orbite.
- Une numérotation dite PRN représentant le numéro de code pseudo-aléatoire généré par le satellite, c'est le plus utilisé.

#### I.4.1.3. SIGNAL DU SATELLITE :

A partir d'une fréquence fondamentale de 10.23 MHz l'émetteur du satellite génère deux ondes L1 et L2 de fréquences respectives 1575.42 MHz et 1227.60 MHz qui sont modulées par des codes pseudo-aléatoires additionnés modulo (2) du message de navigation avant d'être envoyés en direction de la terre. Les ondes porteuses L1 et L2 sont modulées en phase (BPSK), ce qui permet d'envoyer :

- Un message de navigation qui comporte en particulier les éphémérides du satellite ;
- Des codes pseudo-aléatoires PRN formés des codes P et C/A.

Toutes les transitions du message de navigation correspondent exactement aux éventuelles transitions des codes P et C/A. On note dans le **tableau T-1** les rapports existants entre toutes les composantes du signal.

| Composante du signal  | Fréquence de base        | Période de renouvellement | Durée de l'élément | Equivalent en longueur d'onde |
|-----------------------|--------------------------|---------------------------|--------------------|-------------------------------|
| Code P                | $10,23 \cdot 10^6$ bit/s | 7 jours                   | 0,1 $\mu$ s        | 29,3 m                        |
| Code C/A              | $1,023 \cdot 10^6$ bit/s | 1 ms                      | 1 $\mu$ s          | 293 m                         |
| Données de navigation | 50 bit/s                 | 30 s                      | 20 ms (1 bit)      |                               |
| Porteuse L1           | $1,57542 \cdot 10^9$ Hz  |                           |                    | 19 cm                         |
| Porteuse L2           | $1,22760 \cdot 10^9$ Hz  |                           |                    | 24 cm                         |

**Tableau T-1.1.** Rapports entre les composants du signal GPS

### Remarque :

Le code C/A est accessible à des utilisateurs qui ont ainsi accès au SPS et code P est réservé à l'armée américaine et à des utilisateurs autorisés.

#### 1.4.1.4. Les dégradations volontaires du système :

Le système GPS est pourvu de deux processus qui permettent de limiter son utilisation civile et la disponibilité de protéger son utilisation militaire.

→ La disponibilité sélective SA qui comporte la dégradation de la fréquence de l'horloge des satellites et la dégradation des éléments du message radiodiffusé.

→ L'antibrouillage AS pour assurer la protection de l'usage militaire, cette protection est destinée à éviter le brouillage volontaire par un tiers malintentionné.

### Remarque

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

#### 1.4.2. Le segment de contrôle

Le segment de contrôle est composé de 5 stations au sol (Hawii, Colorado Spring, Diego Garcia, Kwajaii) qui enregistrent en continu les signaux GPS sur les deux fréquences L1, L2 effectuent des mesures météorologiques et envoient les données à la station principale Colorado Springs.

A Colorado Springs, les éphémérides des satellites ainsi que les paramètres d'horloge sont calculés, prédits et envoyés aux stations de transmission (Hawaii, Ascension, Diego Garcia, Kwajalein) qui retransmettent les informations du message GPS aux satellites. Ces stations sont illustrées ci-dessous sur la (FIG I-3). Il s'agit de l'ensemble des bases de contrôle au sol qui suivent toutes les secondes la trajectoire des satellites. Elles sont réparties sur différents pays afin qu'au moins une station contrôle un satellite donné. La station principale est située sur la Falcon Air Force Base dans le Colorado. Le rôle de ces stations est d'assurer le suivi des satellites, mais aussi de leur envoyer les corrections d'erreurs de positionnement. Ceci permet d'augmenter la fiabilité du système en permettant à tout instant de vérifier que les informations générées par chacun des satellites sont correctes.

Chaque station est capable de :

- Recevoir des données du satellite.
- Station principale (CMCS).
- Contrôler les satellites.
- Echanger des données avec les autres stations.
- Transmettre au satellite les corrections qu'il doit adopter.

Il existe 5 stations de surveillance (monitor stations) dispersées dans le monde:

- Hawaï
- Ascension
- Diego Garcia
- Kwajalein
- Colorado Springs

Et 4 stations de réémission (up load stations) : idem sauf Hawaï.

Colorado Springs est la station principale (master control station). Elle gère toutes les transmissions ainsi que les calculs (Ephémérides et horloge de chaque satellite).



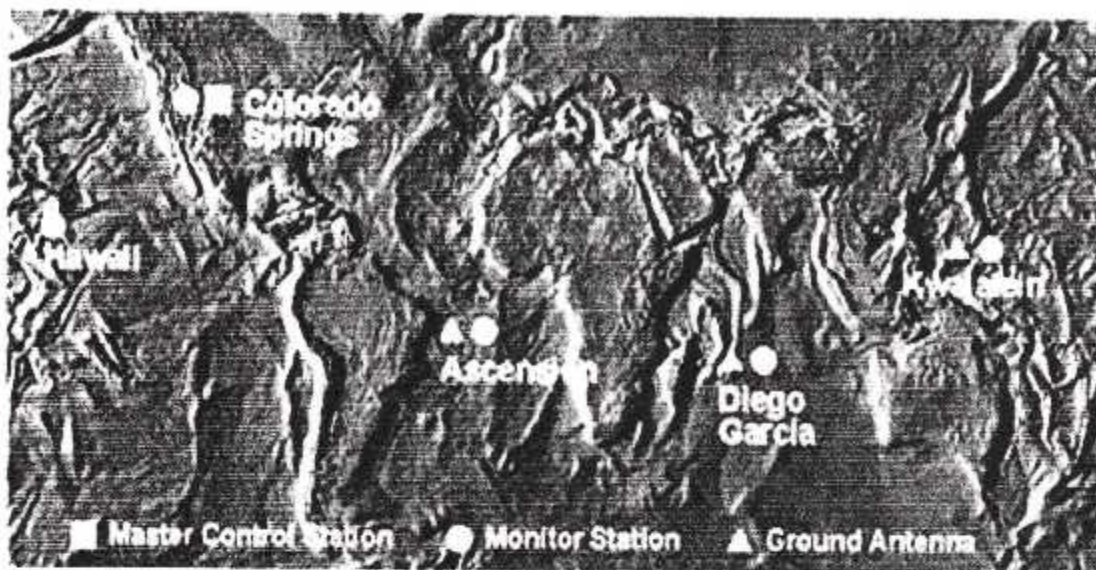
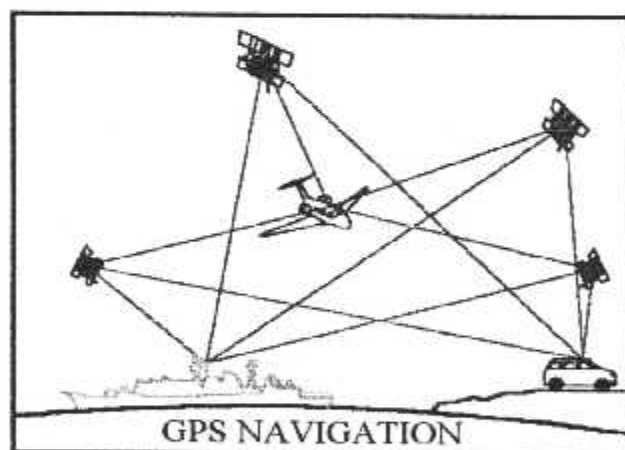


FIG I-3. Position des stations GPS

#### I.4.3. Le segment utilisateur :

Le segment utilisateur présente la communauté d'utilisateurs lesquels, à partir des informations fournies par les satellites et à l'aide d'un récepteur GPS dans la (FIG I-4), pourront connaître leur position spatio-temporelle déduite soit par positionnement absolu ou relatif.



FIGI-4. Les différents utilisateurs

#### I.5. Contenu du message de navigation :

C'est un message numérique constitué d'une suite binaire (50bits/seconde).il est superposé au code P ou C/A par addition modulo 2 pour être transmis ensuite sur deux fréquences en bande L (1575,42 Mhz et 1227,6 Mhz). La longueur du message est de 1500 bits subdivisées en 5 sous-trames de 300 bits chacune. La durée totale du message est de 30 s.

Les informations continues dans le message de navigation sont :

- État de santé de chaque satellite sous forme d'un mot d'état qui indique la validité des données de navigation.
- Les informations nécessaires à l'acquisition du code P ('Z count' du 'How').
- Les paramètres de correction de l'horloge satellite pour recalibrer l'horloge satellite SV l'horloge UTC.
- Un paramètre de modèle de correction des retards de propagation (ionosphérique, stratosphérique).
- Les éphémérides des satellites.
- Un almanach concernant les 28 satellites nécessaires pour la sélection des 4 satellites.

La mesure de pseudo distance se fait par une boucle d'accrochage de code.

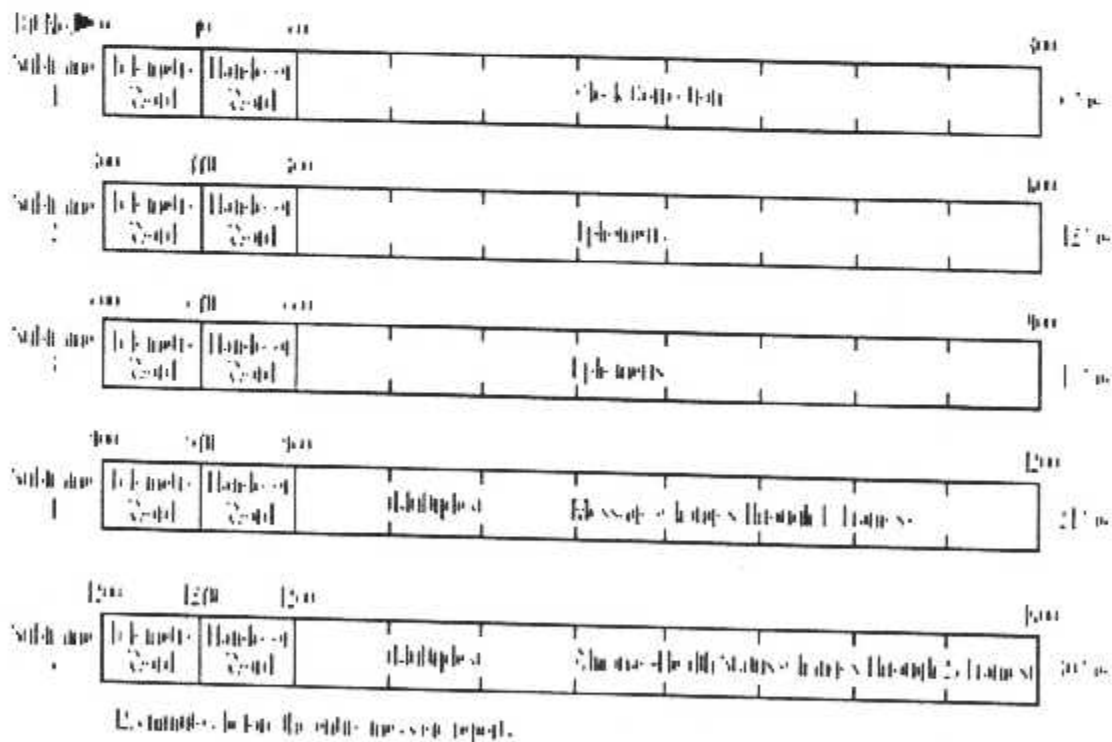


Tableau T-1.2. Le contenu du message de navigation

## **I.6. Les services de positionnement GPS :**

### **I.6.1. Le système de positionnement standard :**

Le gouvernement des USA définit le service de positionnement standard de GPS comme suit :

Le SPS est un service de positionnement et de synchronisation, est fourni sur la fréquence de GPS L1. celle ci est , transmise par tous les satellites de GPS, contient un code brut de l'acquisition (C/A) et un message de données de navigation.

Le SPS est donc les possibilités fournies à un utilisateur en un récepteur de code de base C/A .Le P-Code et la fréquence L2 a été rendu indisponible aux utilisateurs de SPS.

### **I.6.2. Le service de positionnement précis**

Le PPS est le service disponible aux utilisateurs militaires autorisés. Ceci comprend le signal de SPS plus le code de P sur L1 et L2 et les mesures de phase, de porteur sur L2.

L'exactitude horizontale est garantie pour améliorer ce 22 m et exactitude verticale 27.7 m, 95% du temps.

## **I.7. Principe de fonctionnement du système GPS**

### **→ Détermination de la position**

Le système GPS est un système de radionavigation tout temps, toute condition météorologique et tout lieu, un utilisateur peut déterminer sa position qu'il soit sur terre, en mer, dans les airs, voire dans l'espace à partir de la position connue de plusieurs satellites ; chaque satellite émet en permanence un signal daté. Un récepteur synchronisé peut alors mesurer le temps de propagation de ce signal et en déduire la distance, à partir de trois satellites, un tel récepteur est capable d'effectuer une triangulation pour déterminer sa position. Cette position est obtenue instantanément tout on autorisant ainsi la navigation.

Le principe du positionnement par GPS se fonde sur la mesure de la distance entre le récepteur GPS et plusieurs satellites. La position de chaque satellite dans l'espace est connue avec une très grande précision par le récepteur. En effet, chaque satellite transmet en permanence sa position exacte par rapport à la terre. En même temps que sa position, il indique l'heure exacte de transmission du message. En calculant le temps mis par les signaux pour arriver jusqu'au récepteur, on établit la distance du satellite.

Grâce à la distance et à la position d'un satellite, il est possible de tracer un cercle sur la surface de la terre sur lequel se trouve le récepteur.

S'il est facile pour le récepteur de déduire la position d'un satellite dans l'espace, comment mesure-t-il la distance qui le sépare de celui-ci ?

→ **Mesure de la distance d'un satellite**

La mesure de la distance séparant un satellite du récepteur se fonde sur la propagation des ondes électromagnétiques. Le temps mis par un signal pour parvenir au récepteur est directement proportionnel à la distance parcourue.

Les signaux se propagent à la vitesse de la lumière, soit environ 300000 Km/sec ; plus le récepteur sera éloigné du satellite, le signal mettra de temps à lui parvenir, lorsque il se trouve quelque part à la surface de la terre, le signal en provenance d'un satellite met enverrant 67ms, le satellite se trouvant au zénith, 86 ms, le satellite se trouvant alors près de l'horizon. Dans le premier cas, la taille du cercle imaginaire sera minimale, alors qu'elle sera maximale dans le deuxième cas.

Afin que le récepteur mesure le temps mis par le signal pour lui parvenir, le satellite fournit l'heure exacte à laquelle le signal a été émis. Le récepteur compare l'heure d'émission et de réception du signal et en déduit la distance du satellite ; Cette distance est appelée pseudo range (pseudo-distance).

Cependant, le principal problème consiste à mesurer le délai avec une grande précision, lorsqu'on sait qu'une erreur d'un millionième de seconde provoque une erreur de 300 mètres sur la position. Pour qu'un récepteur possède une telle précision, il faudrait qu'il soit équipé d'une horloge atomique, identique à celle des satellites. Comme il n'est pas possible de loger une telle horloge dans chaque récepteur GPS, le récepteur devra donc ajuster son horloge interne par d'autres moyens.

→ **Synchronisation de l'horloge du récepteur :**

Les satellites de la constellation Navstar comportent des horloges atomiques qui sont quotidiennement remises à l'heure. L'horloge du récepteur est affectée d'un biais car elle n'est pas synchrone du système GPS. Ce biais est la différence de temps entre l'horloge utilisateur parfaitement synchrone du système GPS pour des raisons pratiques et économiques.

Ce biais d'horloge AT se traduit par une erreur de mesure du temps de propagation des signaux GPS et, par la même, par une erreur sur les distances satellites utilisateur.



Cette erreur se retrouve sur toute la distance mesurée par le récepteur, il existe donc une quatrième inconnue en trois dimensions.

Les paramètres à déterminer sont, suivant le repère : la longitude, la latitude, et le biais d'horloge. Ainsi le calcul de positionnement fournit la valeur de l'imprécision  $\Delta T$  de l'horloge utilisateur par rapport à l'heure du système GPS donnant le moyen de la correction.

Afin d'ajuster son horloge, le récepteur GPS utilise l'intersection des cercles de position. Si l'horloge du récepteur est en avance, le temps de propagation du signal apparaîtra plus long que le temps réellement mis par le signal pour parvenir au récepteur. Celui-ci positionnera alors les satellites plus loin qu'ils ne le sont dans la réalité et les cercles de position seront plus grands qu'ils ne le devraient.

Si l'on prend trois cercles de positionnement par rapport à trois satellites, ces cercles se chevaucheront, formant une zone au centre de laquelle l'on devrait se situer. Le récepteur retardera alors son horloge jusqu'à ce que cette zone devienne aussi petite que possible.

Au contraire, lorsque l'horloge du récepteur est en retard, il voit les cercles de position plus petits qu'ils ne sont en réalité. Les cercles s'écartent les uns des autres.

Lorsque l'horloge du récepteur GPS est parfaitement synchronisée sur celle des satellites, les trois cercles se coupent exactement en un seul point.

Le positionnement qui convient pour une synchronisation d'horloge est appelé positionnement en deux dimensions (2D), car il ne donne que la latitude et la longitude. Ce type de positionnement au moyen de trois satellites n'est possible que lorsque l'altitude est parfaitement connue, comme au niveau de la mer.

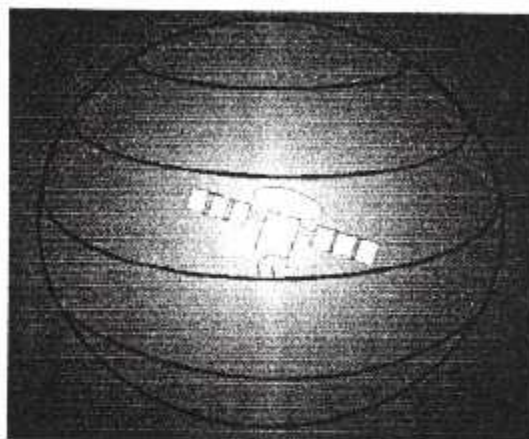
Si l'horloge du récepteur est suffisamment stable, on peut pendant une courte période établir une position avec seulement deux satellites en vue. Cependant, il ne s'agit là que d'un cas particuliers, généralement, peu fiables, la plupart du temps, il est nécessaire d'établir un positionnement en trois dimensions, c'est-à-dire où l'altitude est également inconnue.

Chaque mesure représente le rayon  $R$  d'une sphère centrée sur un satellite particulier. Le récepteur GPS est sur cette sphère comme suit :

Si trois satellites suffisants pour un positionnement en deux dimensions, ils ne sont en mesure d'indiquer une position lorsque l'altitude n'est pas connue. Il est alors nécessaire d'utiliser un quatrième satellite afin de positionner un récepteur en trois dimensions : latitudes, longitude et altitude.

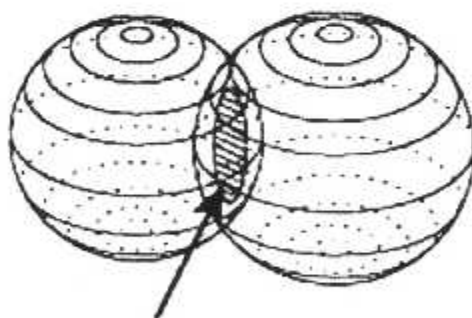


Le temps mis par le signal pour parvenir au récepteur GPS définit une sphère autour du satellite, comme le schématise la figure suivante. Le récepteur se trouve quelque part à la surface de cette sphère.



**Fig.I.4 :** Sphère de positionnement

L'intersection de deux sphères de positionnement définit un cercle dans l'espace sur lequel se situe le récepteur (voir la figure ci-après). L'intersection de ce cercle avec la sphère de positionnement d'un troisième satellite détermine deux points.



**Fig.I.5 :** Intersection de deux sphères de positionnement

Le raisonnement est identique avec un troisième satellite : on obtient alors 2 points possibles. Une troisième mesure simultanée réduit l'intersection à deux points, dont un est très éloigné dans l'espace et aisément isolé, donc en théorie 3 satellites suffisent pour la position exacte d'un point sur terre.

La détermination d'un lieu géométrique est basée sur l'intersection de trois sphères dans l'espace. Chaque sphère est définie par son centre correspondant à la position d'un satellite, et par son rayon qui est la distance entre le centre et le récepteur GPS de l'utilisateur. Ainsi la mesure correspond à une distance entre un satellite et un récepteur.

Les éphémérides du satellite transmises par le message permettent de calculer la position du satellite dans un repère terrestre à l'instant de l'observation.

Interaction de trois sphères

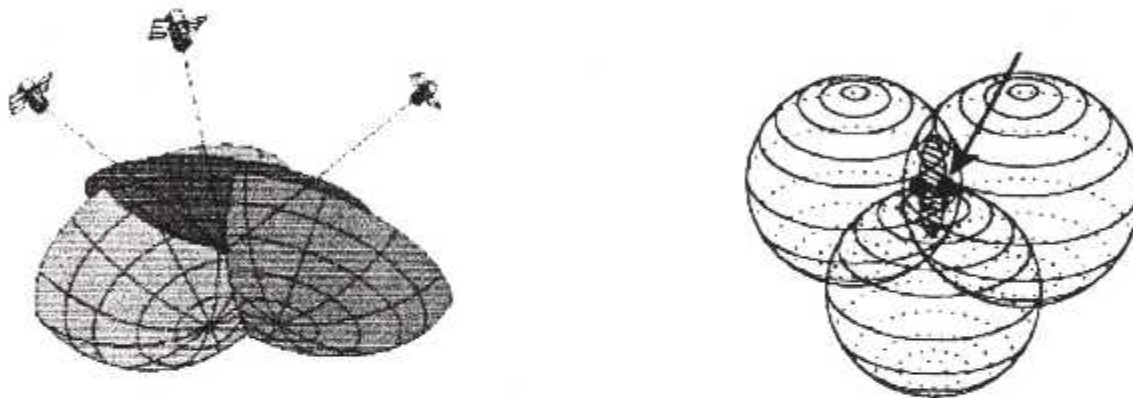


Fig.I.6 : Positionnement tridimensionnels à partir de trois satellites

Le récepteur GPS est capable d'identifier le satellite à l'aide du signal pseudo aléatoire émis par chaque satellite. Il charge, à l'aide de ce signal, les informations sur l'orbite et la position du satellite.

Le positionnement en trois dimensions fournit donc un point dans l'espace. Pour qu'il soit utilisable, il est nécessaire d'établir sa position par rapport à la terre. On utilise pour cela un système à trois axes ayant pour origine le centre de la terre, et où la terre est fixe. Ce système est appelé ECEF (Earth Centered, Earth Fixed) et se réfère au système géodésique mondial WGS 84 (World Geodetic System 1984).

Le récepteur effectue automatiquement toutes les conversions entre le système ECEF à partir des coordonnées « X, Y, Z » et le système WGS 84 en coordonnées « latitude, longitude, altitude ».

Certains récepteurs peuvent utiliser plus de quatre satellites afin d'affiner leurs calculs, et éventuellement d'éliminer celui qui fournit des informations peu précises ou douteuses.

### → La détermination de la vitesse

Le système GPS permet également de mesurer la vitesse à laquelle se déplace l'utilisateur. Cette évaluation fait par mesure de Doppler le signal provenant d'un satellite GPS. En effet, le signal perçu par le récepteur GPS n'a pas exactement la même fréquence que lorsqu'il est généré par le satellite. Suivant le principe Doppler, le rapport des fréquences est en fonction des positions et des vitesses relatives du satellite et de l'utilisateur. Si  $N$  est la fréquence du signal généré dans le satellite et  $N'$  la fréquence à laquelle il est perçu par le récepteur, on a  $N' = N$ , la vitesse du satellite est calculé à partir de l'éphéméride transmise et les coordonnées sont calculées lors de la détermination de la position.

## I.8. Type de récepteurs

Les récepteurs GPS peuvent, selon leurs caractéristiques, être subdivisés en trois catégories:

- Les récepteurs multi-canaux
- Les récepteurs séquentiels
- Les récepteurs multiplex

### I.8.1. Les récepteurs multi-canaux

Constituent le top-niveau des récepteurs GPS. Ils sont généralement utilisés pour des applications ultra précises ou dans des applications de positionnement dynamique. Ces récepteurs disposent d'un canal de réception par satellite, par lequel chaque satellite peut être suivi en continu. On peut également faire une distinction entre les récepteurs SPS et les récepteurs PPS. Les récepteurs SPS mesurent uniquement les codes C/A et les phases L1/L2 alors que les récepteurs PPS peuvent également faire des mesures sur le code P.

### I.8.2. Les récepteurs séquentiels :

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

### **1.8.3. Les récepteurs multiplex :**

Ils forment un compromis entre les récepteurs multi-canaux et séquentiels. Ils peuvent, malgré un principe de fonctionnement analogue à un récepteur séquentiel, et grâce à une conception améliorée, faire un enchaînement entre les différents satellites en moins de 20 millisecondes. Grâce à cette haute fréquence de traitement, on élimine le temps d'initialisation nécessaire pour les récepteurs séquentiels.

Pour les récepteurs multiplex, comme pour les récepteurs séquentiels, le message de navigation est téléchargé, pour chaque satellite, d'une manière asynchrone. C'est pourquoi le premier calcul de position demande plus de temps.

## **1.9. Mode d'observations :**

### **1.9.1. Mode statique :**

Le statique est le mode traditionnel de technique GPS pour l'établissement des canevas ou réseaux en géodésie en géophysique.

Il s'agit d'observer sur chaque récepteur les phases sur au moins quatre satellites, le résultat est un positionnement relatif. Le temps d'observation doit être suffisant pour résoudre les ambiguïtés, et il dépend de la largeur de la ligne de base, de la géométrie de la constellation des satellites et des conditions atmosphériques.

### **1.9.2. Mode dynamique**

Trois modes d'utilisation peuvent être employés pour un positionnement en mouvement :

- Le mode différentiel (DGPS) ;
- Le mode trajectographie ;
- Le mode cinématique ;

Ces modes permettent le positionnement de mobile avec une grande précision, parfois en temps réel. Ils sont utilisés pour certaines navigations terrestres, maritimes et aériennes.

#### **1.9.2.1. Le GPS différentiel :**

Le GPS différentiel permet un positionnement en temps réel avec une précision pouvant varier d'un demi-mètre à une dizaine de mètres, selon le système utilisé et la distance à la station de référence. Le récepteur utilise les corrections qu'il reçoit pour corriger ces mesures et affiner le calcul de sa position.



Le DGPS convient parfaitement à tous types de mobiles terrestres, maritimes ou aériens pour des besoins de navigation courants. Les positions fournies possèdent alors une précision suffisante pour être repérées sur la plupart des cartes ou, pour suivre une route prédéfinie.

### **Remarque**

En Algérie, un système DGPS a été mis en place le long de la cote (stations fixes de Cap Falcon / Oran et Rabta / Jijel, station mobile à cap Caxine / Alger) avec une portée de 800 Km et une précision de 2 à 5 m.

#### **I.9.2.2. La trajectographie**

L'exploitation du GPS par la trajectographie est original par rapport aux autres méthodes de positionnement dynamique, car cette méthode utilise conjointement les informations de pseudo distances et de phases pour un mobile, alors que le GPS différentiel ne prend en compte que les pseudo distances, et le cinématique que la mesure de phases.

#### **I.9.3.3. Le cinématique**

La mesure de phase GPS permet d'obtenir un positionnement relatif de grande précision.

Néanmoins, le fait que le récepteur soit obligé de rester en poste fixe pendant un certain temps peut apparaître comme une contrainte pour certaines applications.

Le principe consiste à commencer à résoudre les ambiguïtés. Cette méthode est très bien adaptée aux levés topographiques, ou à des trajectoires précises de véhicule. L'inconvénient est que tout obstacle interrompant le signal ; il sers obligé de faire la reinitialisation.

### **I.10. GPS et les systèmes de référence :**

Le système s'appuie sur un réseau de poursuite dont les coordonnées sont exprimées en WGS 84. Cependant le système de référence dans lequel on obtient les coordonnées finales des points dépend :

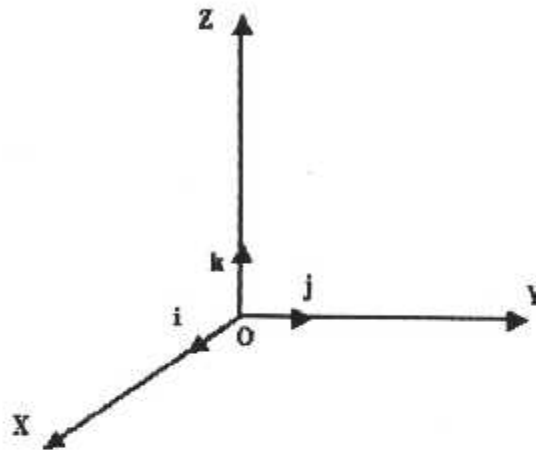
- Du type de positionnement (absolu ou relatif) ;
- Du type d'orbites utilisées ;
- D'un rattachement éventuel à une référence géodésique existante mondial ou nationale.



Du choix de référence dans laquelle on veut exprimer les coordonnées finales et du niveau d'exactitude du rattachement à cette référence découleront les spécifications d'observations et de traitement.

### I.10.1. Système de référence géodésique :

#### I.10.1.1. Définition :



FIGI-7 : Système de référence géodésique

Un système de référence géodésique (FIG I-7) est un repère affine  $(o, i, j, k)$ , tel que :

- OZ est de l'axe de rotation terrestre ;
- OXZ est proche du plan méridien origine ;

$$\|\vec{i}\| = \|\vec{j}\| = \|\vec{k}\| = 1$$

#### I.10.1.1.2. Coordonnées associées au système :

Les coordonnées d'un point sont déterminées dans ce système de référence par trois types de coordonnées :

- Les coordonnées tridimensionnelles cartésienne ;
- Les coordonnées tridimensionnelles géographiques ;
- Les coordonnées planes

Le passage d'un système de coordonnées à un autre est possible en Effectuant les transformations requises.

## **1.11. Quelque application du système**

La navigation en temps réel est l'une des applications élémentaires et principales du GPS. Tout objet mobile muni d'un récepteur GPS peut connaître en temps réel sa position et sa vitesse dans un repère terrestre.

Que ce soit sur terre, sur mer, dans les airs ou dans l'espace, ces performances excellentes et le faible coût du récepteur GPS, fait de ce système un instrument de navigation très prisé.

Seule la navigation civile aérienne est encore réticente pour des raisons techniques. En effet, l'intégrité du système, c'est à dire la certitude dans un temps très court, que tel ou tel satellite fournit ou non des données correctes, n'est pas assurée. Il faudrait installer de lourds moyens de surveillance de la constellation GPS et de lourds moyens politiques (il faut beaucoup de garanties pour faire accepter par la communauté internationale qu'un instrument essentiel de navigation soit entièrement dans les mains des militaires d'un pays).

Mais la navigation en temps réel est loin d'être l'unique application du GPS.

### **1.11.1. Applications militaires :**

Des essais de guidage de bombes ont eu lieu dans le désert de Yuma (Arizona, USA). Les bombes ont été larguées à une altitude de 10 000 pieds (environ 3 kilomètres). L'erreur maximale entre la déflagration et la cible initiale était en moyenne de 56 pieds (17 mètres).

L'application directe du GPS se trouve dans l'utilisation des missiles de croisière. A priori, le système NAVSTAR n'est pas approprié au guidage de missiles intercontinentaux en terrain ennemi sur des milliers de kilomètres. Cependant l'utilisation de la navigation par GPS permet d'accroître les performances de certains missiles utilisés par les américains.

Les bombardiers utilisant le système GPS, pour déterminer la position de leurs cibles, peuvent potentiellement détruire de 400 à 600% d'unités ennemies de plus qu'en utilisant les systèmes de localisation habituels.

### **I.11.2. Applications civiles :**

Le système GPS est financé par des organismes militaires. Pourtant, nombreuses sont les applications civiles. Le GPS présente des avantages non négligeables vis-à-vis des conditions atmosphériques mais également vis-à-vis de sa non-dépendance en luminosité (signal accessible jour et nuit). Ainsi il donne lieu à de multiples utilisations :

#### **→ L'utilisation du système GPS par d'autres satellites :**

Certains satellites d'observation de la surface terrestre utilisent le GPS pour déterminer leur position. Le GPS leur permet de calibrer très précisément les images qui leur sont commandées.

#### **→ L'orbitographie des satellites de haute altitude :**

La constellation GPS permet un positionnement précis aux satellites de basses et moyennes altitudes mais lorsqu'on franchit les 20200 Km d'altitude des satellites GPS, le positionnement est plus délicat. Au delà de cette altitude on ne peut recevoir des signaux GPS que des satellites situés dans l'hémisphère opposée de celle où l'on se trouve. La plupart de ces signaux sont cachés par la terre et ceux qui proviennent des satellites plus excentrés sont très affaiblis.

Le système GPS reste cependant exploitable pour des satellites munis d'antennes à gain très important. La géométrie des satellites utilisables n'étant pas optimum, la précision atteinte reste très en dessous de celle des satellites de basse altitude.

#### **→ Pour les compagnies de service public :**

Les compagnies de transport en commun, de taxis, les ambulances ou encore les pompiers, utilisent le GPS afin d'améliorer leur efficacité, pouvant ainsi gérer en temps réel la position de leur 'flotte' de véhicules.

#### **→ La voiture du futur :**

Très bientôt, nos véhicules seront tous équipés de systèmes de navigation GPS avec un système informatique embarqué permettant de donner des informations sur un chemin à suivre, sur des lieux à éviter ou à visiter et sur les conditions météo.

Ces systèmes nécessitent d'avoir une grande précision. Les systèmes de navigation pour automobiles font donc appel, pour une plus grande précision, à une centrale inertielle (gyroscope) et à une boussole électronique.

Avec le GPS complété de ces deux équipements, le système de navigation arrive alors à une précision record d'environ 5 mètres ! C'est l'effort à faire pour avoir un système fiable...

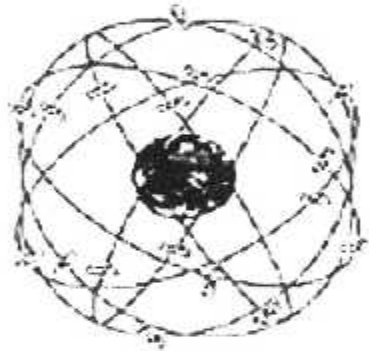
→ **Aide à la navigation pour les trains :**

La navigation des trains est également touchée par le syndrome du système GPS. Des systèmes avancés de voies ferrées (ARES) sont actuellement développés. Les trains seront précisément positionnés en temps réel grâce au signal GPS. Leurs positions, par l'intermédiaire d'ondes radio à 900 MHz, seront relayées au central. Celui-ci contrôlera le cheminement du train sur un écran et informera les voyageurs de tout retard en temps réel. Il pourra effectuer plus rapidement les interventions de maintenance et contrôler les correspondances entre cars et trains.

**I-12. Conclusion :**

Dans ce chapitre, nous vous revu les généralités sur le système GPS, ainsi que son principe de mesure de la position basé sur le calcul géométrique. Les derniers paragraphes ont été consacrés aux différentes utilisations du système GPS.

# Chapitre II



## Caractéristique des signaux GPS



## II- les caractéristiques des signaux GPS

### II.1- Introduction

Le GPS utilise une technique de mesure de distance unidirectionnelle où le satellite est actif et envoie continuellement un signal. Le paramètre fondamental de la mesure de distance est le temps, lequel est fourni avec une très grande précision par les oscillateurs des satellites qui assurent une précision de l'ordre de  $10^{-14}$  seconde sur un jour grâce aux quatre horloges atomiques, 2 horloges césium et 2 horloges rubidium pour des satellites du bloc II.

Donc chaque satellite possède un oscillateur qui fournit une fréquence fondamentale de 10,23 MHz calibrée sur des horloges atomiques. L'émetteur génère des signaux radio de faible puissance, sur plusieurs fréquences en bande L (désignées L1, L2, etc.), Il transmet régulièrement des signaux horaires, la description de l'orbite suivie les éphémérides du satellite c-à-d les paramètres képlériens de l'orbite en fonction du temps et diverses autres informations comme l'état de santé du satellite, les coefficients de modèle ionosphérique, les paramètres d'horloges, l'écart entre le temps GPS et le temps UTC USNO (temps universel coordonné de l'US Naval Observatory).

Le choix de la bande L résulte d'un compromis entre de nombreux critères. On peut citer deux des plus importants : les pertes de propagation en espace libre croissantes en  $f^2$  et la complexité donc le coût des matériels croissant également avec la fréquence.

L'utilisation de deux porteuses permet d'une part de mesurer le temps de groupe, retard de la modulation d'un signal par rapport à la phase de sa porteuse. Dans le cas du GPS, le temps de groupe et la vitesse de la phase sont différents du fait de la nature de l'ionosphère et ce phénomène dégrade la précision de la mesure.

La seconde fréquence L2 est utile lorsque la fréquence L1 est perturbée (volontairement ou fortuitement).

## II.2- Structure du signal GPS

Du point de vue de sa structure, le signal émis par le satellite peut être séparé en trois parties: (Fig.II.1).

→ les ondes porteuses L1 et L2 :

A partir de la fréquence fondamentale  $f_0 = 10.23$  MHz chaque satellites génèrent deux ondes porteuses :

$L1 = 154.f_0 = 1575,42$  MHz (soit une longueur d'onde d'environ 19 cm)

$L2 = 120.f_0 = 1227,60$  MHz (soit une longueur d'onde d'environ 24,4 cm)

Dans la réalité ces fréquences sont légèrement décalées pour tenir compte de l'effet Doppler dû à la rotation de la terre, où le récepteur n'est pas à la même place lorsque le satellite émet ses paramètres et lorsque le récepteur les reçoit. Ceci s'appelle l'effet « Sagnac ». L'horloge de base est ainsi décalée de 10,23 à 10,22999999245 MHz, pour obtenir la précision au sol exacte.

Le signal L1 de fréquence  $f_1$  est modulé en phase et en quadrature. Le signal transmis par le satellite a pour expression :

$$L1(t) = a_1 \cdot p(t) \cdot D(t) \cdot \cos(2\pi f_1 t) + a_1 \cdot C/A(t) \cdot D(t) \cdot \sin(2\pi f_1 t)$$

Et le signal L2 de fréquence  $f_2$  transmis par le satellite a pour expression :

$$L2(t) = a_2 \cdot p(t) \cdot D(t) \cdot \sin(2\pi f_2 t)$$

Où  $a_1, a_2$  sont les amplitudes de L1 et L2 et  $p(t), C/A(t), D(t)$  des fonctions du temps ne prenant que les valeurs +1 ou -1 et représentent respectivement les codes P et C/A et les données du message.

Le signal L1 est modulé par le code C/A et le code P, de telle manière que les deux codes n'interfèrent pas l'un l'autre. Ceci est fait en modulant un code dans la phase et l'autre dans la quadrature (ils sont à 90° entre eux).

La Fig II-2 résume les différentes combinaisons des signaux.

L'intérêt de la bande L2 est qu'elle permet de calculer des corrections ionosphériques utiles aux utilisateurs : en effet la non prise en compte des effets ionosphériques peut engendrer des erreurs allant jusqu'à 40m dans le calcul des pseudo - distance.

L'ionosphère étant un milieu dispersif en fonction de la fréquence (de type  $1/f^2$ ), la combinaison des fréquences L1 et L2 est un très bon moyen de calculer les effets de la réfraction du signal causés par la présence d'électron libres dans l'ionosphère.

Les signaux seront radiodiffusés sur ces deux fréquences.

Pour des raisons techniques, ces deux ondes porteuses seront modulées par des codes pseudo aléatoires (**Pseudo Random Noise**) qui seront transmis en direction de la Terre, cette transmission s'établit par modulation bi-phasé *BPSK* (**B**inary **P**hase **S**hift **K**ey) est une modulation que la phase de la porteuse s'inverse de  $180^\circ$  à chaque changement de la parité (0,1) ce qui donne au final un message NRZ qui contient l'horloge, mais ne la transmet pas de façon explicite. L'émission se fait selon un code pseudo-aléatoire. Les informations véhiculées par ces ondes permettront de se positionner. Voir (Fig.II.3).

→ les codes **C/A** (Coarse Acquisition) et **P** (Precise) sont modulés sur les ondes porteuses selon une séquence binaire. Pour le code P, l'élément unitaire correspond environ à 30 m, alors que pour le code C/A, il correspond à environ 300 km.

→ les informations nécessaires pour calculer la position des satellites.

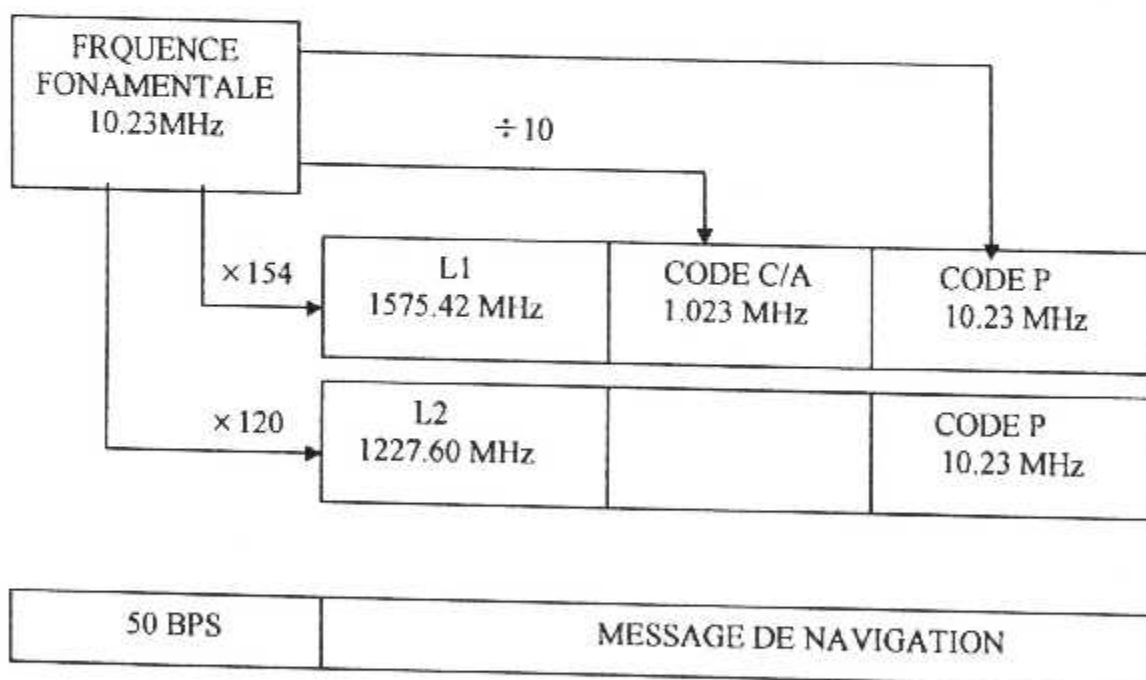


Fig.II.1: le signal GPS

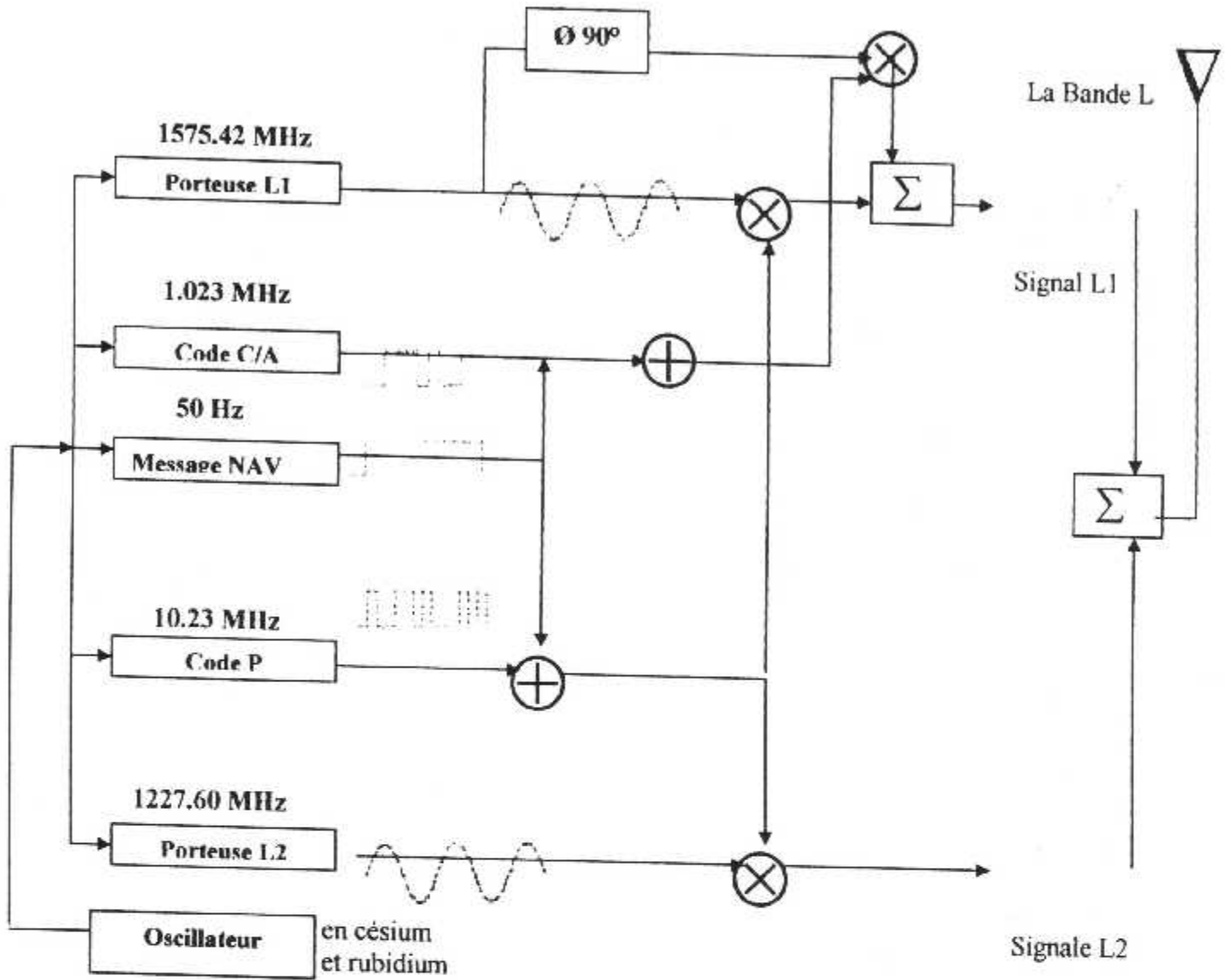


Fig .II.2 : Combinaison de signaux GPS

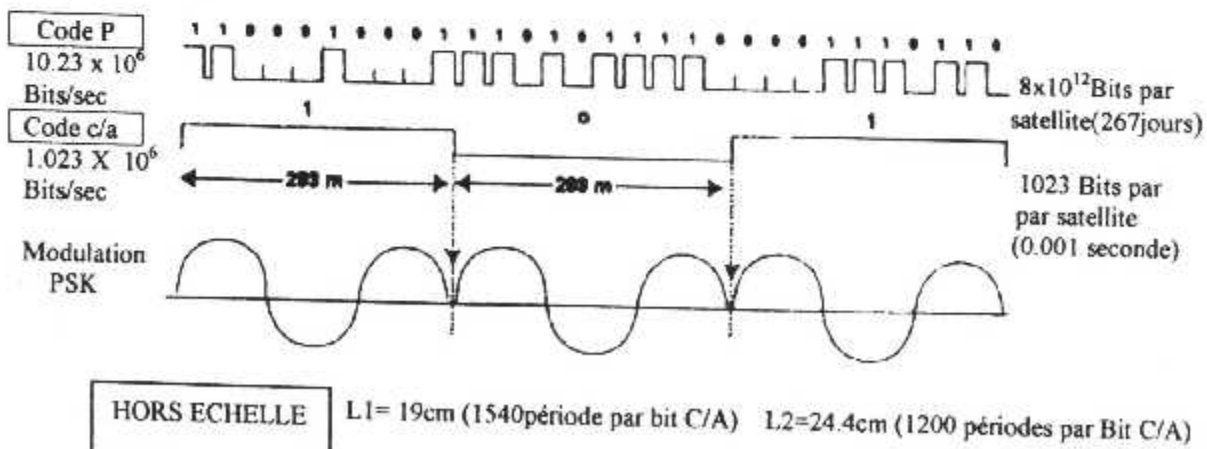
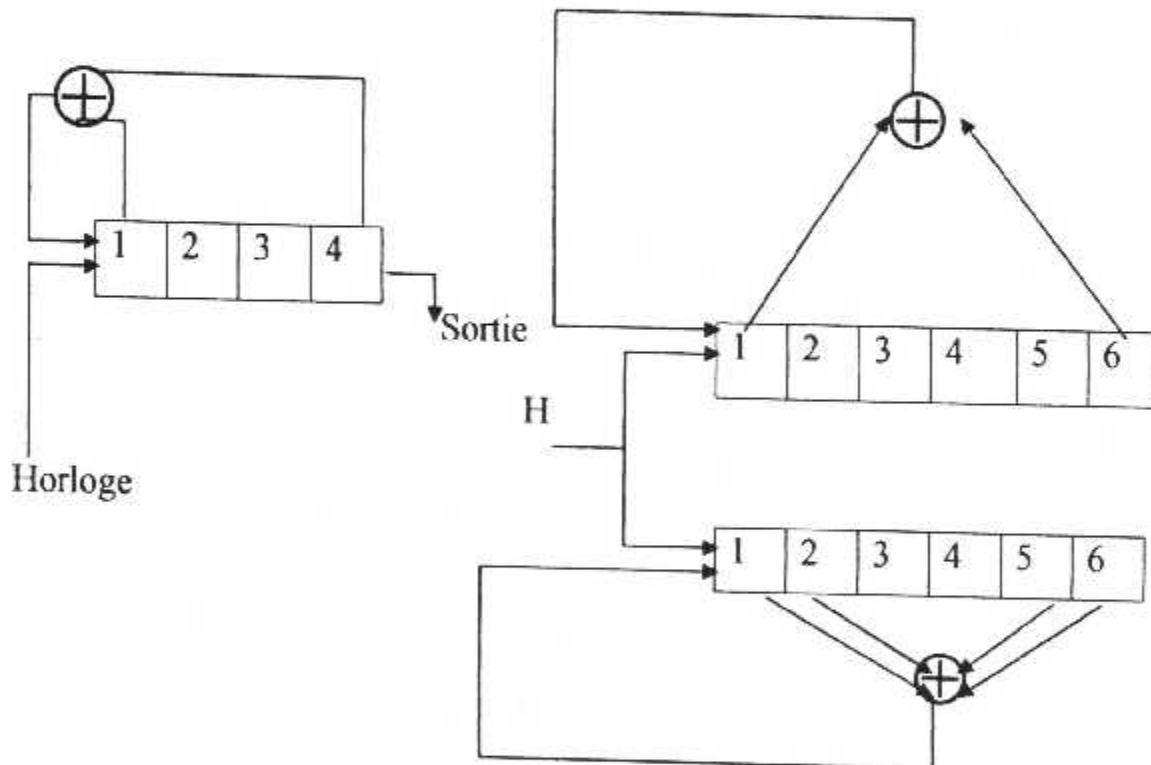


Fig.II.3 : Modulation BPSK

### II.3- Les codes pseudo - aléatoire

C'est un code qui revient périodiquement à la même structure de bits 1 et 0. Ce codage consiste à reboucler des registres par l'intermédiaire de «ou exclusifs c-à-d addition modulo 2» donnant ce qui s'appelle « registre à décalage à rebouclage linéaire », ce qui fait que les messages cités plus loin sont constitués à partir de polynômes de la forme  $\sum_{i=1}^N 1 + X^i$ . De plus ces polynômes ont une valeur de départ de codage spécifique pour chaque séquence, toute cette organisation étant réalisée pour avoir le brouillage minimum entre les 24 satellites qui émettent tous sur la même fréquence. Cette séquence est gérée par un code optimisé de gestion appelé code « Gold », du nom de la personne qui a décrit ce code.



**Fig.II.4 :** Génération de codes PRN du GPS avec le code GOLD

De telles séquences sont périodiques et sont constituées de "n" éléments binaires appelés « chips ». Cet état est engendré cycliquement à la sortie d'un registre à décalage à "m" étages contre - réactionné adéquatement. Et la longueur de cette séquence est :  $n = 2^m - 1$ .



Les codes pseudo aléatoires sont les suivants :

**II.3.1- Le code C/A**

Le code C/A (Coarse/Acquisition) est disponible sur la porteuse L1 pour les applications civiles donc accessible à tout utilisateur muni d'un récepteur GPS. Voir (Fig .II.5).

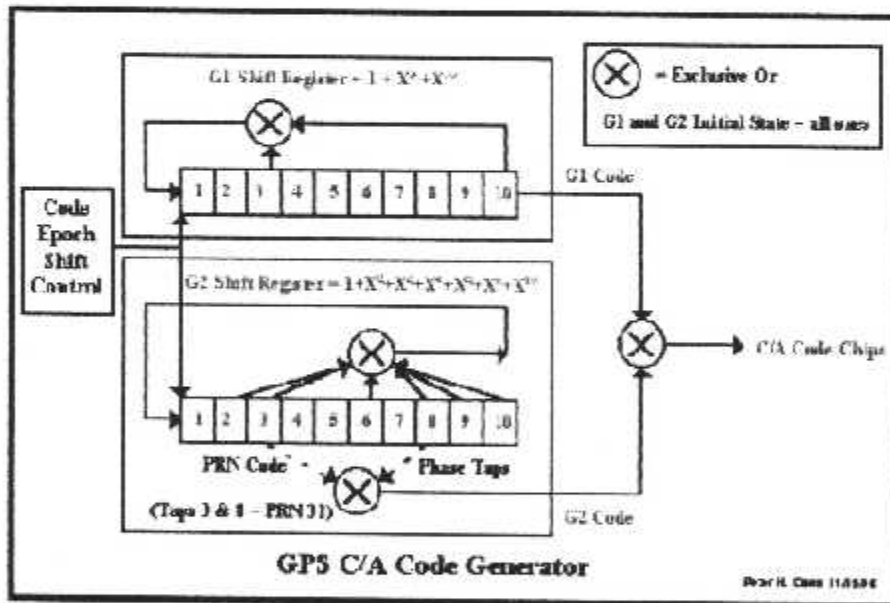
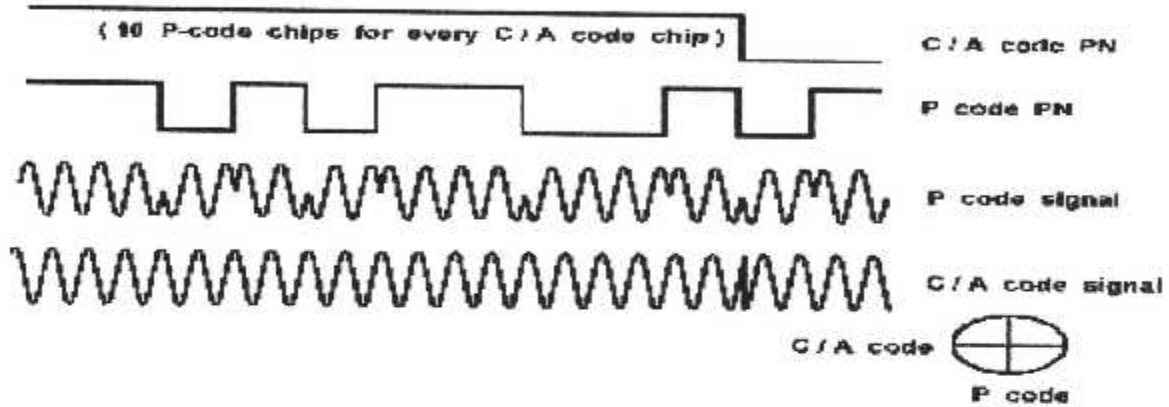


Fig.II.5 : le code C/A

C'est une série pseudo aléatoire de +/-1 défini de façon déterministe par une fonction mathématique de période 1 ms à une fréquence de  $f_0/10 = 1,023$  MHz. C'est un code de GOLD, relativement court de 1023 bits. Un code spécifique est attribué à chaque satellite. La courte période de ce signal (1 ms), permet au récepteur une acquisition et donc une identification rapide des satellites.

Ce type de code a été retenu pour ses propriétés d'intercorrélation, ce qui autorise le multiple accès sur une seule fréquence. Chaque satellite émet sur les fréquences L1 et L2 et la sélection se fait uniquement par le code.

Ce code est le produit de deux séquences de 1023 moments c -à- d « chips »:

$$C = G1(t) \cdot G2(t + N_i \cdot 10.T)$$

Où  $N_i \cdot 10.T$  est le retard entre les deux séquences. Il existe 1023 retards différents les 36 retards présentant les meilleurs produits d'intercorrélation sont attribués aux satellites.

La figure (Fig.II.6) montre un synoptique simplifié de la génération du code C/A. les deux registres à décalage de 10 étages sont cadencés à 1.023 MHz. Pratiquement le décalage est réalisé par deux multiplexeurs sélectionnant deux sorties du registre G2. Ces deux sorties sont additionnées modulo 2 avant d'être à leur tour additionnées du registre G1.

La périodicité du code C/A d'une milliseconde fait que les mesures brutes de pseudo-distance avec ce code sont spatialement ambiguës à 300 Km. Le code P n'a pas cette caractéristique car sa durée excède le temps de propagation du signal qui est d'environ 70 ms.

La longueur d'un moment du code C/A est de 293 m tandis que pour le code P elle est de 29.3m.

Chaque bit du message de navigation duré 20 périodes C/A soit 20 ms. Le débit du message de navigation est de 50 bps et il est synchrone des codes C/A et P.

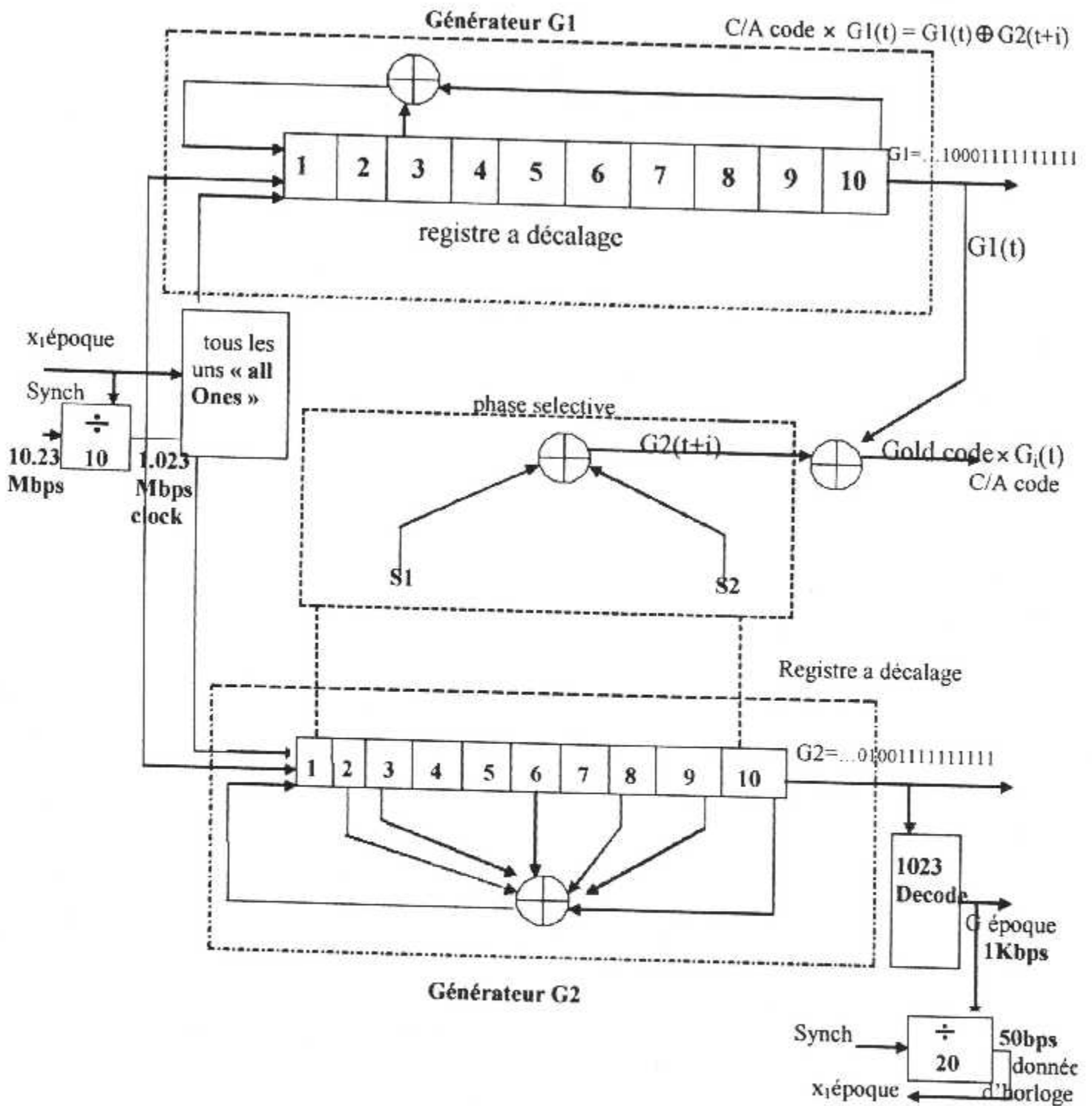


Fig.II.6: Génération du code C/A

La périodicité du code C/A d'une milliseconde fait que les mesures brutes de pseudo-distance avec ce code sont spatialement ambiguës à 300 Km. Le code P n'a pas cette caractéristique car sa durée excède le temps de propagation du signal qui est d'environ 70 ms.

La longueur d'un moment du code C/A est de 293 m tandis que pour le code P elle est de 29.3m.

Chaque bit du message de navigation duré 20 périodes C/A soit 20 ms. Le débit du message de navigation est de 50 bps et il est synchrone des codes C/A et P.

### II.3.2- Le code P

Le code **P** (Precise) est disponible sur les deux porteuses **L1** et **L2** pour les applications militaires et à des utilisateurs autorisés. (Voir Fig .II.7).



Fig.II.7 : la représentation spectrale du code P

C'est une série pseudo aléatoire de fréquence  $f_0 = 10,23$  MHz. Le code **P** est généralement rendu inaccessible aux civils par l'activation d'une fonction dite A.S. (Anti-Spoofing) qui encode le code **P**. Ce code n'est accessible qu'aux utilisateurs possédant des clés de décryptage comme l'armée américaine et certains de ses alliés. Ses caractéristiques sont inconnues et il est donc impossible de le reproduire.

Les différents satellites émettent tous sur les mêmes fréquences (L1 et L2), mais un code individuel leur est assigné.

Le code **P** est le produit de deux séquences pseudo aléatoire  $X_1(t)$  et  $X_2(t)$  cadencées à 10.23MHz.

$$P = X_1(t) \cdot X_2(t + n_i \cdot T)$$

$X_1$  à une période de 1.5 s soit 15345000 moments.  $X_2$  est plus long de 37 moments. Les deux séquences sont initialisées en début de semaine, soit le dimanche 0h 00mn.

$n_i \times T$  est le retard entre les deux séquences avec  $n_i$  compris entre 0 et 36. Chaque satellite à un retard propre ce qui rend chaque code unique. La différence de longueur des séquences permet les 37 décalages sans avoir de coïncidence entre les différents satellites

quel que soit l'instant dans la semaine. Le générateur de code P est identique quel que soit le satellite, mais une tranche temporelle différente de 7 jours est affectée à chacun d'entre eux.

La période libre du code P est de 267, jours La longueur spatiale d'un moment du code P est de 29.3 m.

Le code P est protégé par cryptage contre le leurrage (anti-spoofing), c'est-à-dire contre les émissions délibérées d'un signal GPS erroné. Le code P crypté est appelé code Y.

L'AS, ou anti-leurrage, renforce le qualités de résistance au leurrage du système GPS, sont activation est continue de puis le 1<sup>er</sup> février 1994. Cette technique est utilisée indépendamment du SA. Le SA, ou accès sélectif, est une dégradation volontaire des performances du système. Elle permet de contrôler la précision de navigation.

L'AS crypte le code P en un code Y pour éviter le brouillage volontaire du système GPS, créant ainsi la confusion et des erreurs de positionnement pour les autres utilisateurs. L'acquisition du code Y est impossible sans utilisation de circuits spécifique. Le code P(Y) est le seul code modulant L2. Néanmoins, il est possible de mesurer le retard ionosphérique à l'aide de récepteurs appelés « codeless ».

Le code Y est décrypté par les circuits AOC(Auxiliary Output Chip) contrôlés par le circuit PPS-SM . Un circuit regroupant les fonctions PPS-SM , AOC ainsi le processeur et une partie des mémoires est en enveloppement chez plusieurs constructeurs de GPS américains. Il porte le nom de SAASM. Ce circuit rendra encore plus inaccessible la maîtrise de la peine précision que peut apporter le système GPS. (Voir Fig .II.8).



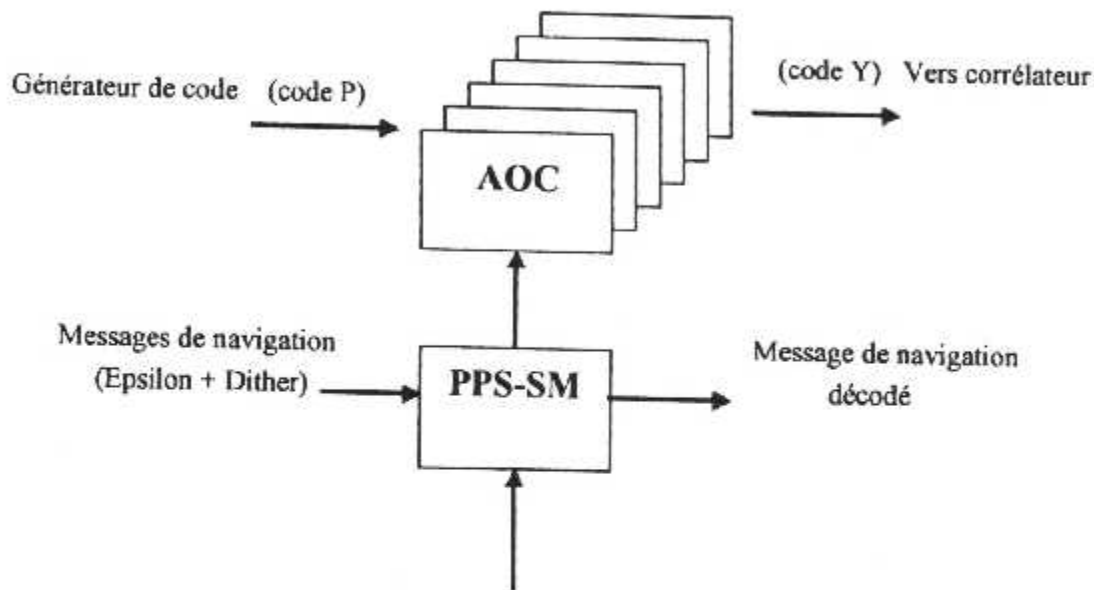


Fig.II.8 : clés de décryptage

#### II.4-Notion de corrélation

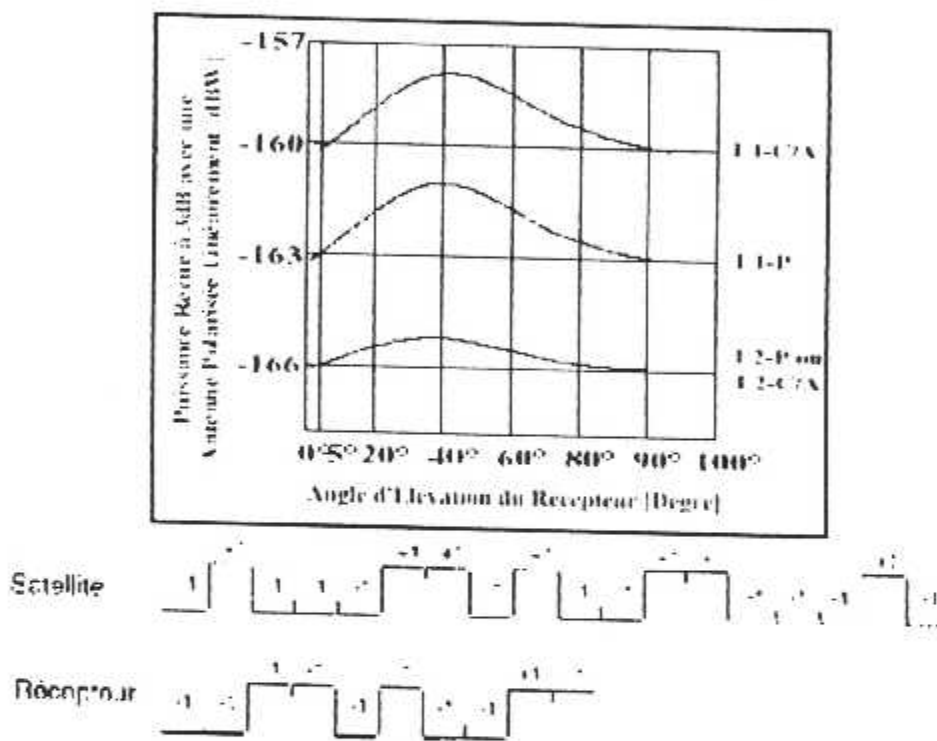
L'accès au satellite se fait par la sélection de son code (technique CDMA). Les codes C/A et P ont été choisis en fonction de leur propriété d'intercorrélation. Ceci permet à un récepteur GPS d'effectuer des mesures sur les signaux reçus d'un satellite sans être perturbé par la réception simultanée sur les fréquences L1 et L2 des autres satellites visibles (au minimum 4 satellites).

Un récepteur souhaitant s'accrocher sur un satellite doit générer un code identique au code reçu dans un canal de traitement. Puis le récepteur doit effectuer le produit des deux codes et intégrer le résultat sur un certain temps pour extraire le signal du bruit et pour éliminer les signaux des autres satellites GPS. Cette fonction de corrélation s'exprime de la manière suivante :

$$R(t) = \frac{1}{T} \int_0^T X(t) \cdot X(t-\tau) \cdot dt \Leftrightarrow R(j) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N X_i \cdot X_{i-j}$$

Par décalage successif de sa réplique, le récepteur cherche un maximum obtenu lorsque les deux codes sont en phase. Le maximum trouvé, un verrouillage sur le signal est réalisé par des boucles de poursuite du code et de la porteuse. Celles-ci effectueront les mesures nécessaires pour élaborer les pseudo-distances et les fréquences Doppler des satellites.

Un exemple simple illustre la principale de la corrélation :

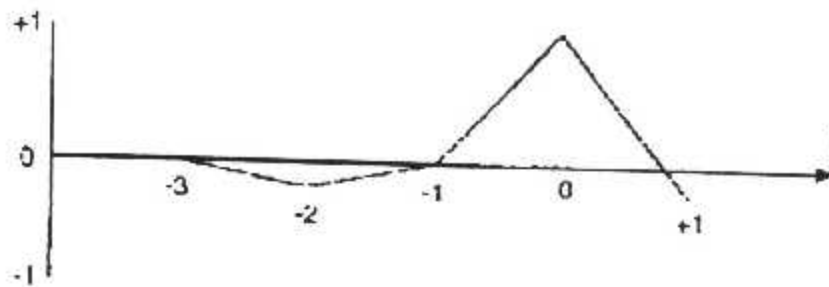


**Fig.II.9 :** Niveaux Minimum des Signaux Reçus [ICD-91].

Dans l'exemple ci-dessus, la fonction d'autocorrélation s'écrit :

$$R(3) = 1/10 \sum_{i=1}^{10} X_i \cdot X_{i-3}$$

La réponse de la fonction d'autocorrélation en fonction du décalage j présente alors la forme classique suivante :



**Fig.II.10** : Autocorrélation en fonction du décalage

Les niveaux d'intercorrélation, c'est-à-dire la réjection des autres signaux codé C/A sont meilleurs que 20dB y compris les effets dus au Doppler. La performance théorique sans Doppler est de 24dB. Le niveau de bruit de l'autocorrélation du code, c'est-à-dire le niveau du signal autocorrélé en dehors du pic, est également inférieur de 20 dB par rapport au maximum.

La corrélation du fait de l'opération produit-intégration comprime le signal et remonte son niveau. Un temps d'intégration d'une milliseconde améliore, en théorie, l'apport signal à bruit de 33dB (rapport des bandes avant/après corrélation). le rapport signal à bruit de -22dB, passe alors à +11dB. Des temps d'intégration plus long sont réalisés mais cela se fait au détriment de la tenue aux dynamiques (accélération) du porteur. Les temps d'intégration sont typiquement compris entre 1 ms et 20 ms suivant le type d'application et la nature de l'environnement électromagnétique (brouilleur).

### **II.5-La liaison des signaux satellites aux récepteurs**

Le bilan de liaison des satellites aux récepteurs est assez compliqué car il faut tenir compte des gains d'aériens des satellites et de leur orientation vers les utilisateurs, du gain des antennes des récepteurs qui sont modestes en général, à cause de leurs dimensions (3 dB estimés) et d'autres paramètres. Ce qu'il faut retenir est que la puissance minimale reçue au sol est de -160/-163 dBW pour L1 et -166 dBW pour L2 ceci pour un angle satellite/récepteur de 5 degrés, on gagne environ deux dB pour le meilleur angle qui est voisin de 40 degrés (et non de 90 degrés à cause des aériens satellites, cette valeur étant justifiée plus loin). Notez que la réception GPS est de ce fait perturbée par des obstacles, maisons, etc., et qu'en général le système ne fonctionne pas dans une habitation, sauf aérien extérieur telle une antenne « patch » ou une « quadri-hélice » bien adaptée à cet usage ,s' il n'y a pas de multitrajets (échos) perturbateurs.

### II.5.1-Les bases d'un récepteur GPS

Les récepteurs GPS sont de petites merveilles d'électronique, et leur diffusion ainsi que l'intégration à large échelle de leurs composants a permis cet état de choses.

L'organisation de base d'un récepteur GPS, organisation susceptible d'évolution, car si les fonctions existent toujours, l'évolution vers des circuits de plus en plus spécifiques et à large intégration, comprime les blocs fonctionnels. Dans ces circuits on trouve bien sûr du traitement numérique (DSP), mais aussi un bus 32 bits, un cadencement à plusieurs mégahertz, et des mémoires passives et actives dont un plan mémoire par satellite, en résumé un calculateur assez musclé souvent en mode instructions réduites ou « risc ».

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 L1 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 (actuellement douze satellites mémorisés) maximum et en général 8 utilisés et des corrections diverses, calculer la position du récepteur. Les codes C/A et P (codé) servent aux fonctions horloge et mesure du temps d'arrivée, les données à l'identification des satellites, leurs éphémérides et les diverses corrections. L'ensemble des tâches assurées par un récepteur GPS trier dans des considérations complexes donc retenir pour l'essentiel des fonctions :

1. Une antenne de réception en général réduite en dimensions pour faciliter son utilisation en mobile par exemple, ce qui diminue ses performances. Pour compenser ceci elle vent active avec un « gasfet » (faire attention il peut périr près d'un émetteur puissant) Un oscillateur local en tête de réception qui n'a pas besoin d'être très précis, surtout avec les circuits récents. Il ne faut donc pas le confondre avec une horloge, surtout qu'il est souvent synthétisé et possède des sorties à d'autres fréquences.
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 Costas et d'autres aides numériques, afin d'obtenir des signaux propres (comme dans tout traitement numérique, il faut aussi tenir compte des « alias » ces fausses informations issue de fréquences harmoniques qu'il faut filtrer) 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.

Cette description sommaire est valable dans le plan (longitude, latitude), mais doit être complétée pour la troisième dimension (altitude) par un traitement supplémentaire qui vient encore compliquer l'affaire.

Le calcul de la longitude, latitude, altitude et éventuellement d'autres données telles le locator ou la ville ou l'on se trouve etc. passe par la meilleure estimation faite au paragraphe précédent du temps de propagation issu des satellites. Cette estimation est issue de mesures, mais aussi de corrections importantes pour la précision.

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.

## II.6- La navigation avec un récepteur GPS

Un récepteur portable peut être utilisé suivant plusieurs niveaux, en fonction des exigences de l'utilisateur et de sa connaissance des performances de l'appareil. Schématiquement, on peut classer ces niveaux de la manière suivante :

- Utilisation de base : Le récepteur calcule la position, et visualise la route parcourue à la surface du globe terrestre,



- Utilisation évolué : Le récepteur mémorise les positions des points d'une randonnée et il vous indique le chemin du retour,
- Utilisation en navigation : Le navigateur introduit dans le récepteur les coordonnées de points et le récepteur vous guide vers ces points.

#### a. Distance parcourue et vitesse :

Les récepteurs GPS ne se contentent pas de vous indiquer la position instantanée, mais ils disposent d'un mini ordinateur qui vous propose des fonctions de navigation auxiliaires plus ou moins variées et dépendant de la spécialité du GPS : marine, aviation, routière, randonnée...).

Généralement, la page « position » vous indique où vous vous trouvez mais également dans quelle direction vous vous déplacez et à quelle vitesse. Le récepteur GPS connaît sa position, la date et l'heure.

Il peut donc en déduire la variation de position par intervalles de temps, soit la vitesse et la distance parcourue.

Sur la plupart des appareils, nous trouvons une aiguille tournant sur une rose des caps et qui symbolise une boussole. On peut y lire la direction suivie par rapport au Nord géographique (Nord vrai).

Si le récepteur n'est pas équipé d'un système de cartes intégrées, il faut manuellement reporter cette direction sur la carte.

#### b. Aller vers un point sélectionné :

La fonction « GO TO » vous guide vers un point que vous avez sélectionné à l'avance. Par exemple, vous relevez sur la carte un point vers lequel vous désirez vous diriger, comme une entrée de port en utilisation marine ou une entrée à l'aéroport en utilisation aéronautique. Vous introduisez les coordonnées de ce point dans le récepteur GPS qui vous donne instantanément les données de navigation pour rejoindre ce point : distance, route ou cap à suivre et temps nécessaire pour rejoindre ce point à la vitesse instantanée de déplacement. Les points ainsi entrés en mémoire dans le récepteur, sont nommés : « WAY POINT ».

La plupart des récepteurs visualisent l'orientation à prendre par rapport au nord géographique, pour rejoindre le way point programmé.

**c. Mettre un point en mémoire :**

Un récepteur GPS doit pouvoir mémoriser un point ; par exemple lors d'une randonnée en montagne, vous êtes sur un site que vous envisagez de retrouver plus tard, le récepteur va mémoriser sa position sous forme d'un WAY POINT et il vous sera facile d'utiliser la fonction GO TO pour retrouver ce site.

Une région peut ainsi être mémorisée par le jalonnement d'une succession de WAY POINTS entrés dans le récepteur ; pour suivre cette même région, il suffira d'utiliser la fonction GO TO d'un point à l'autre.

Notons bien qu'il existe autant de nombreuses possibilités d'aide à la navigation d'un récepteur GPS, plus particulièrement ceux qui sont destinés à la navigation aérienne et c'est à l'utilisateur d'essayer de connaître le mieux possible le manuel d'utilisation de son récepteur et de s'entraîner à maîtriser son appareil afin d'en exploiter au mieux ses possibilités et de pouvoir utiliser son appareil avec fiabilité et en confiance.

**II.7- Les messages de données et le calcul de position**

Chaque satellite GPS émet un message de navigation, qui contient toutes les données nécessaires au récepteur pour effectuer les calculs de navigation. Ce message est une suite de données binaires transmises sous la forme de trames de 1500 bits chacune et d'une durée de 30 secondes. Chaque trame se compose de 5 sous trames de 300 bits, d'une durée de 6 secondes chacune.

Chaque sous trame se divise en 10 mots de 30 bits chacun. Une sous trame commence par un mot de télémétrie (TLM), suivi d'un mot de livraison (HOW ) indiquant l'heure de livraison de la sous trame . La figure suivant résume les informations transmises par les satellites.

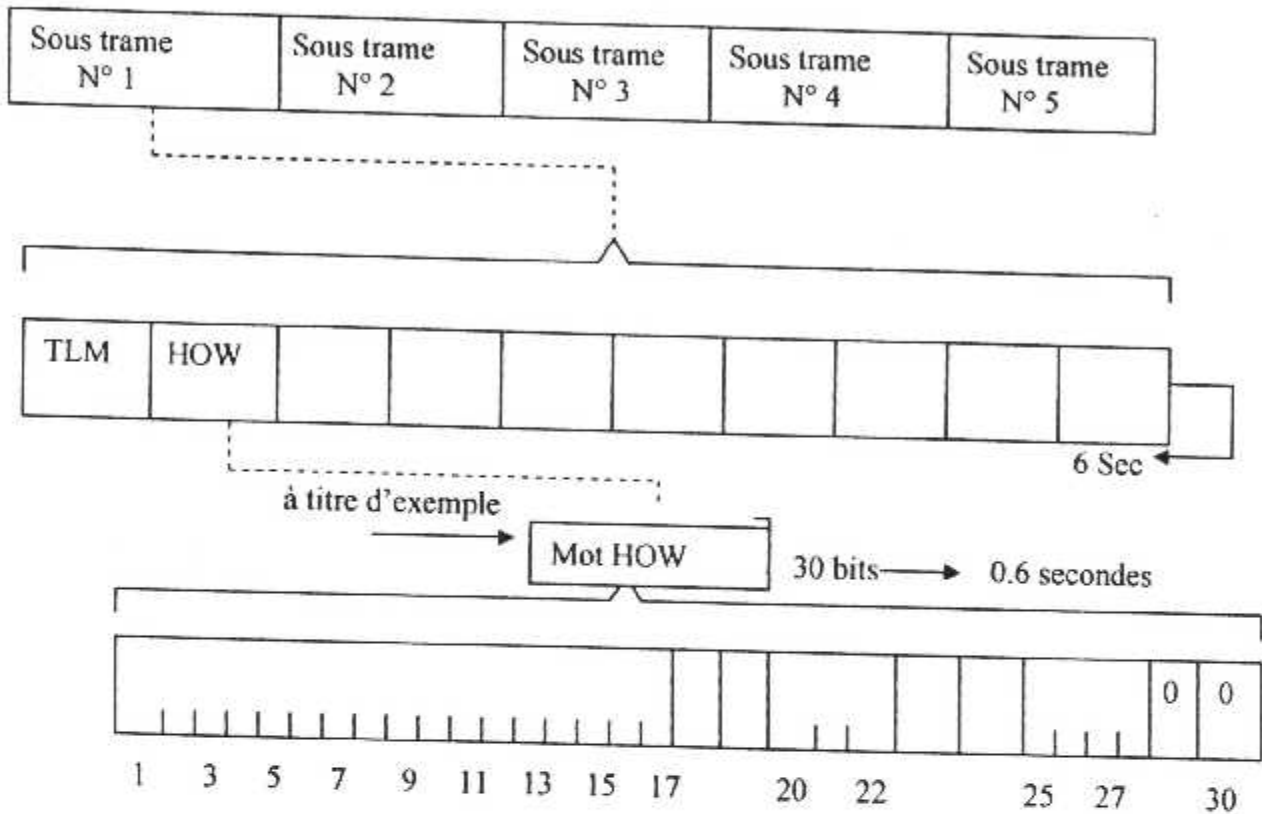


Fig.II.11: Structure du message de navigation

Ces données comprennent :

- une information de l'état de santé du satellite ;
- une information nécessaire à l'acquisition du code du message ;
- les informations de précision du satellite ;
- une information concernant le retard de propagation par ionosphère ;
- les éphémérides du satellite ;
- temps transférer par UTC ;
- constellation satellite ;
- les corrections d'horloge du satellites, qui permettent mathématiquement à l'aide d'un polynôme d'ordre 2 de convertir le temps satellites dans l'échelle de temps GPS ;
- les almanachs de l'ensemble des satellites opérationnels, ce sont des informations d'ordre général sur le satellite dans la constellation. Les récepteurs GPS ayant un almanach

à jour connaît donc les lieux dont il doit scruter l'espace pour rechercher les satellites. Cette base de données est quotidiennement mise à jour par la terre.

Pour cela il se trouve que l'altitude d'un satellite GPS est relativement basse, environ trois fois le rayon terrestre, de plus le satellite est sensible à l'attraction lunaire et dans une moindre mesure du fait de l'éloignement, à l'attraction solaire.

Les déformations de la croûte terrestre ou des marées dues à la lune et au soleil ont des effets négligeables sur la trajectoire. Ces déformations permettent à l'almanach de calculer la position d'un satellite à plusieurs centaines de mètres près ; cette précision n'est pas suffisante pour se positionner correctement.

La position précise d'un satellite est obtenue en utilisant les éphémérides que lui seul émet, les éphémérides regroupent les paramètres d'almanach complétés par des paramètres de second ordre

De plus, les éphémérides sont données avec une résolution bien meilleure que celle de l'almanach et sont réactualisées toutes les deux heures au maximum, ils sont transmis toutes les 30 secondes, tandis que l'almanach complet est transmis sur 12,5 mn et est rafraîchi plusieurs fois par mois.

L'ordre de grandeur de la précision de position d'un satellite calculée à partir des éphémérides est de 1 m sur le rayon de son orbite, de plusieurs mètres sur sa trajectoire et de quelques mètres dans la direction perpendiculaire aux deux directions précitées.

La précision de position d'un satellite obtenue à partir de l'almanach est kilométrique, l'almanach est principalement utilisé pour prévoir la visibilité des satellites

### II.7.1- format du message de navigation

Le message de navigation est composé de trames de 1500 bits. Chaque trame dure 30 secondes du fait du débit de 50 bps (bits par seconde), chaque trame contient 5 sous trames de 10 mots de 30 bits.

Les sous trames 1 à 3 ont leur contenu qui ne change pas en général de trame alors que les sous trames 4 et 5 contiennent différentes pages à chaque trame.

La trame principale contient à son tour toutes les pages de sous trames 4 et 5 et consiste en 25 trames complètes. Le temps de transmission de la trame principale est de 12,5 minutes.

Chaque bit a une durée de 20 ms, dans ce laps de temps le code C/A (1023 éléments à 1,023 MHz) est répété exactement 20 fois. Les 30 bits de chaque mot se décomposent en 24 bits d'information et de 6 bits de contrôle de parité (code de Hamming étendu).

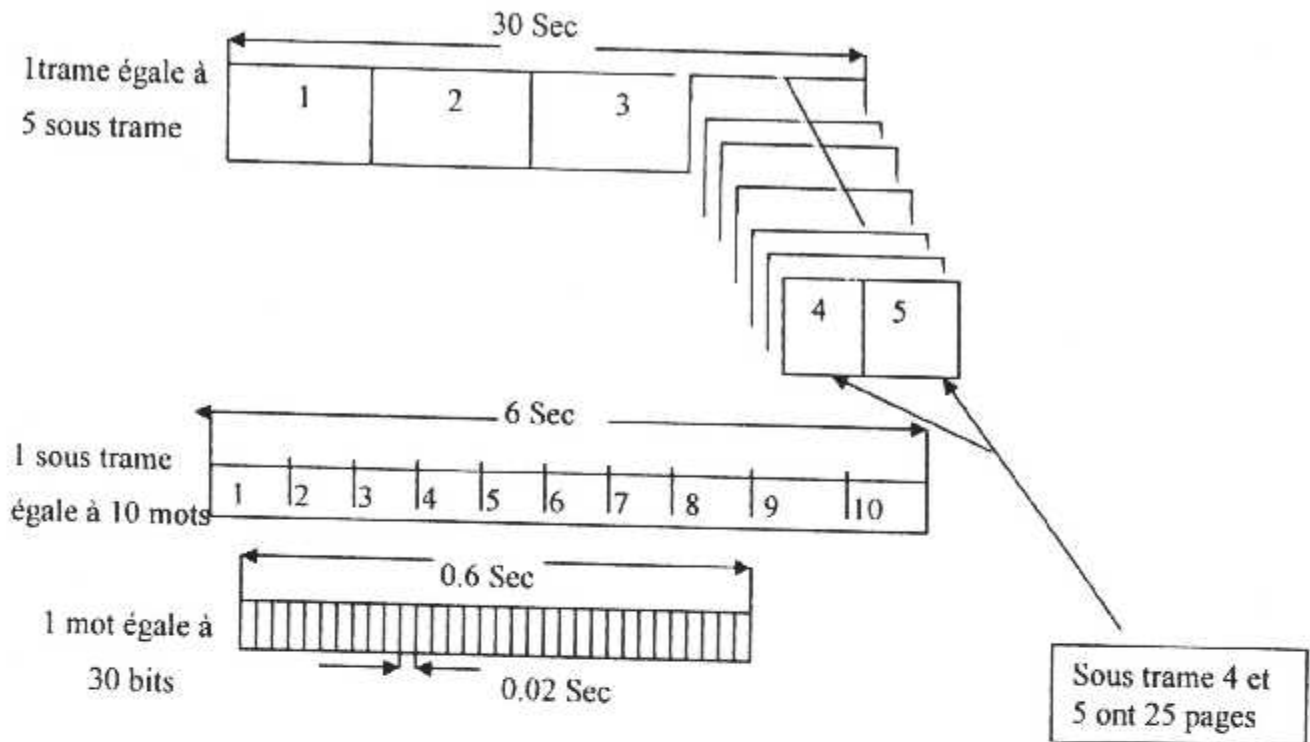


Fig.II.12:Format du message de navigation

### III.7.2-Contenu du message de navigation

Le contenu de chaque sous trame est particulier à la sous trame.

Le sous trame 1 contient les paramètres de correction d'horloge, différents indicateurs de l'âge des données.

Les sous trames 2 et 3 contiennent les éphémérides du satellite transmettant le message.

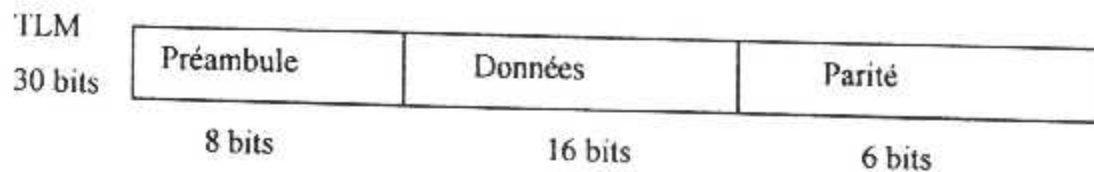
La sous trame 4 contient suivant les pages, les paramètres du modèle ionosphérique, les paramètres de passage du temps GPS au temps UTC, des indicateurs signalant le cryptage éventuel du code P et si plus de 24 satellites à 28 satellites sont en orbite, l'almanach et état de santé des satellites en excès. Certaines pages sont conservées.

La sous trame 5 contient de la page 1 à 24 les almanachs de chaque satellite en orbite, la page 25 contient l'état de santé de ces 24 satellites à 28 satellites.

#### → Mot de télémétrie (TLM)

Toutes les sous trames débutent par un mot de télémétrie (TLM) destiné à mesurer avec exactitude la distance du satellite. Le mot de télémétrie est émis toutes les 6 secondes.



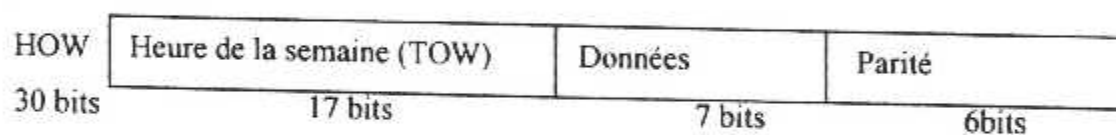


### Mot de télémétrie

Le mot de télémétrie (TLM) débute par un préambule de 8 bits. Ce préambule est connu et toujours le même (10001011). Il permet au récepteur d'identifier parfaitement le début de la trame afin de se synchroniser et de mesurer ainsi l'instant d'arrivée du message avec une grande précision.

### → Mot de livraison (HOW)

Le mot de livraison HOW (Hand Over Word) permet d'identifier l'heure à laquelle le dernier bit des sous trame a été émis.



### Mot de livraison

L'heure est donnée en secondes par rapport au début de la semaine en cours. Le champ de 17 bits donnant l'heure de la semaine est appelé TOW (Time of Week) ; il indique en fait le nombre de sous trames transmises depuis le début de la semaine (le dimanche à 0 heures). Puisque chaque trame dure exactement 6 secondes et que la première sous trame a débuté le dimanche à 0 heures (TOW= 1), l'heure exacte peut ainsi déterminée par le récepteur GPS.

L'horloge du récepteur peut de le sorte être remise à l'heure toutes les 6 secondes .Le champ de 7 bits de données permet d'identifier le numéro de la sous trame émise et renseigne également sur la validité du message reçu.

#### a) Horloge et état de fonctionnement du satellite – sous trame 1

Les 10 premiers bits du troisième mot définissent le nombre de semaines écoulées depuis le 6 janvier 1980 ( de 0 à 1023 semaines ).Il est intéressant de noter que toutes les 1024 semaines , soit un peu moins de 20 ans , ce champ est remis à zéro ( EOW , End Of Weeks ). Le récepteur GPS est chargé de maintenir la date lorsque ce phénomène se produit. Certains récepteurs de la première génération ne respectent pas l'affichage de la date ou sont tous

simplement incapables de fonctionner depuis 21 août 1999. Cependant, tous les récepteurs GPS récents ne sont pas affectés par ce phénomène et sont susceptibles de retrouver la date correcte.

Dans ces sous trame, un champ de 4 bits sert ensuite à définir la précision de la distance de l'utilisateur au satellite (URA, User Range Accuracy). Cette valeur indique la plus mauvaise précision prédite pour les 30 prochaines secondes. Elle est notée de 0, pour la meilleure précision, à 15 pour la plus mauvaise, la valeur définie par l'URA ne tient pas compte des délais introduits par les couches de l'ionosphère.

Un champ de 6 bits renseigne sur l'état de fonctionnement du satellite. Il peut ainsi indiquer que le satellite n'est actuellement pas utilisable ou qu'il ne sera bientôt plus utilisable temporairement. Lorsque le fonctionnement du satellite est normal, ce champ est à zéro.

Un champ de 10 bits, appelé IODC (Issue of Data, Clock), permet au récepteur de savoir, en ne testant que cette valeur, si un ou plusieurs paramètres de correction ont été modifiés ; il réactualisera ainsi les informations concernant ce satellite. Le récepteur est de la sorte capable, s'il a été éteint depuis moins de 7 jours, de savoir si toutes les informations qu'il possède concernant ce satellite sont à jour ou s'il doit le réactualiser.

Un champ de 8 bits ( $T_{GD}$ ) donne une estimation des corrections à apporter sur le délai de groupe différentiel du satellite.

Cette sous trame contient enfin toutes les corrections concernant le calcul de l'horloge et de la position du satellite. Les sous trame 1 est émise à chaque trame toutes les 30 secondes.

### **b) Ephémérides du satellite – sous trame 2 et 3**

Les deuxième et troisième sous trame contiennent les éphémérides du satellite. Ces deux sous trame sont émises à chaque trame toutes les 30 secondes. Elles définissent l'orbite actuelle du satellite par rapport à l'heure GPS. Le récepteur est ainsi capable de calculer la position très exacte du satellite à partir de ces informations. Normalement, ces éphémérides sont continuellement mises à jour, mais le récepteur pourrait utiliser ces informations pendant près de quatre heures, sans que l'erreur introduite soit significative.

Un champ de 8 bits, nommé IODE (Issue of Data, Ephéméris) ; permet au récepteur, en ne testant que cette valeur, de savoir si un ou plusieurs paramètres des éphémérides du satellite ont été modifiés, et de réactualiser ainsi les informations concernant ce satellite. Le champ IODE doit également être égale aux 8 bits de poids faible du champ IODC de la sous trame 1. Le récepteur est ainsi capable, s'il a été éteint depuis moins de 6 heures, de savoir si toutes les éphémérides qu'il possède concernant ce satellite sont à jour.

### c) Almanach et informations – sous trame 4 et 5

La quatrième sous trame contient des informations d'ordre général telles que la correction entre l'heure GPS et l'heure UTC, les configurations de satellites, ainsi qu'un modèle des délais de propagation des signaux dans les couches de l'ionosphère. Elle renferme également l'almanach des satellites 25 à 32, ainsi que leur état de fonctionnement. La cinquième sous trame contient l'almanach des satellites 1 à 24, ainsi que l'état de fonctionnement de ces satellites. L'almanach est une information qui permet de calculer une position approximative d'un satellite. Il est utilisé pour déterminer si un satellite est visible, c'est-à-dire situé au dessus de l'horizon. Ceci facilite la recherche des satellites et leur acquisition.

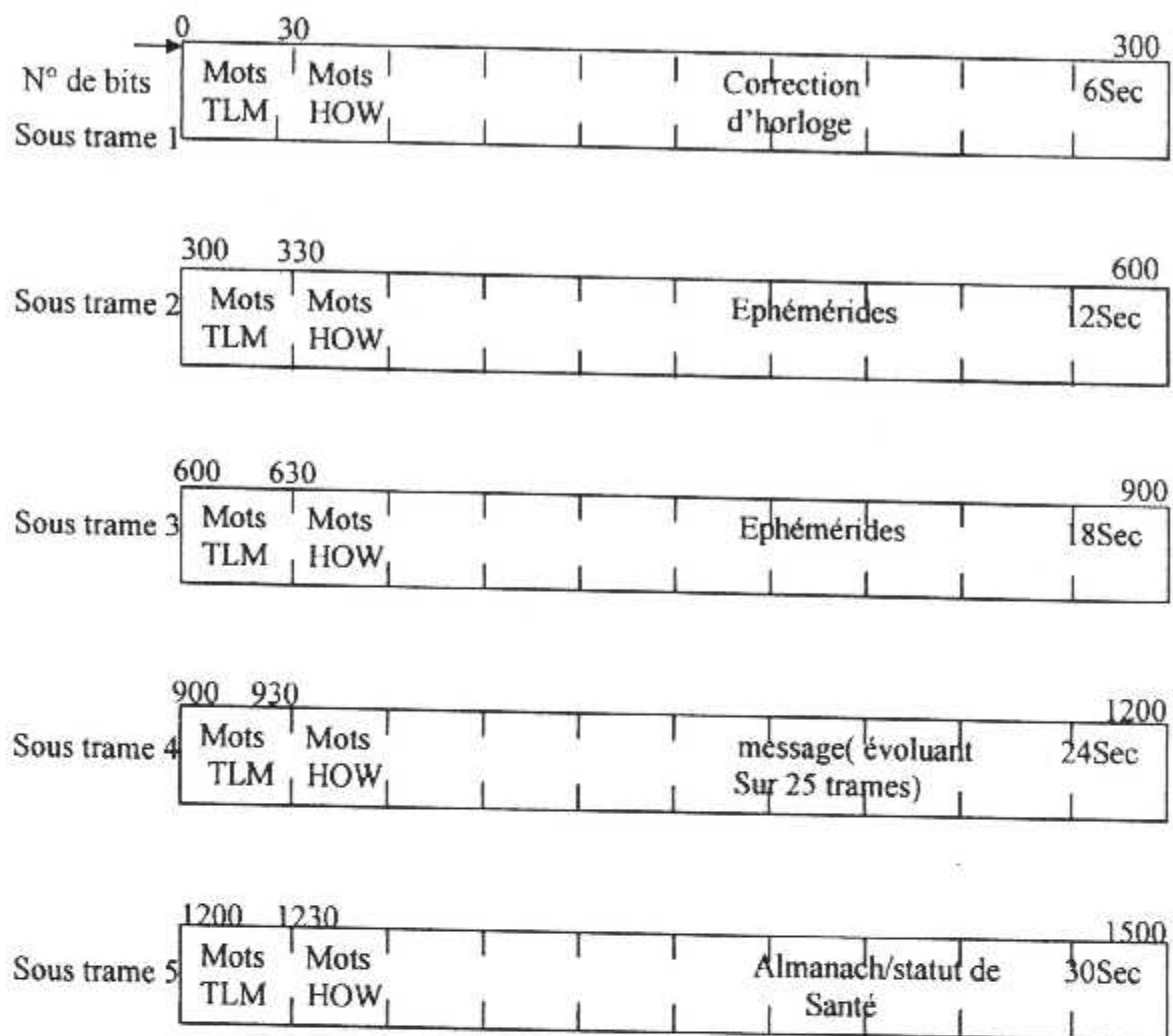
L'almanach permet d'avoir une idée du Doppler du signal satellite. En centrant la recherche en fréquence sur ce Doppler on raccourcit les temps d'acquisition.

Une fois un satellite acquis et son message de navigation démodulé, le récepteur utilise les éphémérides.

Les quatrième et cinquième sous trame font partie d'un ensemble de 25 pages (numérotées de 1 à 25) qui composent la totalité des données d'informations. Il faut douze minutes et demie pour émettre complètement ces 25 pages.

Un almanach définit l'orbite approximative de tous les satellites. L'almanach complet des satellites est réparti sur les pages 2 à 10 de la quatrième sous trame, et sur les pages 1 à 24 de la cinquième sous trame. L'almanach est réactualisé au moins tous les 6 jours ; cependant, il peut être utilisable pendant plusieurs mois par un récepteur. Un message de 22 caractères peut également être transmis dans cette sous trame.

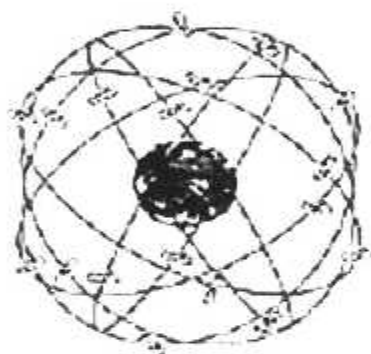
Chaque dimanche à 0 heure, 0 minute et 0 seconde, temps GPS, la séquence de transmission des trames et des sous trame est initialisée et redémarre donc par la sous trame 1 de la trame 1 de la page 1, indépendamment de ce qui avait été transmis précédemment. Au moment du changement, une séquence complète peut prendre 13 minutes au lieu des 12 minutes et demie pour être reçu complètement par le récepteur.



**Fig.II.13** : Contenu de message GPS

Pour plus de détaille voir Annexe A et B.

# Chapitre III



La position GPS et ces incertitudes



### III. Le positionnement GPS et ces incertitudes

#### III.1.Introduction

Le principe de positionnement GPS est très proche du principe de triangulation. On mesure la distance entre utilisateur et un certain nombre de satellites (4 minimums) de positions connues. On définit ainsi des sphères centrées sur des satellites et dont l'intersection donne la position. Le récepteur GPS est capable d'identifier le satellite qu'il utilise à l'aide du signal pseudo aléatoire émis par chaque satellite. Il charge, à l'aide de ce signal, les informations sur l'orbite et la position du satellite. Pour mesurer la distance qui sépare le satellite GPS, on mesure le temps  $T$  émis par le signal pour aller de l'un vers l'autre. Le signal voyageant à la vitesse de la lumière, on déduit la distance.

Le système GPS permet également de mesurer la vitesse à laquelle se déplace l'utilisateur, cette évaluation se fait par la mesure de Doppler sur le signal provenant d'un satellite GPS.

En effet, le signal aperçu par le récepteur n'a pas exactement la même fréquence que lorsqu'il est généré par le satellite. Suivant le principe Doppler et l'éphéméride du satellite on en déduit la vitesse.

#### III.1.1.Les modes de positionnement

On distingue deux modes de positionnement qui se différencient par la manière de lier les mesures à un système de référence.

Le type de positionnement dont il a été question jusqu'à présent était effectué à l'aide d'un seul récepteur. Ce type de positionnement se nomme :

##### → Le positionnement absolu

Le positionnement absolu consiste à déterminer les coordonnées d'un point quelconque de la terre en utilisant les codes générés par les satellites. Il est qualifié absolu car il considère la relation entre un récepteur et plusieurs satellites.

Puisque seules les observations recueillies par un récepteur contribuent à la détermination de sa position. La précision théorique du positionnement absolu est maintenant d'environ 20m, depuis que l'armée américaine n'introduit plus volontairement d'erreurs dans les éphémérides ni de variation dans la fréquence nominale des horloges des satellites.

Cet autre dispositif de sécurité se nommait la disponibilité sélective SA « Selective Availability ». Il avait pour but de restreindre l'accès au plein potentiel du GPS. Avec ce dispositif, la précision du positionnement horizontal était de,  $\pm 100$  m ,95 fois sur 100.

Le récepteur GPS reçoit les signaux d'au moins 4 satellites (3 pour l'intersection et 1 pour le contrôle), ce qui lui permet de calculer la position du récepteur.

Toutes les erreurs systématiques, comme les erreurs d'orbites (écart entre la position du satellite telle qu'elle est signalée et son orbite effective), l'atmosphère, les horloges des satellites et des récepteurs, influent sur la précision avec laquelle est calculée la position.

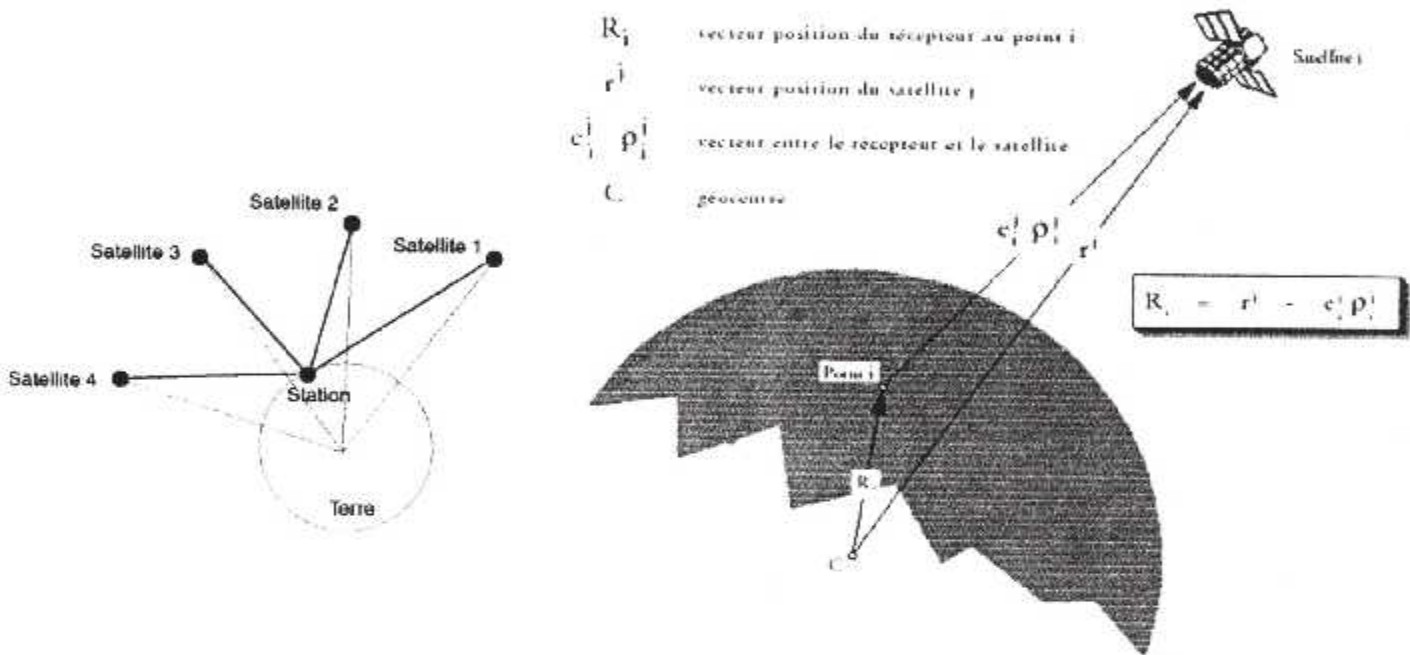


Fig.III.1. le positionnement absolu

Un moyen efficace permettant de réduire l'effet des erreurs inhérentes au GPS est :

#### → Le positionnement relatif

Le principe consiste à recueillir simultanément des observations à un récepteur localisé à une station de référence dont les coordonnées sont connues. Les mesures de distance sont comparées aux distances théoriques calculées à partir des coordonnées connues de la station et des satellites. Ces différences de distance représentent les erreurs de mesure et sont calculées pour chaque satellite à chaque époque d'observations. Par la suite, ces différences de distance deviennent des termes correctifs (aussi appelé corrections différentielles) qui sont appliqués aux mesures de distance recueillies par le récepteur mobile.

De cette façon, les erreurs d'observations communes de la station de référence et du récepteur mobile sont éliminées. Les erreurs sont d'autant plus identiques lorsque les 2

récepteurs sont plus rapprochés.

La précision du positionnement relatif (avec mesure pseudo-distance) est de l'ordre de 2 à 10 m. Cette précision est fonction de la précision des mesures de pseudo-distance, de la géométrie, de la configuration des satellites et de l'espacement entre les récepteurs qui peut facilement aller jusqu'à quelques centaines de kilomètres. Il est important de mentionner que les corrections différentielles ne doivent pas être appliquées au niveau des coordonnées, sauf si les mêmes satellites sont observés par les deux récepteurs. Les corrections différentielles peuvent être appliquées à plus d'un récepteur mobile et l'intervisibilité entre les récepteurs n'est pas requise.

Malheureusement, le positionnement relatif n'élimine pas les multitrajets, puisque les conditions propices aux réflexions des signaux, sur des surfaces réfléchissantes à proximité des antennes.

L'interférence à l'antenne, entre l'onde directe qui arrive du satellite et de l'onde du même satellite qui est réfléchi, cause une erreur dans la mesure de la distance satellite-récepteur. Cette erreur peut atteindre plusieurs mètres pour les mesures de pseudo-distance et quelques centimètres pour la mesure de phase.

Au moins deux récepteurs GPS sont toujours utilisés, dont un se trouve positionné sur un point dont les coordonnées sont connues (station de référence). Le deuxième récepteur GPS sert à relever les données de mesure GPS sur des points à déterminer. En comparant les mesures de la station de référence et celles de la station mobile, il est alors possible de déterminer la différence existant entre les coordonnées des deux stations.

Ces différences de coordonnées peuvent être déterminées avec beaucoup plus de précision que dans le cas de la position absolue puisqu'une grande partie des erreurs systématiques sont résolues lors du calcul des différences, dont le positionnement relatif fait intervenir deux récepteurs qui enregistrent simultanément les signaux GPS sur 2 points différents. Dans ce cas, on s'intéresse au vecteur spatial reliant ces 2 points. La connaissance d'un point de référence dans un système de coordonnées permet de rattacher précisément chaque vecteur à ce dernier, c'est pourquoi l'on parle de positionnement relatif.

Ce mode est utilisé pour les applications de géodésie et de mensurations précises car la précision obtenue est de l'ordre du mm.

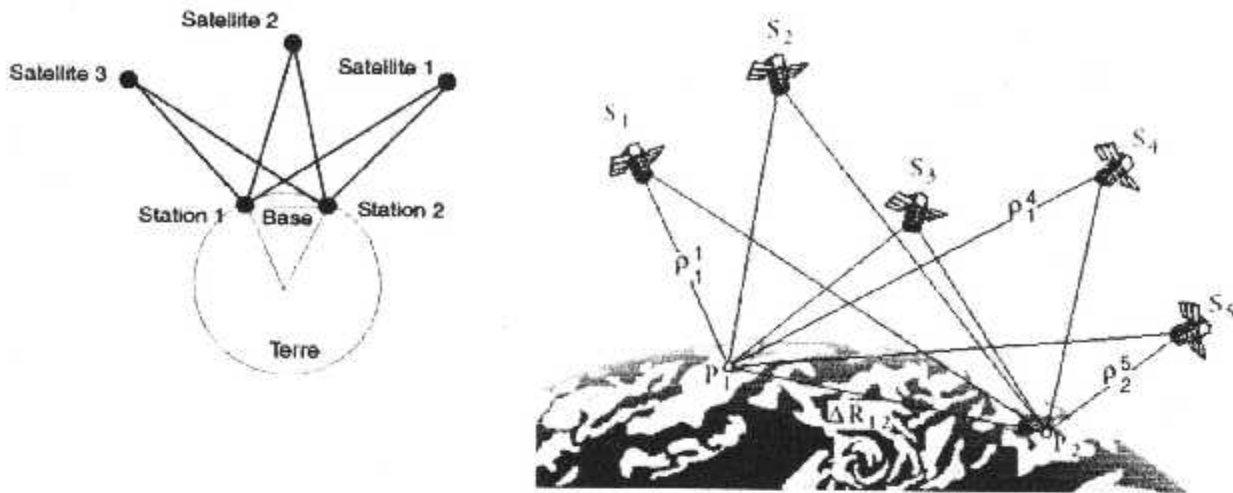


Fig.III.2. le positionnement relatif

**III.2. la mesure précise du temps de positionnement**

Pour valider tout le raisonnement qui précède, il faut que la mesure du temps soit extrêmement précise.

En effet, si une erreur d'un millième de seconde est faite, cela produit une erreur de position de 300 Km, à la vitesse de la lumière, une très grande précision est de rigueur.

Les horloges internes des satellites sont très précises car il s'agit d'horloges atomiques au Césium, cependant celles des récepteurs l'est beaucoup moins. Pour cela on trouve que la solution c'est d'utiliser 4 satellites.

Essayons de comprendre comment 4 mesures imprécises de satellites peuvent donner une mesure précise de positionnement, pour cela ramenons nous à un espace à 2 dimensions car le raisonnement est le même :

Etape n° 1 ; dans l'espace 2D, il faudrait 2 satellites pour repérer un point

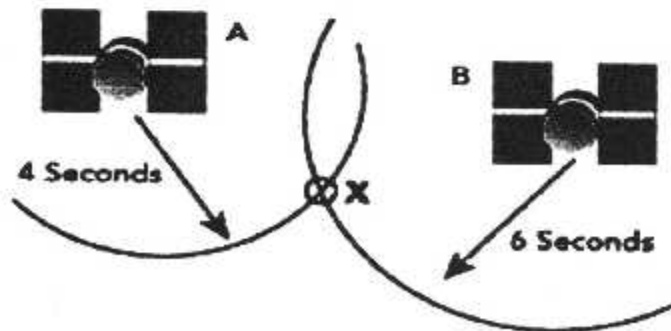


Fig.III.3. le repérage d'un point en 2D

Le satellite A mesure 4 seconde, et le satellite B mesure 6 seconde dont l'intersection de ces deux mesures donne le point X.

Etape n°2 ; en effet les satellites ont commis une erreur d'une seconde, au lieu de trouver le point X, c'est le point XX qui est calculé

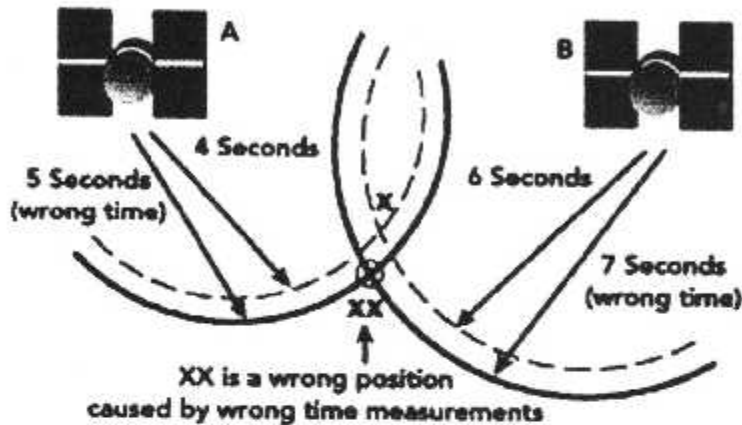


Fig.III.4: le repérage d'un point en 2D avec une erreur d'une seconde

Etape n°3 ; en utilisant un troisième satellite, sans erreur de mesure, le troisième satellite confirme le résultat des 2 autres.

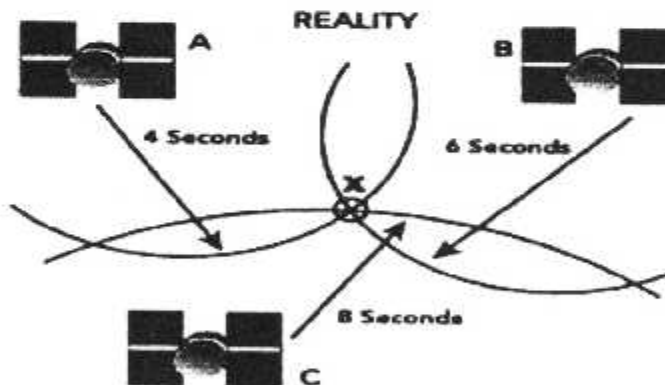


Fig.III.5. le repérage d'un point en 3D

Etape n°4 ; dans le cas d'une erreur d'une seconde de chaque satellite, le troisième satellite permet de définir une zone dans laquelle se trouve le point à trouver, en considérant que l'erreur commise par A, B et C sont les mêmes, il suffit de chercher quelle valeur a enlevée à chaque mesure (qui correspond à l'erreur commise) pour que les arcs de cercles se coupent en un même point. En raisonnant pour cela dans un espace 3D, on comprend donc pourquoi il faut recourir à un quatrième satellite.



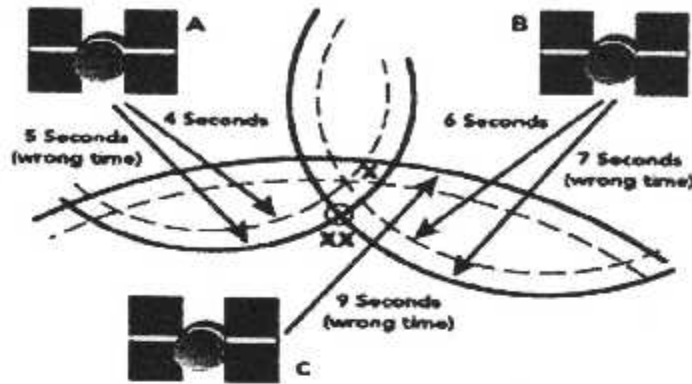


Fig.III.6. le repérage d'un point en 3D avec une erreur d'une seconde

### III.3. Les différents types de mesures GPS

#### III.3.1. Mesure de la pseudo-distance

La mesure de pseudo-distance nécessite la connaissance des codes-aléatoires, est une mesure de distance entre le satellite (émetteur) et le récepteur, la distance est biaisée par les erreurs de propagation et les différences entre l'échelle de temps.

Grâce à la génération locale d'un code identique au code reçu du satellite, le récepteur va rechercher en décalant dans le temps son propre code, le 'pic' de corrélation signifiant la similitude temporelle des deux codes.

Cette transition permet de déterminer le temps d'émission de cet événement par le satellite à partir de donnée (compteur Z).

Il suffit alors de noter le temps affiché par l'horloge du récepteur pour déterminer le temps de réception de cette transition du code dans l'échelle de temps du récepteur.

On dispose donc du temps de propagation du signal code qui est la différence entre l'instant de réception et l'instant d'émission.

La figure suivante résume cette procédure.

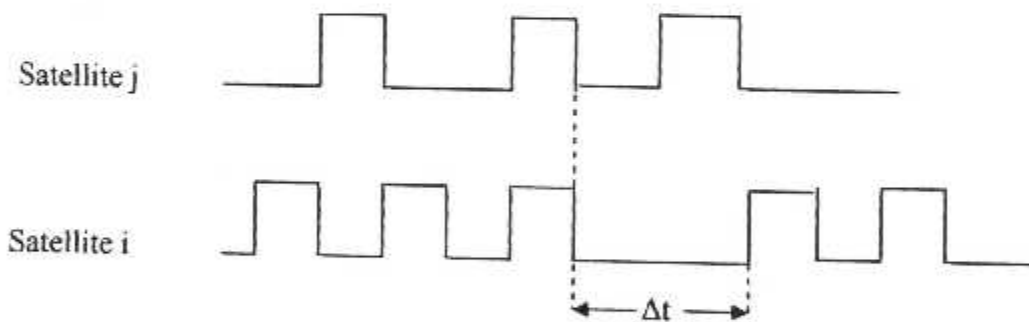
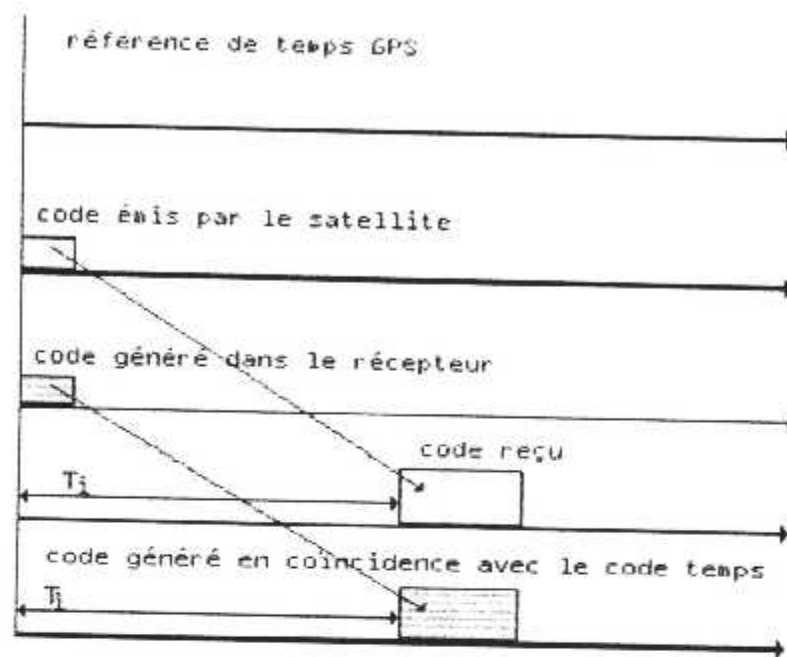


Fig.III.7 .Comparaison de codes du signal reçu et du signal générer par le récepteur

Les horloges du satellite et du récepteur ne sont pas synchronisées, et on mesure :

$$\Delta t_i^j = t_{Ri} - t_E^j \quad (\text{III.1})$$

Où  $t_{Ri}$  est le temps de réception dans l'échelle de temps récepteur  $i$  et  $t_E^j$  le temps d'émission dans l'échelle de temps satellite.

$$t_{Ri} + dt_i = t_R \quad (\text{III.2})$$

$$t_E^j + dt^j = t_E \quad (\text{III.3})$$

Avec  $t_E$  et  $t_R$  respectivement les temps d'émission et de réception du signal en temps GPS et  $dt_i$  et  $dt^j$  le décalage des horloges du récepteur et du satellite par rapport au temps GPS.

$$\Delta t_i^j = t_R - dt_i - t_E + dt^j = t_R - t_E + (dt^j - dt_i) \quad (\text{III.4})$$

soit  $R_i^j$  la pseudo distance exprimée en mètre :

$$R_i^j = c \times (t_R + t_E) + c \times (dt^j - dt_i) = \rho_i^j + c \times (dt^j - dt_i) \quad (\text{III.5})$$

avec  $c$  la vitesse de la lumière et  $\rho_i^j$  la distance géométrique entre le satellite  $j$  à l'instant  $t_E$  et le récepteur  $i$  à l'instant  $t_R$

### III.3.2. La mesure de phase

La mesure de phase se fait sur les ondes porteuses L1 et L2 de longueur d'ondes 19.0 cm et 24.4 cm.

Le principe de la mesure et la comparaison de la phase du signal reçu par le récepteur avec la phase du signal généré par le récepteur et qui est une réplique du signal du satellite. Le récepteur reçoit à l'instant  $t_R$  la phase du signal émis par le satellite à l'instant  $t_E$ .

La distance  $\rho_i^j$  entre le récepteur et le satellite est obtenue en comparant la phase du signal à l'instant de réception ( $t_R$ ) à la phase à l'instant d'émission ( $t_E$ ). En effet, on a :

$$\Phi(t_R) - \Phi(t_E) = f \times (t_R - t_E) \quad (\text{III.6})$$

$$\text{et } (t_R - t_E) = \frac{\rho_i^j}{c} \quad (\text{III.7})$$

$$\Rightarrow \Phi(t_R) - \Phi(t_E) = \frac{f \rho_i^j}{c} \quad (\text{III.8})$$

Lorsque le récepteur compare la phase  $\Phi_i(t_R)$  de son signal à la phase  $\Phi(t_E)$  du signal qu'il reçoit à  $t_R$  compris entre 0 et 1 cycle c'est-à-dire la partie fractionnaire de la différence  $\Phi_i(t_R) - \Phi(t_E)$

La différence de phase totale est :

$$\Phi_i(t_R) - \Phi(t_E) \Delta\Phi(t_R) - \Phi^j(t_E) = \Delta\phi(t_R) + N_i^j(t_R) \quad (\text{III.9})$$

Où  $N_i^j(t_R)$  est un nombre entier inconnu de cycles que le récepteur ne peut pas mesurer.

En plus du déphasage  $\Delta\phi$ , le récepteur mesure à l'aide d'un compteur le nombre entier  $n$  cycles du déphasage reçus depuis la première mesure. Ainsi si  $t_1$  est l'instant de la première mesure, pour toutes le autre mesure on aura, tant que la réception du signal n'est pas interrompue :

$$N_i^j(t_R) = N_i^j(t_1) + n(t_R) \quad (\text{III.10})$$

$N(t_R)$  : nombre de cycle compté par le compteur à l'instant  $t_R$

$$\Delta\phi(t_R) = \Phi_i(t_R) - \Phi^j(t_E) - (N_i^j(t_1) + n(t_R)) \quad (\text{III.11})$$

On voit donc que pour un satellite donné et un récepteur donné, la quantité inconnue  $N_i^j(t_1)$  est la même pour toute les meures tant qu'il n'y a pas d'interruption du signal. Cette quantité est appelée ambiguïté entière, elle sera notée  $N_i^j$  dans la suite. Une interruption du signal provoque un saut de cycle, c'est à dire une autre valeur pour l'ambiguïté qui se traduit par des mesures aberrantes à partir de l'époque de l'interruption.

La mesure de phase s'écrit donc :

$$\Delta\phi(t_R) + n(t_R) = \Phi_i(t_R) - \Phi^j(t_E) - N_i^j \quad (\text{III.12})$$

D'après (III.8) on a :

$$\Phi^j(t_R) = \Phi^j(t_R) - \frac{f\rho_i^j}{c} \quad (\text{III.13})$$

$$\Rightarrow \Delta\phi(t_R) + n(t_R) = \Phi_i(t_R) - \Phi_i(t_R) - \Phi^j(t_R) + \frac{f\rho_i^j}{c} - N_i^j \quad (\text{III.14})$$

Si les eux horloges étaient parfaitement synchronisées, on aurait :

$$\Phi_i(t_R) = \Phi^j(t_R)$$

En réalité on a  $t_{Rj} = t_R - dt_i$

$$t_R^j = t_R - dt^j$$

Où  $dt_i$  et  $dt^j$  sont les décalages des horloges par rapport au temps GPS ( $t_R$ ).

$$\Phi_i(t_{Ri}) - \Phi^j(t_R^j) = f_i \times (t_R - dt_i) - f^j \times (t_R - dt^j) \quad (\text{III.15})$$

Les fréquences des horloges étant proches on peut ici faire l'approximation :  $f_i \cong f^j \cong f$

$$\Phi_i(t_{Ri}) - \Phi^j(t_R^j) = f \times (dt^j - dt_i) \quad (\text{III.16})$$

On peut exprimer la mesure de phase en distance en multipliant par la longueur d'onde  $\lambda$  :

$$\lambda\Phi = c \times (dt^j - dt_i) + \rho_i^j - \lambda N_i^j \quad (\text{III.17})$$

Avec  $\Phi = (\Delta\phi(t_R) + n(t_R))$

### III.4. La Position satellite

Tout ce qui précède semble parfait dont il permet d'obtenir un positionnement exacte, cependant un autre détail est à régler : la position des satellites , pour calculer précisément la distance séparant un satellite du point à déterminer, il faut que ce dernier connaisse parfaitement sa position dans l'espace, c'est le rôle des stations de contrôles, le satellite renvoie sa position théorique à la station de contrôle, qui calcule alors l'erreur de position commise par ce dernier afin de lui renvoyer de cette erreur. le satellite peut donc informer le récepteur de l'erreur qu'il doit prendre en compte dans ses calculs .

#### → Les coordonnées satellitaires

Le mouvement du satellite est un mouvement relatif par rapport à la terre .Pour cela, il suffit de définir le mouvement du satellite dans son orbite et ensuite le mouvement de l'orbite par rapport au repère terrestre.

Deux systèmes de coordonnées sont à définir :

#### → Le système de coordonnées orbitales

Ce système est défini par les axes suivants :

- Ox : axe orienté vers le nœud ascendant
- Oy : axe perpendiculaire à Ox
- Oz : axe perpendiculaire au plan de l'ellipse orbitale avec l'origine O au géocentre.



### → Le système de coordonnées WGS-84 (World Geodetic System 1984 )

Le système WGS-84 est le système de référence pour les éphémérides GPS radiodiffusées et précises. Il est géocentrique, il a été fixé par les américains pour calculer les orbites des satellites à partir des mesures des stations de contrôle, son orientation est définie par les axes suivants :

-OZ : axe parallèle au CTP (Conventional Terrestrial Pole)

-OX : défini par l'intersection du méridien de référence, comportant le CTP avec le plan équatorial

-OY : défini tel que le système OXYZ soit direct

Ce système mondial s'appuie sur un ellipsoïde dont le centre est confondu avec le centre des masses de la terre, et dont les dimensions approximent au mieux la surface moyenne des océans.

La position instantanée du satellite dans son orbite au temps  $t$  est exprimée par les trois angulaires connues sous le nom 'anomalie' : anomalie moyenne  $M$ , anomalie excentrique  $E$  et anomalie vraie  $v$ . la projection des coordonnées orbitales sur le repère WGS-84 nous permet de déduire les coordonnées terrestres du satellite. Cette projection nous permet de calculer les angles de rotation du système orbital à savoir l'angle d'inclinaison et la longitude du nœud ascendant .on peut englobés les paramètres de l'ellipsoïde dans le tableau ci-dessous.

| Paramètre et valeur                                  | Définition                      |
|--|---------------------------------|
| $a_e = 6378137,0 \text{ m}$                          | Demi-grand axe de l'ellipsoïde  |
| $b_e = 6356752,32 \text{ m}$                         | Demi-petit axe de l'ellipsoïde  |
| $\mu = 3986005 \times 10^8 \text{ m}^3/\text{sec}^2$ | Constante gravitationnelle      |
| $\dot{\Omega}_e = 7.2921151467 \times 10^{-5}$       | Vitesse de rotation de la terre |
| $f = 1/298.27223563$                                 | Aplatissement de la terre       |
| $\varepsilon = 0.006694379990197$                    | Excentricité numérique          |

Tableau T-III.1. les différent paramètres d'ellipse

### III.4.1. Loi de Kepler

Tous les satellites de télécommunications ont un relais hertzien en orbite. Le fait d'être en orbite par rapport à un délai terrestre conduit aux conséquences suivantes :

- un système satellitaire demande peu d'infrastructures terrestres ;
- un système satellitaire peut fonctionner indépendamment des autres systèmes terrestres ;
- un système satellitaire possède une large couverture ; les satellites en orbite sont soumis à des lois de dynamiques célestes.

La force principale appliquée au satellites est l'attraction terrestre et les lois de Kepler les plus importantes. Les paramètres de l'orbite et la position du satellite, connus avec une grande précision, sont donnés suivant les lois de Kepler ; dont il obéit au mécanisme newtonienne et de la gravité ; d'ou les principales caractéristiques du déplacement d'un véhicule satellisé sont :

- l'orbite est elliptique avec un foyer situé au centre de la masse de la terre ;
- les point le plus proche et le plus éloigné appelés respectivement périégée et apogée sont fixes dans un espace inertiel ;
- un vecteur radial pointant du centre de masse de la planète vers le satellite balaye des surfaces constantes durant le même laps de temps ;
- deux satellites ayant un demi grand axe de même longueur ont des périodes orbitales identiques.

Les caractéristiques qui définissent les orbites sont :  $a$  demi-grand axe de l'orbite,  $e$  excentricité d'un ellipse,  $\Omega$  ascension droite par rapport au point vernal,  $i$  inclinaison de l'orbite par rapport au plan de l'équateur,  $\omega$  argument du périégée de l'orbite,  $\nu_k$  anomalie vraie,  $b$  demi petit axe de l'orbite,  $t_p$  temps du satellite passant par le périégée ( c'est le temps de Kepler orbitale ) et la période du satellite qui correspond à  $T$

Les deux formules de  $T$  et  $t_p$  sont données dans la 2ième loi de Kepler :

La deuxième loi est définie par la formule suivante ;

$$\frac{t - t_p}{A t} = \frac{T}{\pi \times a \times b} ; \quad (\text{III.1})$$

La troisième loi de Kepler qui est définie comme suit ;

$$\frac{T^2}{a} = \frac{4\pi^2}{GM} \Rightarrow T = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{a}{\mu}} \quad (\text{III.2})$$

Hors que l'excentricité d'une ellipse fait apparaître les deux axes.

Le satellite se meut dans un plan (plan orbitale) et sa trajectoire est une ellipse dont la terre occupe un foyer .L'ellipse possède un demi grand axe noté  $a$  et un demi petit axe noté  $b$ . On définit l'excentricité  $e$  de l'ellipse.

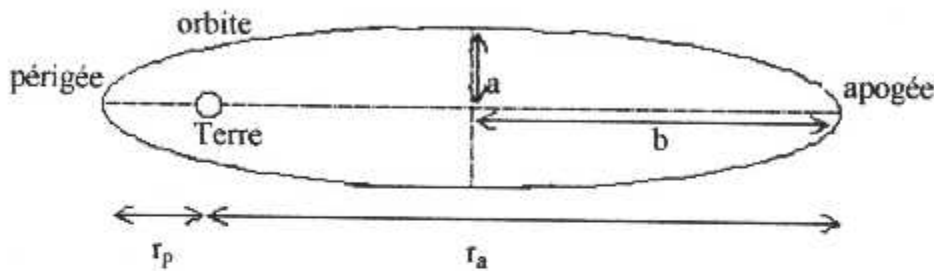


Fig.III.8. La forme de l'orbite

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \quad (\text{III.3})$$

Le vecteur du centre de la terre au satellite balaye des aires égales en temps égaux .Le point de l'orbite où l satellite est le plus éloigné de la terre (apogée) est donc le point où la vitesse du satellite est la plus faible. Inversement la vitesse sera maximale au périgée (point où le satellite est le plus près de la terre).

### III.4.2. Conversion des coordonnées entre le système de Kepler et les systèmes 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. Décrit ci-dessous.

Une éphéméride est prévue pour être utilisée à partir d'une époque de référence 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.

Une éphéméride est prévue pour être utilisée à partir d'une époque de référence  $t_{0e}$  donnée. Pour garantir toute la précision nécessaire, les données de l'éphéméride sont valables pour une durée de quelques heures.

Et 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 des coordonnées ECEF.

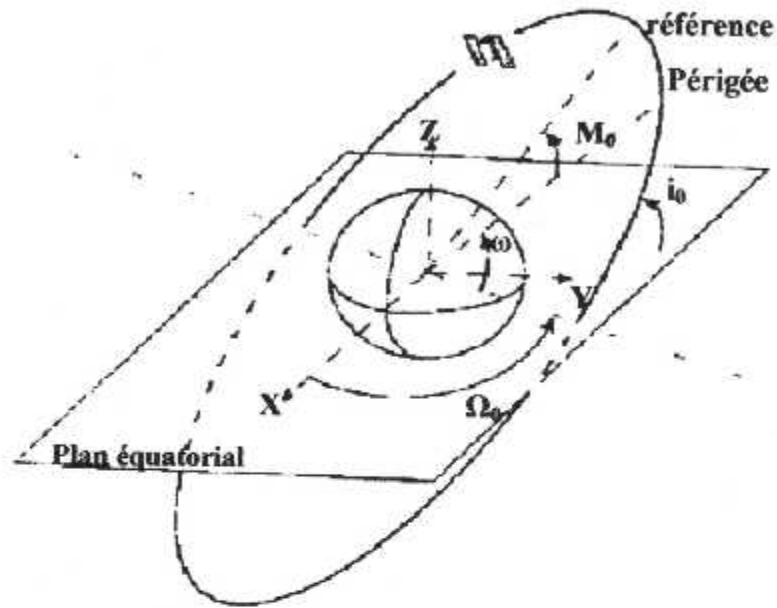


Fig.III.9. les paramètres de l'orbite

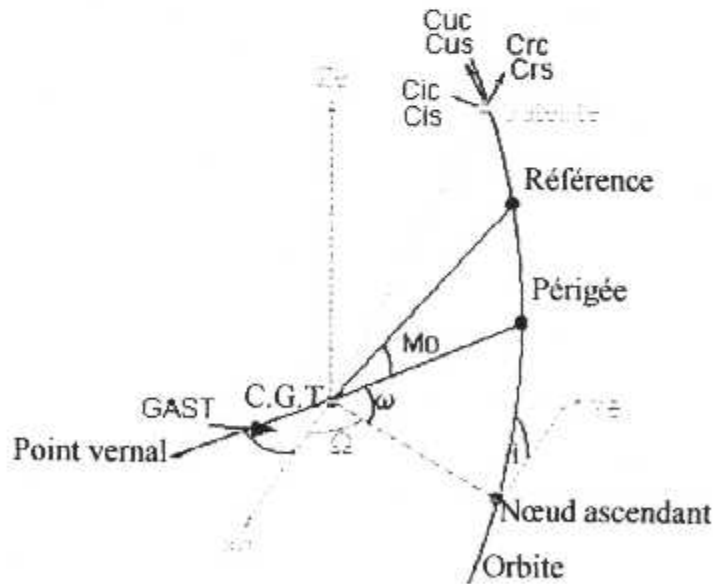


Fig.III.10. les paramètres de l'orbite avec ces coefficient de corrections

Le processus de calcul de ces coordonnées terrestres est indiqué dans le Tableau (III.4) où ont défini tous les éléments caractérisant les eux système de coordonnées.

|   |  |
|---|--|
| $A = (\sqrt{A})^2$  | : demi grand axe de l'orbite ( en mètres)  |
| $n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}$  | : mouvement moyen (en rad / sec)   |
| $t_k = t_s - t_{0e}$<br>sec)  | : L'époque au temps de référence des éphémérides (en sec)                            |
| $n = n_0 + \Delta n$  | : mouvement moyen corrigé (en rad / sec)   |
| $M_k = M_0 + nt_k$  | : anomalie moyenne (en rad)  |
| $E_k = M_k + e \times \sin(E_k)$<br>être résolue par itération )                          | : équation de Kepler pour l'anomalie excentrique ( peut être résolue par itération ) |
| $v_k = \arctg\left(\frac{\sqrt{1-e^2} \times \sin E}{\cos E - e}\right)$                  | : Anomalie vraie (en rad)  |
| $\Phi_k = v_k + \omega$   | : Argument de la latitude (en rad)   |
| $\delta u_k = C_{uc} \cos 2\Phi_k + C_{us} \sin 2\Phi_k$                                  | : Correction de l'argument de l'altitude (en rad)                                    |
| $\delta r_k = C_{rc} \cos 2\Phi_k + C_{rs} \sin 2\Phi_k$                                  | : Correction du rayon orbital (en mètres)  |
| $\delta i_k = C_{ic} \cos 2\Phi_k + C_{is} \sin 2\Phi_k$                                  | : Correction de l'inclinaison (en rad)   |
| $u_k = \Phi_k + \delta u_k$   | : argument de l'altitude corrigé ( en rad )  |
| $r_k = a (1 - e \times \cos E_k) + \delta r_k$  | : rayon corrigé ( en mètres )  |
| $i_k = i_0 + \delta i_k + (\dot{i} \text{dot})t_k$  | : inclinaison corrigé (en rad)   |
| $x_k = r_k \times \cos u_k$   | : Position dans le plan orbital  |
| $y_k = r_k \times \sin u_k$   |  |
| $\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e \times t_{0e}$ | : Longitude du nœud ascendant corrigée (en rad)                                      |
| $x_k = x_k \cos \Omega_k - y_k \cos i_k \sin \Omega_k$                                    |  |
| $y_k = x_k \sin \Omega_k + y_k \cos i_k \cos \Omega_k$                                    | : coordonnées dans le repère terrestre   |
| $z_k = y_k \sin i_k$  |  |

Tableau T-III.2 .Elément des systèmes de coordonnées



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

|                |   |
|----------------|---|
| $t_{0e}$       | Temps de référence de l'éphéméride  |
| $t_s$          | Temps exact à l'horloge du satellite  |
| $M_0$          | Anomalie moyenne du point de l'ellipse correspondant au temps de référence $t_{0e}$ |
| $\Delta n$     | Correction de la vitesse angulaire moyenne de rotation                              |
| $e$            | Excentricité de l'orbite  |
| $\sqrt{A}$     | Racine carrée du demi grand-axe de l'ellipse  |
| $\Omega_0$     | Ascension droite de l'orbite au temps de référence                                  |
| $\dot{\Omega}$ | Taux de variation de l'inclinaison  |
| $i_0$          | Inclinaison de l'orbite au temps de référence                                       |
| $i_{dot}$      | Taux de variation de l'inclinaison  |
| $\omega$       | Argument du périégée de l'ellipse   |

**Tableau T-III.3** .les paramètre d'éphémérides

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 , à l'attraction de la lune et du soleil , à la pression du soleil.

|                   |  |
|-------------------|--|
| $C_{uc}$ $C_{us}$ | Coefficients de correction de l'argument du périégée   |
| $C_{rc}$ $C_{rs}$ | Coefficient de correction du rayon de l'orbite         |
| $C_{ic}$ $C_{is}$ | Coefficient de correction de l'inclinaison de l'orbite |

**Tableau T-III.4** .les coefficients de correction des paramètres orbitale

Donc après cette détermination de l'algorithme il se trouve que le récepteur a recueilli les pseudo-distances et les données de navigation de quatre satellites où plus, calcule la solution de position réelle.

Le récepteur résout un minimum de quatre équations simultanées de pseudo-distances, avec comme variables inconnues la position tridimensionnelle et le décalage d'horloge du récepteur utilisateur.

Chaque équations est une expression du principe réelle  $\rho$  (la différence entre la position connue du satellite et la position inconnue du récepteur) est égale à la différence entre la pseudo-distance mesurée PR et les décalages d'horloges récepteur-satellite  $i$  ( $\Delta T, \Delta \tau^i$ );

$$PR^i - c \times (\Delta T - \Delta \tau^i) = \rho^i = \sqrt{(X - x)^2 + (Y - y)^2 + (Z - z)^2} \quad (III.4)$$

Où  $(x, y, z)$  : le coordonnées du récepteur (en m)

$(X, Y, Z)$  : les coordonnées du satellite  $i$  (en m)

La distance réelle  $\rho$  est non seulement biaisée par les décalages d'horloges récepteur satellite, mais aussi elle est biaisé par les effets relativistes et les retards de propagation (ionosphérique et troposphérique) du signal.

La figure ci dessous schématise le calcul de la solution de position en incorporant toutes les corrections qui peuvent biaiser le signal GPS.

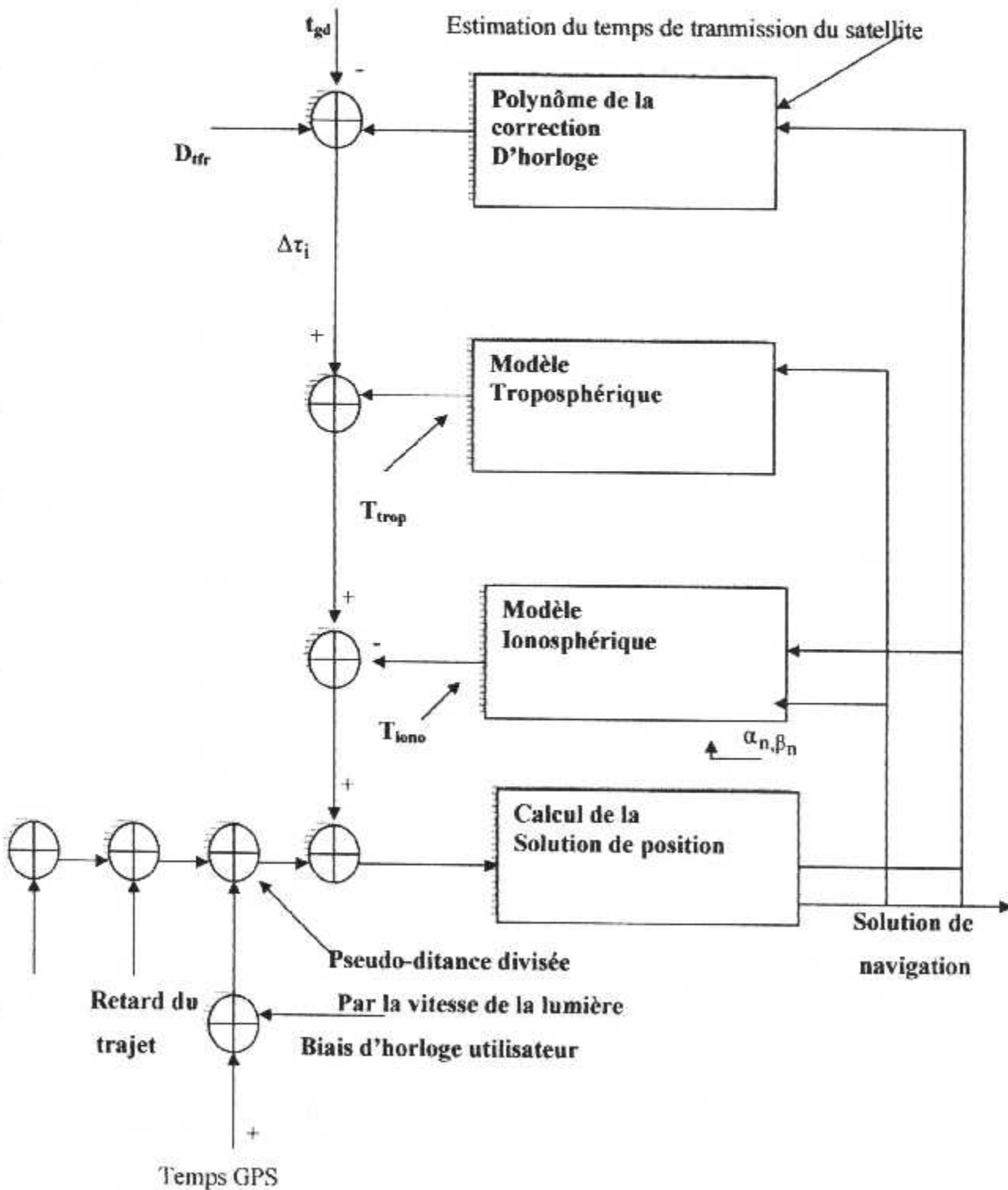


Fig.III.11. Application des paramètres de correction

Les termes,  $D_{tr}$ ,  $\alpha_n$  et  $\beta_n$  seront présentés aux paragraphes (III.3.2.1.1) et Annexe A.

L'équation (III.4) peut alors se mettre sous la forme suivante :

$$PR^i - c \times (\Delta T - \Delta \tau^i) = \sqrt{(X - x)^2 + (Y - y)^2 + (Z - z)^2} + c \times T_{trop}^i + c \times T_{iono}^i + E^i \quad (III.5).$$

Avec :

$T_{trop}^i$  : La correction troposphérique (en sec)

$T_{iono}^i$  : La correction ionosphérique (en sec)

$E^i$  : Erreur d'éphémérides (en m)

### III.5. Corrections temps GPS

Le principe radioélectrique est la mesure d'un temps de propagation sur un trajet simple entre le point de référence satellite et le mobile récepteur.

Pour définir le cadre temporel, la façon la plus naturelle et la plus simple est de munir les deux extrémités de la liaison d'horloges rigoureusement synchrones. Il est difficile aujourd'hui d'équiper tous les récepteurs d'oscillateurs ultra stables (leurs encombrements et leurs coûts sont encore prohibitifs). Seuls les points de référence qui émettent seront équipés d'horloges ultra stables.

Mais malheureusement, l'horloge du récepteur est affectée d'un biais car elle n'est pas synchrone du système GPS. Ce biais est la différence de temps entre l'horloge utilisateur et l'horloge GPS, il n'est pas concevable d'avoir une horloge utilisateur parfaitement synchrone du système GPS pour des raisons pratiques et économiques.

Ce biais d'horloge  $\Delta T$  se traduit par une erreur de mesure du temps de propagation des signaux GPS et, aussi par une erreur sur les distances satellites utilisateur.

Cette erreur se trouve sur toute la distance mesurée par le récepteur, ceci est illustré sur la figure suivante où  $c$  représente la vitesse de la lumière (299792456 m/s).

Comme les distances ne sont pas parfaites, car principalement entachées d'un biais de temps, elles sont appelées pseudo-distance. Ce biais de temps a priori inconnu doit être déterminé.

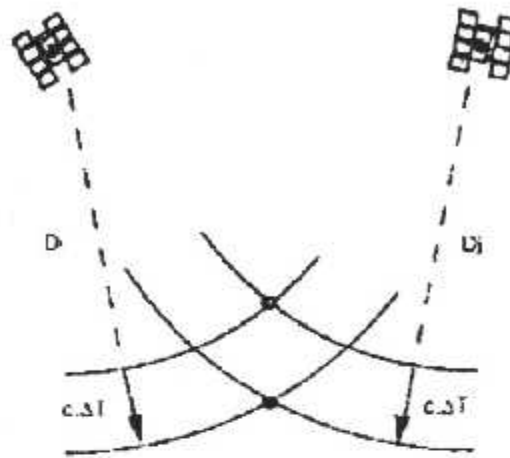


Fig.III.12.Le biais de temps

Il existe donc une quatrième inconnue en trois dimensions. Les paramètres à déterminer sont, suivant le repère : longitude, la latitude et le biais d'horloge  $\Delta T$ , les calculs s'effectuent dans un repère cartésien dans lequel les inconnues sont  $X, Y, Z$  et  $\Delta T$ . Donc il est nécessaire de mesurer une distance supplémentaire, et de disposer de quatre mesures effectuées sur quatre satellites. Pour résoudre un système de quatre équations à quatre inconnues.

### III.5.1. Echelles de temps

Trois échelles de temps coexistent dans le cas du GPS ;

- $t$  : 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.
- $t_c$  : le temps exprimé dans l'échelle de temps du satellite, c'est le temps mesuré par l'horloge satellite.

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

$$t_c - \Delta T = t \quad (\text{III.4})$$

$\Delta T$  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.

$$\Delta T = af_0 + af_1(t_c - t_{0c}) + af_2(t_c - t_{0c})^2 + \Delta t - T_{GD} \quad (\text{III.5})$$

$t_{0c}$  est l'instant de référence pour le satellite  $af_0$ ,  $af_1$  et  $af_2$  représentent respectivement un biais de temps (s), une différence de fréquence et une dérive de fréquence.

Dans l'expression ci-dessous, il faudrait utiliser, en toute rigueur, le temps  $t$  et non le temps  $t_c$  infime.

✓  $t_r$  : le temps exprimé dans l'échelle de temps du récepteur, c'est le temps mesuré par l'horloge récepteur.

Le temps récepteur  $t_r$  est relié à  $t$  (temps GPS) par la relation suivante :

$$t_r = t + \Delta t_r \quad (\text{III.6})$$

De manière similaire,  $\Delta t_r$  peut être exprimé par un développement polynomial complété par un terme regroupant les résidus d'ordre supérieur et les phénomènes aléatoires :

$$\Delta t_r = bf_0 + bf_1(t_r - t_{0r}) + bf_2(t_r - t_{0r})^2 + c \times t_r \quad (\text{III.7})$$

$t_{0r}$  est l'instant de référence pour le récepteur.

$$\Delta t_r = F \times e \times \sqrt{a} \times \sin E \quad (\text{III.8})$$

$F$  c'est une constante elle est égale à ;  $F = -2 \sqrt{\frac{\mu}{c^3}} = -4.442807633 \times 10^{-10} \text{ sec/m}^{1/2}$

$E$  c'est l'anomalie excentrique ;  $E = M + e \times \sin E$  (III.9)

$M$  et  $E$  sont respectivement l'anomalie moyenne et excentricité d'une ellipse.

C'est deux fonction sont repéré par l'éphéméride dont on peut les calculés par la méthode numérique de Newton Raphson, elle est appelé la méthode d'itération  $E_{j+1} = M_0 + e \times \sin E_j$  pour la résoudre il faut initialisé la formule avec la condition suivante :  $E_0 = M$

Aussi définir l'erreur du signal par la méthode d'itération  $E_{i+1} - E_i = E_{err}$

Ainsi que l'actuel moyenne anomalie est donnée par :

$$M = M_0 + n \times (t_c - t_{0c}) \quad \text{et} \quad n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} + \Delta n \quad (\text{III.10})$$



### III.5.2. Décalage fréquentiel Doppler

L'effet doppler est le décalage entre la fréquence de l'onde émise et de l'onde reçue lorsque l'émetteur et le récepteur sont en mouvement l'un par rapport à l'autre. Cet effet fut découvert par Christian Doppler sur les sons en 1845 et par Hippolyte Fizeau sur les ondes électromagnétiques en 1848. On le désigne parfois simplement sous le nom d'effet Doppler.

Le but de l'effet Doppler sur le système GPS c'est déterminer les incertitudes commises sur le système.

Dont l'effet Doppler est définie comme un émetteur d'ondes produit des ondes sphériques. Toutefois, si cet émetteur se déplace, chaque couche est forcément émise à des endroits différents.

La longueur d'onde s'en trouve étirée vers l'arrière et comprimée vers l'avant. En conséquence par exemple la sirène d'une ambulance émettra un son plus aigu si elle s'approche. Le son deviendra au contraire plus grave si elle s'éloigne.

Mais dans le cas du système GPS on trouve que le relatif mouvement d'un satellite respect le utilisateur d'un tel moyen. La fréquence reçue augmente bien que le satellite s'approche à utilisateur aussi décroît bien que la satellite s'éloigne du message reçue.

La fréquence Doppler égale à zéro quand le satellite est positionné suivant la relativité des utilisateur. dont on trouve que la fréquence à ce moment là est égale à :

$$f_r = f_t \left(1 - \frac{v_r}{c}\right) \quad (III.15)$$

$f_r$  c'est la fréquence reçue,  $f_t$  c'est la fréquence transmise par  $L_1$  ou  $L_2$ ,  $v$  c'est la relative vitesse et  $c$  c'est la vitesse de la lumière. Et le produit de  $v_r$  c'est le radial comportement de la vitesse durant la ligne de vue du satellite et  $v = v_d \cdot u'$ , d'où  $u'$  c'est l'utilisateur vitesse dans le cas où le receveur n'est pas en mouvement. donc  $u' = 0$ ,  $v = v_d$

Le cas où le receveur et l'orbite du satellite sont dans le même plan :

$$v_d = v \cdot \sin \beta \quad (III.16)$$

On considère l'orbite circulaire avec un angle

$r_s = 26560 \text{ km}$ , c'est le rayon de l'orbite

$R_e = 6378.137 \text{ km}$ , c'est le rayon de la terre

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{2\pi}{11 \times 3600 + 58 \times 60 + 2.05} = 1.450 \text{ rad/sec} \quad (III.17)$$

La vitesse du satellite :

$$v = r_s \cdot \frac{d\theta}{dt} = 3874 \text{ m/s, et } \frac{\sin \beta}{\sin(\pi/2 - \theta)} = \frac{\sin \beta}{\cos \theta} = \frac{R_e}{Dis} \quad (III.18)$$

$$\text{Dis} = R_s^2 + r_s^2 - 2R_e \times r_s \times \sin \theta \quad \text{donc } v_d = \frac{v \cdot R_e \times \cos \theta}{\sqrt{\text{Dis}}} \quad (\text{III.19})$$

Le maximum du Doppler peut être définie avec la dérivée  $\frac{dv_d}{d\theta} = 0$  ; d'où on trouve que  $\theta = 0.242 \text{ rad}$  elle est horizontale dans la tangente du plan elle correspond au point dont le satellite deviens visible avec la définition de l'angle de masque.

On utilisons la formule (III.10) , et la fréquence L1 qui est modulé avec le code C/A, on constatons que le maximum de la fréquence Doppler est donnée par 4.9Khz le Doppler incertitude dans le code C/A est égale à 0 3.1723Hz.

Si le message avait été transmis durant le temps  $\tau$  dans le vide absolu, la distance  $\rho$  devrait être égale au produit  $c \times \tau$ , où  $c$  désigne la vitesse de la lumière. Dans la réalité, toutefois, la situation est plus compliquée. Pour différentes raisons, des perturbations viennent s'ajouter à cette mesure de la distance :

- l'erreur I (délai ionosphérique), due au freinage des ondes électromagnétiques dans les couches de l'ionosphère (entre 50 Km et 1000 Km d'altitude) ;
- l'erreur T (délai troposphérique) due au freinage des ondes électromagnétiques dans les couches de la troposphère (entre 0 et 50 Km d'altitude) ;
- l'erreur  $\Delta t_s$  de synchronisation de l'horloge du satellite et l'erreur  $\Delta t_{\text{obs}}$  de l'horloge de l'observateur. Ces erreurs cumulées engendrent une erreur globale  $c \cdot \Delta \tau$  sur la distance ;
- une erreur systématique E ayant des causes diverses par exemple : effets relativistes, réflexion des ondes sur des obstacles.

D'où on va désigner les différentes causes d'erreurs pour le positionnement :

### III.6. Modélisation des erreurs de positionnement

#### III.6.1. Erreurs de mesure

Les mesures sont affectées par trois types d'erreurs :

- les erreurs liées au segment spatial et au segment de contrôle. Ce sont les erreurs d'éphémérides et les erreurs d'horloge.
- les erreurs de propagation, dans ce type d'erreurs sont incluses les effets de l'ionosphère et de la troposphère et les trajets indirects. Pour les applications où l'ultime précision est demandée on peut ajouter la variation du centre de phase de l'antenne du récepteur.
- les erreurs propres au récepteur. Ce sont les erreurs dues au biais de son

horloge, aux calculs et l'incontournable bruit thermique.

Lorsque l'on parle d'erreurs, on ne cite que les résidus d'erreurs (un résidu d'erreur est la différence entre une mesure et un modèle) sont statistiquement connus. Les paramètres statistiques des erreurs permettent de déterminer l' UERE.

Le service proposé par le système GPS a été jugé trop précis, des erreurs volontaires mais corrigibles (SA) sont introduites dans les signaux émis par les satellites.

### III.6.2. Erreur d'éphémérides

C'est des erreurs de position d'un satellite (le satellite n'est pas là où les éphémérides permettent de supposer qu'il est).

L'écart de position est dû à une modélisation imprécise de la trajectoire du satellite par le segment de contrôle, si les effets gravitationnels sont parfaitement connus, il n'en est pas de même avec la précision solaire s'exerçant sur le satellite. La force résultante est très sensible à l'angle d'incidence des rayons.

L'erreur d'éphémérides est vectoriel et se décompose suivant les trois axes liés au satellite. On trouve ainsi l'erreur radiale (RAD) qui est l'erreur d'altitude du satellite, l'erreur de position le long de son orbite (ALNG). Le satellite est en avance ou en retard, et l'erreur de position orthogonale (XTK) à l'orbite et à la verticale.

L'erreur d'éphémérides dépend de la position relative de l'utilisateur par rapport au satellite.

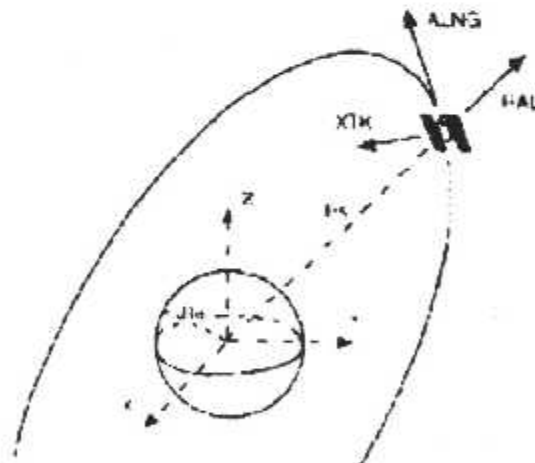


Fig.III.13. Erreur de position du satellite

### III.6.3. Erreur d'horloge

Le segment de contrôle modélise en permanence par une approximation polynomiale la dérive d'horloge des satellites. Les coefficients du polynôme sont transmis dans le message de navigation. Le récepteur calcule le temps GPS à partir du temps satellites, de ces coefficients et de la position du satellite. Cette dernière permet de compenser les effets relativistes induits par une orbite non circulaire. Chaque satellite peut transmettre les erreurs d'horloge de tous les satellites de manière indépendante, le récepteur a tout intérêt à utiliser les données les plus récentes.

Malgré tout, il subsiste une erreur d'horloge. Cela induit une erreur sur la position du satellite et sur les mesures de distances du fait des incertitudes sur le temps d'émission. Si l'erreur de position est négligeable, l'erreur sur les distances mesurées ne l'est pas. L'erreur d'horloge, comme l'erreur d'éphémérides, est propre à chaque satellite.

### III.6.4. Erreur troposphérique

L'atmosphère de la terre est à 99.9 % située sous une altitude de 50 Km. L'air sec et la vapeur d'eau de l'atmosphère devient la trajectoire des ondes. La variation d'indice de réfraction de l'atmosphère modifie également le temps de propagation des signaux surtout lorsqu'un satellite est bas sur l'horizon car l'épaisseur traversée est plus importante.

La troposphère est la partie basse de notre atmosphère ; son altitude maximale est comprise entre 5 Km et 18 Km suivant la latitude. Sa contribution dans le retard atmosphérique y est pour 80% (d'où l'appellation de l'erreur dans le cadre du GPS), en dehors de cette couche, il n'y a plus de vapeur d'eau. Le retard induit sur le temps de propagation est compris entre une dizaine et une centaine de mètres suivant l'angle d'élévation du satellite. La corrélation spatiale de l'erreur troposphérique est de quelques kilomètres, un court déplacement fait que cette erreur peut radicalement changer. Elle dépend surtout de l'humidité absolue, or celle-ci est tributaire des conditions météorologiques et de l'environnement : milieu sec (site urbain ...) ou milieu humide (étendue d'eau, forêt ...) de plus, l'erreur décroît rapidement avec l'altitude. Pour des applications très précises comme la géodésie, un capteur auxiliaire mesurant la précision, la température et l'humidité relative permet de réduire statistiquement cette erreur.

### III.6.5. Erreur ionosphérique

La partie haute de l'atmosphère est soumise aux rayons solaires, à ces altitudes, l'énergie de ces rayons est suffisante pour ioniser les molécules d'hydrogène. Les électrons libres constituent l'ionosphère. Ce milieu n'est pas un milieu de propagation neutre.

L'ionosphère ainsi constituée est comprise entre 40 Km et 1000 Km (la densité électronique décroît exponentiellement). Son altitude moyenne est de 350 Km.

L'effet de l'ionosphère sur la propagation des signaux au TEC (Total Electron Constant), le TEC est le produit de la densité électronique par l'épaisseur traversée. Celui-ci est sensible à l'activité solaire de période égale à 11 ans, d l'heure locale, de la latitude du point de mesure, de la saison et du jour. De plus, le TEC est vivement perturbé par les orages magnétiques, phénomènes non prévisibles.

Aux régions polaires, la scintillation de l'ionosphère, qui se traduit par des variations brutales du TEC, crée des sauts de phase de parasite du signal.

L'ionosphère est un milieu dispersif d'indice de réfraction inférieur à 1, un milieu dispersif est un milieu dans lequel toutes les fréquences ne se propagent pas à la même vitesse. Dans ce cas, on montre que le retard de groupe, affectant la modulation, et la vitesse de phase, affectant la porteuse, ne sont pas proportionnels. Le code module le signal et permet de mesurer la distance, et la phase du signal permet de mesurer la vitesse radiale.

Il s'ensuit que la distance semble allongée tandis la vitesse radiale intégrée (ou le Doppler intégré) donne une mesure de distance qui paraît plus courte. Ces modifications apparentes sont identiques en valeur absolue et opposées en signe.

#### Caractéristiques principales de l'ionosphère

- activité journalière maximale à 14 h local
- activité saisonnière maximale à l'équinoxe du printemps
- sensibilité à l'activité solaire : variation d'un facteur 3
- activité maximale à 20° de part et d'autre de l'équateur géométrique
- variation de 25 % de la moyenne sur un mois à latitude moyenne (à 45°)
- corrélation en distance sur 1000 Km
- phénomène de scintillation aux altitudes polaires (création de sauts de phase du signal)
- sensibilité aux orages magnétiques non prévisibles



On ce qui concerne tout les erreurs troposphérique, ionosphérique (voir chapitre IV).

### III.6.6. Les trajets indirects

Un trajet indirect ou multitrajet (multipath) est un signal se réfléchissant sur un élément et venant s'ajoute au signal direct. L'élément réflecteur peut être le sol, une construction ou une partie du corps du porteur du récepteur.

Les trajets indirects ont surtout lieu dans des zones géographiques où le potentiel des réflecteurs est très élevé, tel qu'à proximité de plans d'eau ou n milieu urbain.

Le trajet indirect peut avoir un niveau supérieur au signal direct suivant le coefficient de réflexion et le gain différentiel de l'antenne (différence de gain entre deux directions) du récepteur dépendant de l'altitude de celle-ci.

En général le trajet indirect a un niveau inférieur de quelques dB au signal direct. La détection voire la poursuite du signal indirect séparé de plus d'un moment du signal direct est possible.

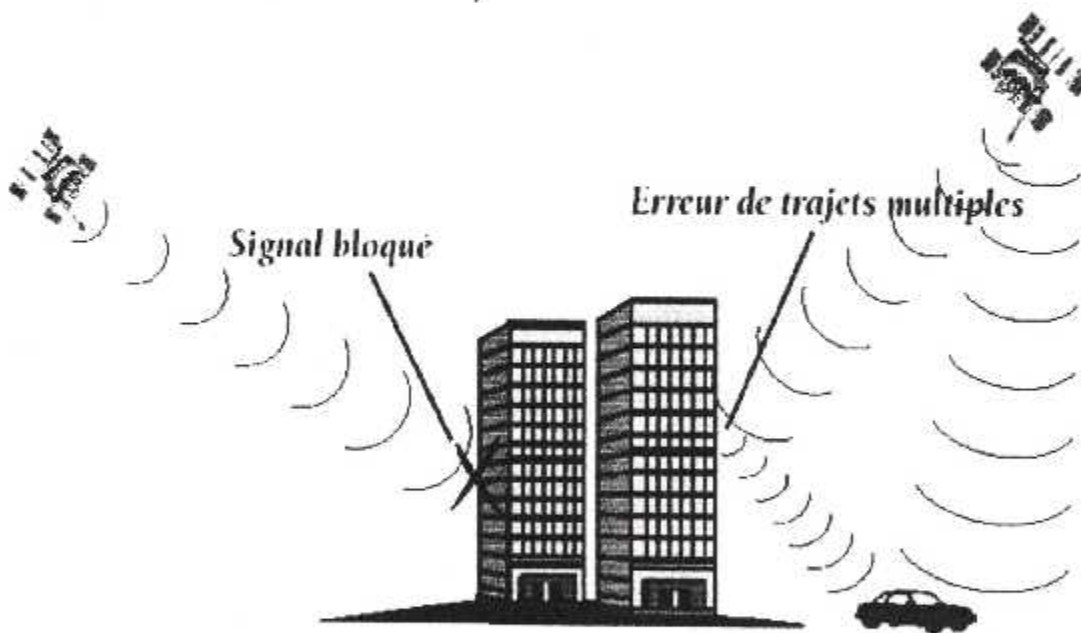


Fig.III.14. Erreur multitrajet

Donc le système GPS est aujourd'hui et restera le système de navigation par excellence. Bien qu'il est actuellement le système le plus précis, le positionnement GPS est soumis à un certain nombre d'erreurs importantes comme on l'a déjà précité (orbitographie et horloge de bord du satellite, atmosphère, bruit de mesure,...). Le message transmis dans le signal GPS contient des données de correction qui réduisent l'effet de quelques erreurs, ce qui résulte une meilleure précision de navigation comparée avec celle des autres systèmes de navigation à

l'infrastructure terrestre.

L'utilisation du GPS comme moyen unique de positionnement et de navigation ne peut pas satisfaire les besoins de l'aviation civil et en particulier la navigation aux abords (approche et d'atterrissage). Le problème d'intégrité, de disponibilité, de continuité et de précision se pose tout le temps. Pour pallier les insuffisances du système, différents concepts existent dont on trouve ceux qui reposent sur une solution autonome et interne qui consiste à utiliser des redondances existant à bord, et ceux qui reposent sur une solution centrale et externe qui consiste à créer un système de diffusion de l'état des satellites GPS, c'est le cas du GPS différentiel (DGPS) et le pseudo-lites (ou pseudo-satellites).

La technique DGPS exploite la nature corrélée des erreurs pour améliorer la précision de la navigation. L'administration fédérale de l'aviation F.A.A. a proposé deux augmentations : la DGPS utilisé dans des zones locales (LADGPS) et le DGPS utilisé dans des zones étendues (WADGPS).

### **III.7.Le GPS différentiel**

#### **III.7.1.Principe du GPS différentiel**

Le principe du GPS différentiel, ou DGPS, est basé sur le fait que deux récepteurs GPS situés à proximité l'un de l'autre observant un satellite avec les mêmes erreurs. Un récepteur fixe et localisé sur un site parfaitement topographié calcule les distances qui le séparent des satellites en vue. Il soustrait, à chaque distance calculée, la pseudo-distance correspondante mesurée pour obtenir une information de correction.

Les informations de correction, une par pseudo-distance, sont émises vers un second récepteur qui les applique à ses propres mesures. Comme les erreurs sont corrélées, les plus importantes sont atténuées ou disparaissent. Le gain apporté par le mode différentiel est fonction de la distance entre les deux récepteurs car la corrélation des erreurs décroît avec la distance. Cette corrélation est liée aux propriétés spatio-temporelles de ces erreurs. Cette technique est la plus simple et la plus utilisée. La diffusion des informations différentielles en mode standard (SPS) est autorisée sans contrainte. En mode (PPS), les corrections doivent être transmises par une liaison cryptée et classifiée.

Quelques applications du GPS différentiel peuvent être citées : la localisation de véhicules terrestres, l'aide à l'atterrissage, les levés cartographiques, la trajectographie, l'aide au rendez-vous d'engins spatiaux.

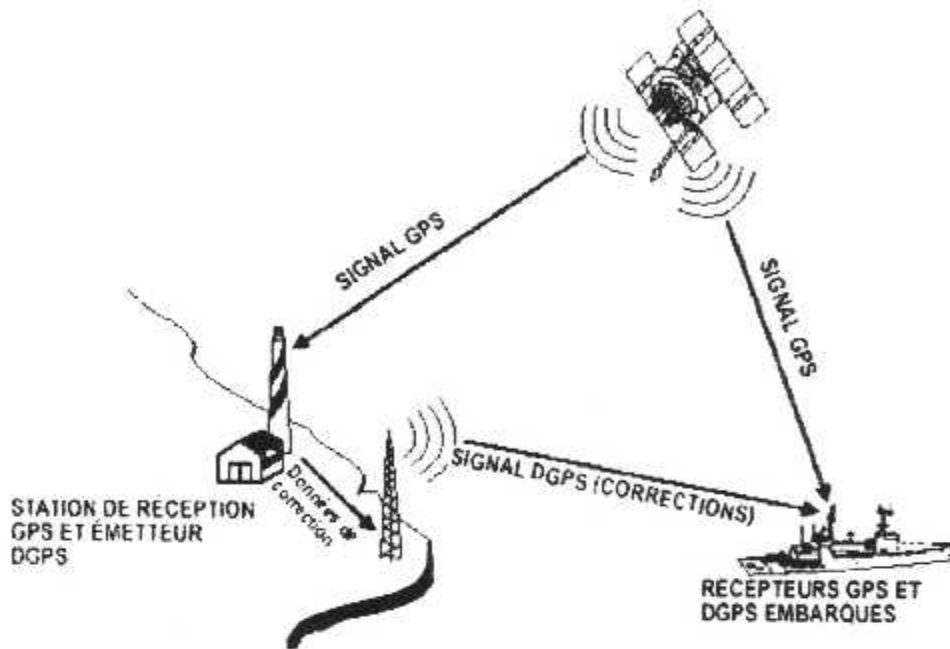


Fig.III.15. Fonctionnement du DGPS

### → L'application du GPS

Le GPS offre un niveau de précision de localisation. Le GPS différentiel améliore grandement cette performance mais son efficacité décroît avec l'éloignement de la station de référence. De plus, la station de référence a une couverture limitée.

Dans certaines situations, telles que la navigation aérienne, l'approche d'un aéroport et l'atterrissage nécessite encore plus de précision (décimétrique). Ce besoin est couvert par le WADGPS (Wide Area DGPS) .

Le WADGPS est composé d'une station maître et de plusieurs stations locales distribuées sur un pays ou sur un continent. La diffusion des informations peut être effectué par un satellite assurant une couverture continentale.

Au lieu de calculer une correction d'erreur scalaire par pseudo-distance comme en DGPS , la station maître du réseau WAGPS estime une correction vectorielle dans trois dimensions .

De plus, le WAGPS ajuste huit paramètres d'une cartographie d'ionosphère. Ces informations sont diffusées sur les régions couvertes par le réseau.

Des informations d'intégrité du système GPS sont transmises aux usagers. Ces informations renseignent rapidement les utilisateurs sur l'état et les performances d'un satellite ou de la constellation spatiale.

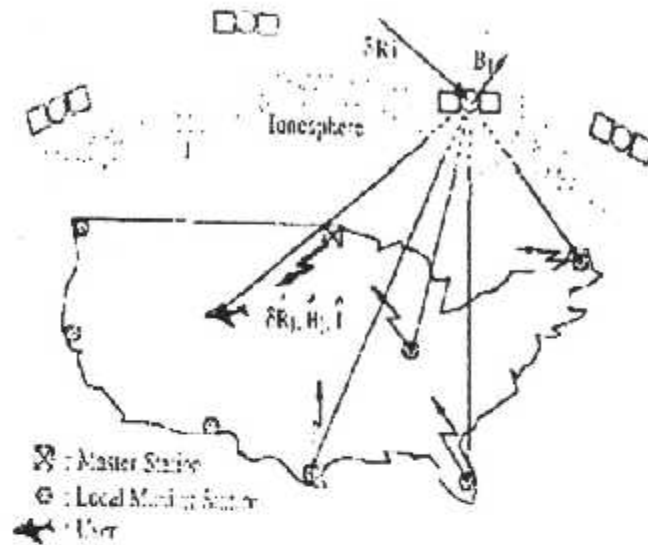
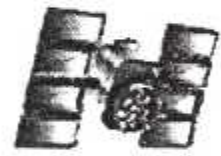
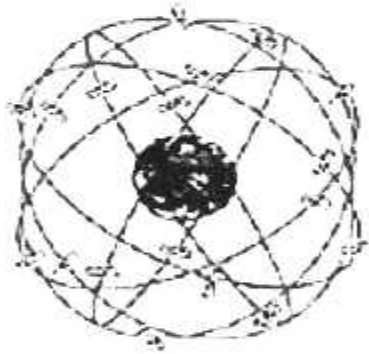


Fig.III.16. Le Wide Area DGPS

Le traitement peut être résumé comme suit :

1. les stations locales parfaitement topographiées mesurent les pseudo-distances de tous les satellites en visibilité
2. les pseudo-distances et les retards ionosphériques sont transmis à la station maîtresse
3. la station maîtresse calcule les vecteurs de correction d'erreur
4. la station maîtresse vérifie l'intégrité des satellites
5. les véhicules de correction et les informations d'intégrité sont transmis aux usagers vers les stations locales ou un satellite géostationnaire
6. les usagers vérifient que les satellites sont intègres
7. ces usagers calculent un scalaire correctif par une ligne visée. Ce scalaire dépend de la position relative du récepteur en regard du satellite.

# Chapitre IV



Erreurs sur le signal  
GPS



## IV. 1. Analyses des causes d'erreurs

### IV. 1.1. Classement des principaux postes d'erreurs

Dans ce chapitre nous allons présenter les différentes causes d'erreurs intervenant dans les calculs GPS. Dans le tableau suivant, nous présentons les causes d'erreurs, les conséquences sur une estimation d'une ligne de base et les solutions à mettre en œuvre pour réduire ou éliminer ces erreurs.

Dans la suite nous nous intéresserons plus particulièrement à la propagation à travers l'atmosphère pour laquelle nous étudierons les deux couches qui perturbent le trajet de l'onde : la troposphère, et l'ionosphère, multitrajets, et les saut cycles.

| cause   | conséquences   | solutions   |
|---|--|---|
| Mauvaise qualité de l'orbite  | Perte d'exactitude   | Utilisation d'orbites précises du type IGS                    |
| Couche haute de l'atmosphère : l'ionosphère   | Facteur d'échelle sur le réseau et Perte d'exactitude  | Utilisation récepteur bifréquences                            |
| Couche haute de l'atmosphère : la troposphère   | Influence surtout la composante verticale  | Modèles adaptés estimation statistique de paramètres          |
| Les multitrajets réflexions multiples enregistrées par le récepteur comme mesures propres | Perte d'exactitude   | Utilisation de catographies de variations de centres de phase |
| Non stabilité des antennes : variation du centre de phase                                 | Perte d'exactitude surtout sur de longues distances et avec des antennes de types différents | Technologie des récepteur                                     |
| Dégradation volontaire  | Perte d'exactitude   |   |

Tableau .IV. 1. postes d'erreurs



**IV.2. Les orbites**

L'ordre de grandeur de l'erreur sur une ligne de base dû à l'erreur sur l'orbite d'un satellite est bien représenté par :

$$\frac{db}{b} = \frac{dr}{r} \dots\dots\dots(IV.1)$$

Avec

*r* : rayon de l'orbite du satellite

*dr* : l'erreur sur l'orbite du satellite

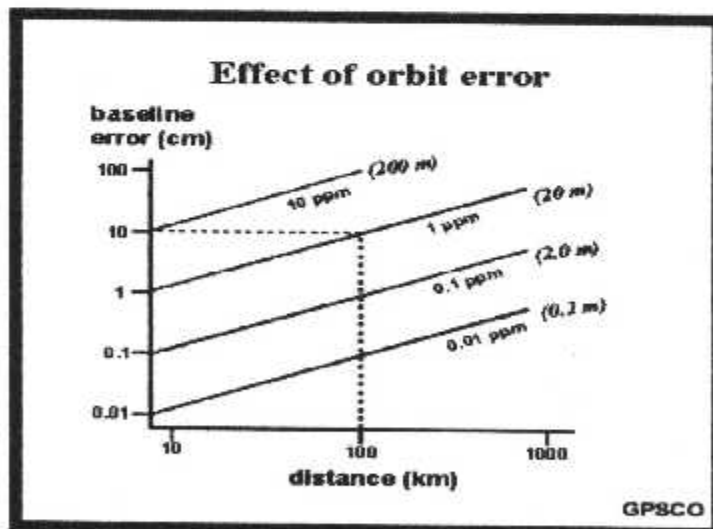
*b* : la longueur de la ligne de base

*db* : l'erreur sur la ligne de base

Pour une erreur de 1 cm sur une ligne de base, il faut :

| <b>b (Km)</b> | <b>dr (m)</b> |
|---------------|---------------|
| 1             | 260           |
| 10            | 26            |
| 100           | 2.6           |
| 1000          | 0.26          |

**Tableau.IV.2.** Influence des erreurs des orbites sur le calcul d'une ligne de base



**FIG IV .1.** Rapport approximatif d'erreur entre la longueur de ligne de base, l'exactitude sur l'orbite du satellite.

Aujourd'hui la qualité de la détermination des orbites radio-diffusées est d'environ 10m, ce qui ne permet pas de garantir une détermination centimétrique pour une ligne de base de plus de 50 km. Dans ce cas il faut donc utiliser des orbites précises.

Il existe aujourd'hui un service international l'IGS qui diffuse au travers du Web des orbites précises dont la qualité varie entre 5 et 50 cm.

### IV.3. L'Atmosphère

L'atmosphère est un mélange de différents gaz, particules et aérosols collectivement connus sous le nom d'air qui enveloppe la Terre.

L'atmosphère fournit diverses fonctions, en particulier la capacité de soutenir la vie. L'atmosphère nous protège en filtrant à l'extérieur les rayons cosmiques mortels, les rayons ultraviolet (UV) puissant du soleil, et même les météores en collision avec la Terre. Bien que des traces des gaz atmosphériques aient été détectées bien au-delà dans l'espace, 99% de la masse de l'atmosphère se trouve au-dessous, environ 25 à de 30km d'altitude, tandis que 50% est concentré dans les 5km les plus bas (moins que la taille du Mont Everest).



FIG IV.2. Vue générale sur la terre

L'air reste remarquablement uniforme en composition, et est le résultat des processus efficaces de recyclage et des mélanges turbulents dans l'atmosphère. Un tel recyclage et mélange d'air aide à réduire au minimum la quantité de temps que la pollution synthétique (produite par l'homme) passe dans l'atmosphère à n'importe quel emplacement, réduisant de

ce fait les impacts sur l'environnement. Les deux gaz les plus abondants sont l'azote (78% par volume) et l'oxygène (21% par volume), et ensemble ils composent plus de 99% de l'atmosphère inférieure. Il n'y a aucune évidence que les niveaux relatifs de ces deux gaz changent de manière significative avec le temps. En plus de l'azote et de l'oxygène, l'air contient un certain nombre de gaz en trace, y compris le gaz noble argon, le néon, l'hélium, le krypton et le xénon, les gaz à effet de serre et l'ozone.

| Nom du gaz                        | % présent      |
|-----------------------------------|----------------|
| Azote (N <sub>2</sub> )           | 78 %           |
| Oxygène (O <sub>2</sub> )         | 21 %           |
| Argon (A)                         | 0,93 %         |
| Vapeur d'eau (H <sub>2</sub> O)   | 0 - 4 %        |
| Gaz carbonique (CO <sub>2</sub> ) | 0,033 %        |
| Néon (Ne)                         | 0,0018 %       |
| Krypton (Kr)                      | 0,000114 %     |
| Hydrogène (H)                     | 0,00005 %      |
| Oxyde d'azote (N <sub>2</sub> O)  | 0,00005 %      |
| Xénon (Xe)                        | 0,0000087 %    |
| Ozone (O <sub>3</sub> )           | 0 - 0,000001 % |

Tableau IV.3. Les gaz atmosphère

En dépit de leur relative rareté, les prétendus gaz à effet de serre jouent un rôle important dans la régulation du climat de la Terre. Les gaz naturels à effet de serre incluent le dioxyde de carbone, le méthane, les oxydes d'azote et la vapeur d'eau. Bien que l'ozone soit également un gaz à effet de serre il est généralement associé avec le trou dans la couche d'ozone et l'amincissement de la couche d'ozone. En emprisonnant la chaleur qui essaye de s'échapper de la surface de la Terre à l'espace, les gaz à effet de serre chauffent l'atmosphère. En conséquence la surface de la Terre est 33°C plus chaude qu'elle ne serait sans atmosphère. Ce processus de chauffage s'appelle l'effet naturel de serre.

Bien que l'air soit bien mélangé dans toute l'atmosphère, l'atmosphère elle-même n'est pas physiquement uniforme mais a des variations significatives dans sa température et sa pression

avec l'altitude, qui définissent un certain nombre de couches atmosphériques, y compris la troposphère, la stratosphère, et la mésosphère. Au delà d'environ 50 milles (80 kilomètres) d'altitude, l'air est en effet très mince. Les couches utilisées pour décrire les extensions externes de l'atmosphère incluent la thermosphère, l'ionosphère, l'exosphère et la magnétosphère. Une autre couche bien connue est la couche d'ozone, résidant dans la stratosphère et protégeant la vie en dessous des effets nocifs des rayons ultraviolets (UV) du soleil. Chaque année, des trous dans la couche d'ozone se forment au-dessus de l'Antarctique et de l'Arctique.

La plupart des systèmes climatiques du monde et leurs caractéristiques similaires, y compris les nuages et la pluie, se développent dans la plus basse couche de l'atmosphère, la troposphère. De tels systèmes climatiques, ou configurations de mouvement d'air, se développent en raison de l'écoulement de la chaleur des régions plus chaudes de la Terre près de l'Équateur à des régions plus froides plus près des pôles. Cependant, l'air, et la chaleur qu'elle porte, n'entre pas dans une ligne droite, en raison de la rotation de la Terre. Par conséquent, la force de Coriolis guide l'air, formant des configurations de circulation d'air, semblables à l'eau en circulation s'écoulant dans un évier.

Pendant les 200 dernières années, l'humanité a commencé à modifier de manière significative la composition de l'atmosphère par la pollution. Bien que de l'air se compose toujours en grande partie d'oxygène et d'azote, certains des niveaux des gaz en trace ont augmenté, en particulier les concentrations des gaz à effet de serre, qui peuvent causer le réchauffement de la planète. Quelques polluants atmosphériques qui sont aujourd'hui présent dans l'atmosphère sont totalement nouveaux, comme les CFCs (chlorofluorocarbones), qui ont été produites par l'homme.

### IV.3.1. Les Couches Atmosphériques

L'atmosphère est composée de 4 grandes couches majeures:

#### → La troposphère

La **troposphère** est la couche inférieure de l'atmosphère qui est comprise entre le sol et la stratosphère, couche supérieure. Son épaisseur est de 0 à 15k m d'altitude selon les latitudes, Elle est la plus épaisse au niveau de l'équateur. C'est la zone où l'on observe le plus de manifestations météorologiques.

La troposphère contient le quasi totalité de la vapeur d'eau et la 9/10 de la masse d'air. La température décroît de 6°C en moyenne par Km d'altitude. Elle est traversée par de violents courants verticaux et horizontaux déterminés par les différences de température.

La limite supérieure de la troposphère est appelée la **tropopause** et elle se situe à environ 18 Km d'altitude.

### → La stratosphère

La **stratosphère** est la couche très pure et forte peu dense situé entre le troposphère et la mésosphère, couche supérieure. Elle s'étend de 18 à 50 Km l'altitude. C'est une zone où les températures augmentent avec l'altitude mais qui reçoit une forte ration de rayonnement solaire, notamment les radiations ultraviolettes. C'est ici que se produit la diffraction des rayons lumineux de courtes longueurs d'ondes par les molécules d'air. (D'où le jour la couleur bleu de ciel). On observe de violents vents (200 à 300 Km/h) Les gaz de la stratosphère sont :

L'oxygène monoatomique simple (O) l'azote monoatomique, du sodium, du lithium et l'oxygène triple (O<sub>3</sub>) ou ozone. Vers 30 Km d'altitude la stratosphère renferme une couche où l'ozone atteint une concentration maximale L'ozone est produit par l'action des UV sur les atomes ordinaires d'oxygène La couche d'ozone sert de bouclier protecteur contre les UV provenant des radiations solaires. Ces UV pourraient détruire les bactéries et brûler la peau des animaux. La stratopause est la limite supérieure de la stratosphère. La température est de Environ 0°C

### → La mésosphère

La mésosphère est la couche située entre la stratosphère et la thermosphère, couche supérieure. Elle s'étend 50 à 80 Km d'altitude. La mésosphère est une couche où les températures décroissent de nouveau avec l'altitude; à sa limite supérieure la température est d'environ de -90°C. Le point de renversement des températures est appelé la mésopause.

### → La thermosphère

Vient du grec «thermos» la chaleur et de "sphaïra" la sphère La thermosphère est la couche qui s'étend de 85 à 800 Km d'altitude environ. Dans la thermosphère les températures



augmentent de nouveau avec l'altitude, jusqu'à 1600°C environ: dans un milieu où l'air est si raréfié, la notion de température ne correspond plus qu'à des vitesses élevées de molécules

→ **d'autres couches**

L'exosphère s'étend au-delà de la thermosphère. Elle se fond peu à peu dans l'espace. La ionosphère est la couche qui s'étend de 100 à 400 Km d'altitude, dans la thermosphère. Elle réfléchit les ondes radio. Dans cette zone, les molécules de diazote et de dioxygène sont présentes:

**ces molécules sont ionisées:** elles absorbent les rayons gamma et les rayons X c'est le processus de l'ionisation: chaque molécule ou atome donne un électron devenant un ion positif. Lors des orages solaires, on observe des aurores boréales, au-dessus de la ionosphère.

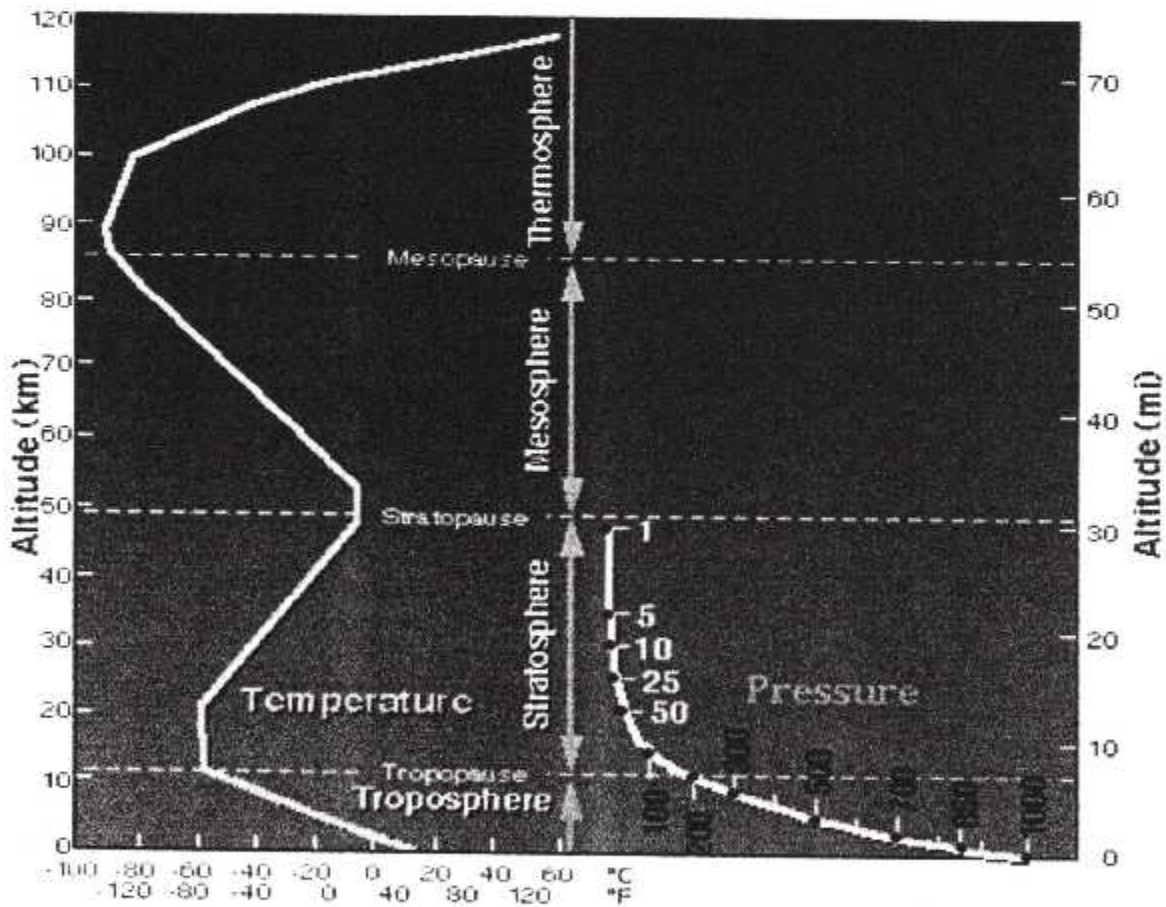


FIG IV.3.a. Cette photo (prise par la navette spatiale) permet de repérer les limites de la troposphère, de la stratosphère, de la mésosphère.



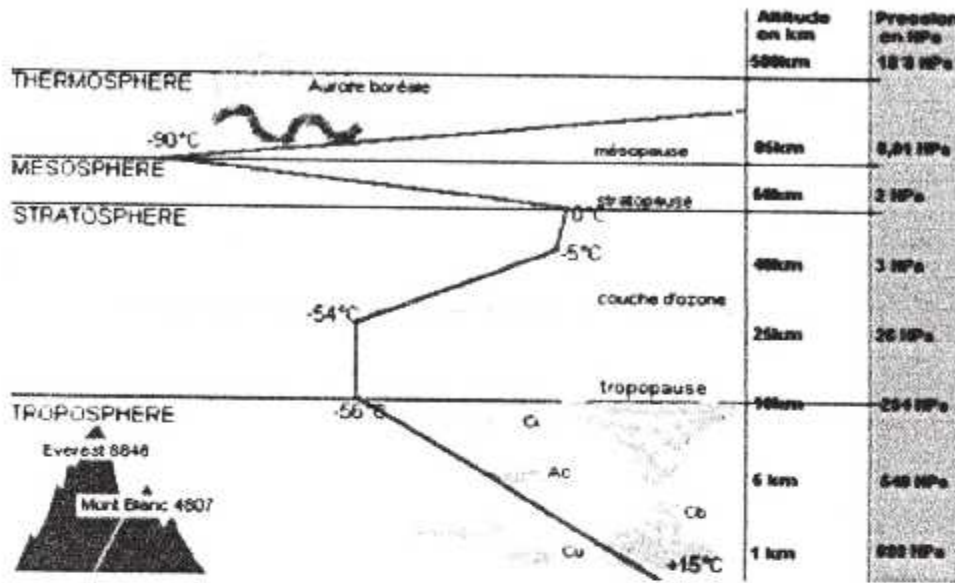


FIG IV.3.b. Les Couches Atmosphériques

Bien que de l'air soit bien mélangé dans toute l'atmosphère, l'atmosphère elle-même n'est pas physiquement uniforme mais a des variations significatives en température et en pression avec l'altitude, qui définissent un certain nombre de couches atmosphériques. Celles-ci incluent la troposphère (de 0 à 16 kilomètres), la stratosphère (de 16 à 50 kilomètres), la mésosphère (de 50 à 80 Km) et la thermosphère (de 80 à 640 Km). Les limites entre ces quatre couches sont définies par les changements brusques de température, et incluent respectivement la tropopause, la stratopause et la mésopause. Dans la troposphère et la mésosphère, la température tombe généralement avec l'augmentation de l'altitude, tandis que dans la stratosphère et la thermosphère, la température s'élève avec l'augmentation de l'altitude.

En plus de la température, d'autres critères peuvent être employés pour définir différentes couches dans l'atmosphère. L'ionosphère, par exemple, qui occupe la même région de l'atmosphère que la thermosphère, est définie par la présence des ions, un critère physico-chimique. La région au delà de l'ionosphère est connue comme l'exosphère. L'ionosphère et l'exosphère composent ensemble l'atmosphère supérieure (ou la thermosphère). La magnétosphère est la région au-dessus de la surface de la Terre dans laquelle des particules chargées sont affectées par le champ magnétique de la Terre.

Une autre couche bien connue de l'atmosphère est la couche d'ozone, occupant une grande partie de la stratosphère. Cette couche est définie par sa composition chimique - où l'ozone est particulièrement abondant.

#### **IV .4. L'ionosphère**

L'ionosphère est une couche d'air ionisé dans l'atmosphère s'étendant à presque 80 kilomètres au-dessus de la surface des altitudes de la Terre de plus de 600 kilomètres et au-delà. Techniquement, l'ionosphère n'est pas une autre couche atmosphérique. Elle occupe la même région de l'atmosphère supérieure que la thermosphère. Dans cette région de l'atmosphère l'énergie du soleil est si forte qu'elle casse les molécules et les atomes d'air, laissant les ions (atomes avec les électrons manquants) et électrons libres de flotter. L'ionosphère est la région de l'atmosphère où les aurores se produisent.

L'ionisation des molécules d'air dans l'ionosphère est produite par les rayonnements ultraviolets du soleil, et à un moindre degré par les particules de grande énergie à partir du soleil et des rayons cosmiques.

Le grand nombre d'électrons libres dans l'ionosphère permet la propagation des ondes électromagnétiques. Les signaux par radio - une forme de rayonnement électromagnétique - peuvent " rebondir " sur l'ionosphère permettant la communication par radio sur de longues distances.

##### **IV .4.1. Présentation générale**

L'ionosphère correspond à la couche haute de l'atmosphère comprise entre 50 et 1000 km.

C'est une zone chargée de particules électriques qui interagissent avec les ondes émises par les satellites GPS et en allongent le temps de trajet.

Le retard ionosphérique (allongement du temps de parcours satellite - récepteur) est compris entre 0 et 50 mètres et varie en fonction de l'agitation ionosphérique. Contrairement à la troposphère, il n'est pas possible de modéliser correctement cet effet. L'ionosphère a, par contre, une propriété très importante, c'est un milieu dispersif pour les fréquences qui nous intéressent. Le retard électronique dépend de la fréquence et donc l'utilisation de deux fréquences va permettre d'éliminer le retard ionosphérique. L'agitation ionosphérique n'est pas constante au court du temps et varie fonction des paramètres suivants :

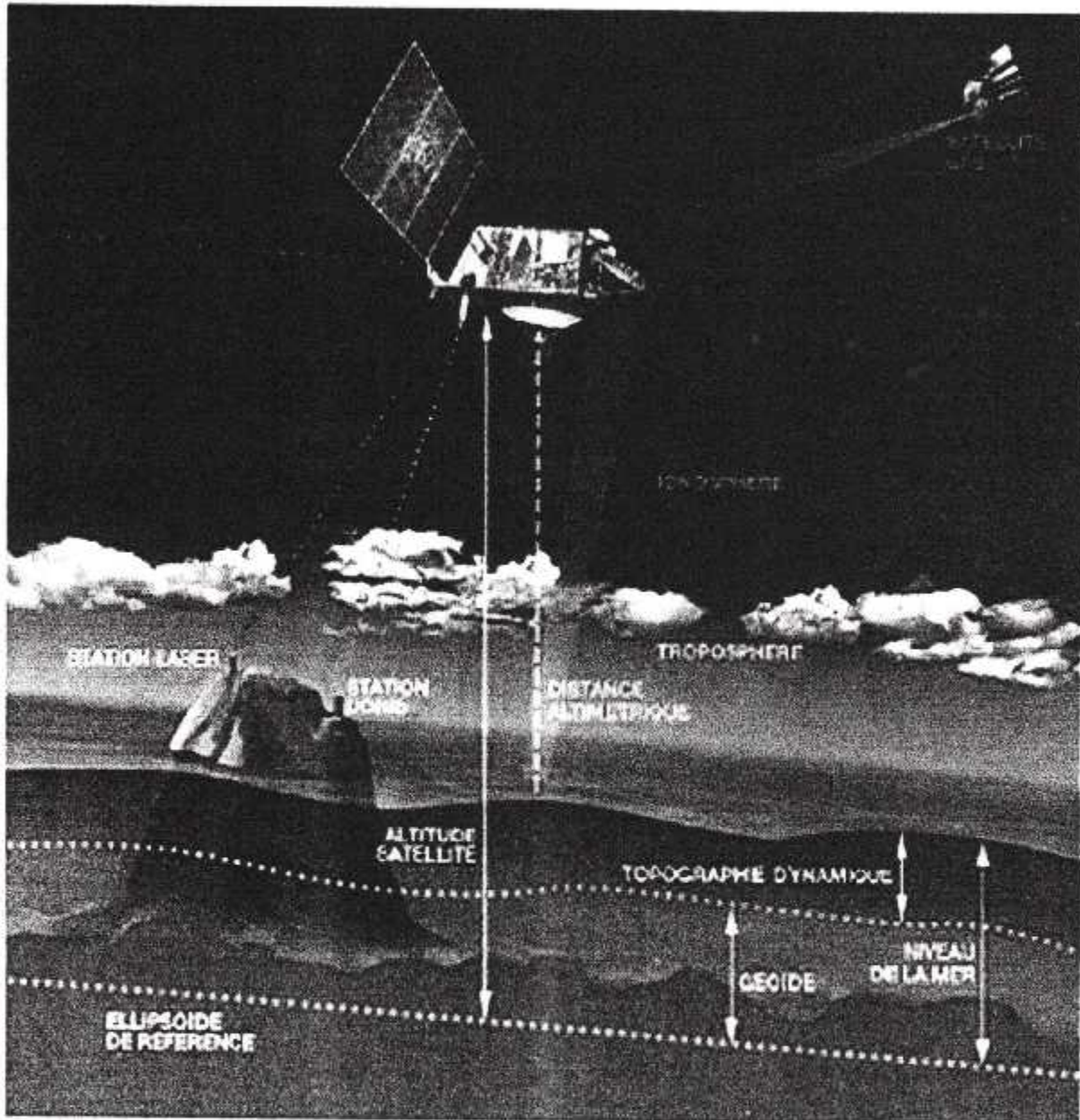


FIG IV .4. Système GPS et les couches atmosphère

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



### IV.4.2. La réfraction dans l'ionosphère

Comme son nom l'indique, l'ionosphère est une enveloppe constituée de particules chargées (ions) qui orbitent autour de la Terre au delà de 20 Km d'altitude. L'onde porteuse du signal GPS doit donc traverser cette couche sur son trajet entre le satellite et la station.

Le fait que cette couche ne soit pas neutre entraîne une perturbation de la vitesse de toute onde électromagnétique qui se propage en son sein. L'amplitude de cette perturbation est liée à la longueur d'onde et à la densité de particules chargées dans le milieu traversé, laquelle densité est évidemment inconnue et variable dans le temps et dans l'espace.

Le temps de propagation de l'onde GPS va donc être modifié d'une quantité inconnue, nommé délai ionosphérique, et pour finir l'évaluation de la distance entre le satellite et la station sera donc erronée.

La solution consiste à émettre deux ondes sur deux fréquences différentes. Chacune d'elle sera donc affectée d'une quantité différente, et la comparaison donnera une évaluation raisonnable du délai ionosphérique pour chaque longueur d'onde. C'est pour cette raison que le système GPS est "bicolore", c'est à dire qu'il émet sur deux fréquences légèrement différentes (1.575 GHz et 1.228 GHz). Il n'en reste pas moins que dans le cas d'une ionosphère très agitée, en cas de tempête solaire par exemple, l'évaluation du délai ionosphérique ne sera qu'approximative et la mesure moins précise.

### IV.5. La Troposphère

La plus basse couche de l'atmosphère s'appelle la troposphère. Elle s'étend en épaisseur de 8km depuis les pôles à 16km au-dessus de l'Équateur. La troposphère est liée au-dessus par la tropopause, délimitée par des températures stables. Au-dessus de la troposphère est la stratosphère. Bien que des variations se produisent, la température diminue habituellement avec l'augmentation de l'altitude dans la troposphère. Les alpinistes savent qu'il fera plus froid de plusieurs degrés en haut de la montagne que dans la vallée en dessous.

La troposphère est plus dense que les couches de l'atmosphère au-dessus d'elle (en raison du poids la comprimant), et elle contient jusqu'à 75% de la masse de l'atmosphère. elle se compose principalement d'azote (78%) et d'oxygène (21%) avec seulement de petites

concentrations d'autre gaz en trace. Presque toute la vapeur d'eau ou humidité atmosphérique est trouvée dans la troposphère.

La troposphère est la couche où la majeure partie du temps du monde a lieu. Puisque la température diminue avec l'altitude dans la troposphère, l'air chaud près de la surface de la Terre peut aisément se lever, étant moins dense que l'air plus froid au-dessus de lui. En fait, les molécules d'air peuvent voyager au dessus de la troposphère et de nouveau vers le bas en juste quelques jours. Un tel mouvement ou convection vertical d'air produit des nuages et finalement de la pluie à cause de l'humidité; dans l'air, et provoque une grande partie du temps que nous éprouvons. La troposphère est couverte par la tropopause, une région où la température est stable. La température de l'air commence alors à s'élever dans la stratosphère. Une telle augmentation de la température empêche beaucoup de convection d'air au delà de la tropopause, et par conséquent la plupart des phénomènes climatiques, y compris les nuages porteurs d'orages, les cumulonimbus, sont confinés à la troposphère.

Parfois la température ne diminue pas avec l'altitude dans la troposphère, mais augmente. Une telle situation est connue comme inversion de la température. Les inversions de la température limitent ou empêchent le mélange vertical de l'air. Une telle stabilité atmosphérique peut mener à des épisodes de pollution atmosphérique avec des polluants d'air émis au niveau du sol devenant emprisonné sous l'inversion de la température.

#### **IV.5.1. Présentation générale**

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



### IV.5.2. La réfraction dans la troposphère

De la même façon, le temps de propagation de l'onde GPS est affecté par la teneur en vapeur d'eau de la couche basse de l'atmosphère (de 0 à 10 Km d'altitude) : la troposphère. Il serait donc nécessaire de connaître cette quantité avec précision tout le long du trajet suivi par l'onde. En pratique cela se révèle très difficile, sinon impossible, même avec l'aide des deux fréquences. En effet, le retard introduit est plus compliqué qu'un simple rapport de proportionnalité avec le pourcentage de vapeur d'eau. La différenciation entre les deux fréquences n'apporte donc pas l'information souhaitée : le délai troposphérique. Il existe plusieurs techniques pour contourner cette difficulté, aucune n'apportent de solution vraiment satisfaisante. La plus simple consiste tout simplement à introduire une nouvelle inconnue dans les calculs : le délai troposphérique de chaque station. Toutefois, comme ce paramètre évolue en fonction de la météorologie locale, il est nécessaire de modifier ce paramètre au cours du temps (toutes les deux heures par exemple). Cela finit par introduire beaucoup d'inconnues, ce qui rend les calculs instables et les solutions moins fiables.

En pratique, ce problème prend d'autant plus d'importance que les conditions météorologiques et les épaisseurs troposphériques sont différentes entre deux stations. La ligne de base entre une station située en bord de mer (à altitude zéro) avec un degré d'hygrométrie important et une station située en haute montagne avec un air très sec, sera particulièrement affectée. Enfin, cette erreur se retrouvera plus particulièrement sur la composante verticale de la ligne de base, les erreurs horizontales se compensant plus ou moins du fait que les satellites couvrent à peu près toutes les directions l'horizon. Du point de vue théorique, des instruments permettant de mesurer directement la teneur en vapeur d'eau le long du trajet suivi par l'onde GPS sont en phase expérimentale. Il est encore trop tôt pour savoir si la précision de ces mesures, basées sur la température de brillance du ciel, sera suffisante.

### IV .6. Phénomènes affectant la précision des mesures de phase

En dehors de la dégradation volontaire du signal par les militaires américains, il y a un certain nombre de facteurs "naturels" qui limitent la précision du GPS. On peut citer dans l'ordre de leur influence : la réfraction dans l'ionosphère, la réfraction dans la troposphère, la précision du positionnement des satellites GPS, les phénomènes de multitrajets, et la position

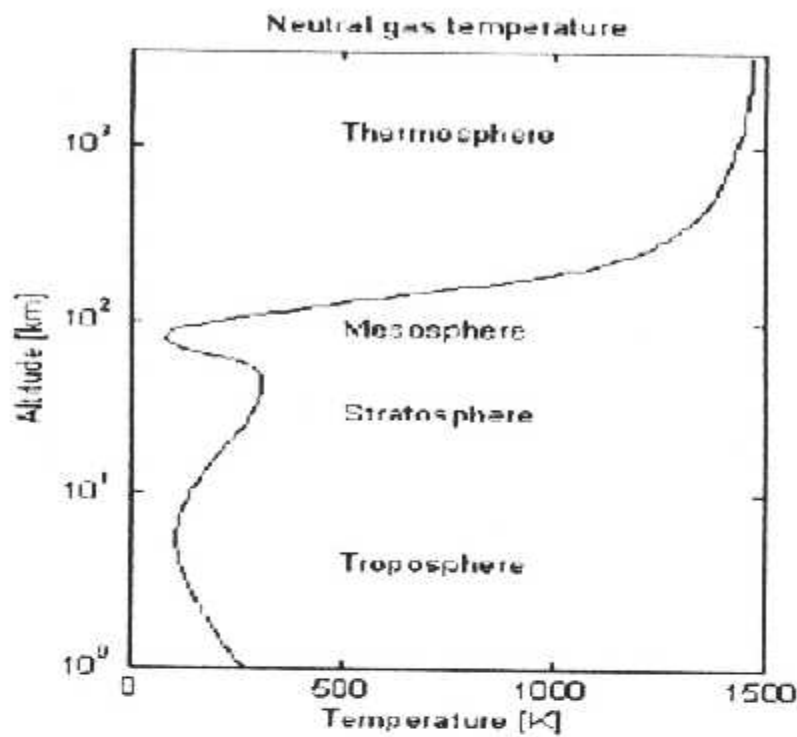


FIG IV.5. Troposphère et température

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

Le retard troposphérique se décompose en deux parties, une composante sèche qui représente 80% du retard et une composante humide qui représente 20% du retard. C'est cette dernière qui est la plus mal modélisée.

La valeur du retard troposphérique est d'environ 2,20 mètres au zénith et de plus de 20 mètres à 5 degrés. 0 degré la valeur du retard troposphérique peut atteindre plusieurs centaines de mètres et est impossible à modéliser.

Aujourd'hui le troposphère est le facteur limitant le plus la détermination très précise de ligne de base. Son effet détériore surtout la détermination de la composante verticale.

du centre de phase des antennes GPS. Certains de ces phénomènes sont à peu près contrôlés, d'autres le sont moins, voire pas du tout.

**IV .6.1. Positionnement à l'aide de la phase**

De manière générale une fonction sinusoïdale  $x(t)$  d'amplitude  $A$  et de fréquence  $f$  s'écrit :

$$x = A \cos \omega(t) + \phi_0 \dots\dots\dots(IV.2)$$

L'onde porteuse d'une phase est un signal sinusoïdal et l'on a la relation suivante:

$$\phi(t)_{radians} = \omega t + \phi_0 \text{ avec } \omega = 2\pi f \dots\dots\dots(IV.3)$$

On exprime souvent la phase en cycle

$$\phi(t)_{cycles} = f \times t + \frac{\phi_0}{2\pi} \dots\dots\dots(IV.4)$$

Le principe de la mesure de phase repose sur le calcul du déphasage entre le signal reçu du satellite et le signal généré par le récepteur. Ce déphasage est très précis mais se fait sur la partie fractionnaire d'un cycle soit une mesure sur 19 centimètres pour L1 et 24,4 centimètres pour L2.

La différence de phase totale est :

$$\Delta \phi = \phi(t_r) - \phi(t_e) \dots\dots\dots(IV.5)$$

Le déphasage mesuré est :

$$\Delta \phi_{mes}(t_r) = \Delta \phi - N'_i(t_r) \dots\dots\dots(IV.6)$$

Dans cette mesure apparaît la quantité  $N'_i(t_r)$  qui est inconnue et qui est le nombre entier de cycle entre le satellite et le récepteur à l'instant  $t_r$ . Cette quantité est appelée ambiguïté entière.

La mesure de phase diffère donc de celle du code, il ne s'agit plus d'une mesure de distance mais de variation de distance.

De plus un compteur permet de mesurer le nombre entier de cycles entre deux instants consécutifs. La somme de ce nombre de cycle et la mesure du déphasage à l'instant  $t_1$  correspond à la variation de distance entre le récepteur et le satellite.

On en déduit donc que la partie inconnue de la distance satellite - récepteur reste constante et est égale, tant que le récepteur ne perd pas la phase, à  $N'_i \times \lambda$ .

Lors des calculs, le terme d'ambiguïté entière sera estimé comme une inconnue supplémentaire. On introduira donc au minimum une inconnue de plus par fréquence et par satellite.

Des discontinuités dans l'enregistrement des phases entre deux époques donnent un nombre de cycles aberrants, ce sont les sauts de cycle. Ils doivent être détectés et éliminés, sinon la solution est fautive.

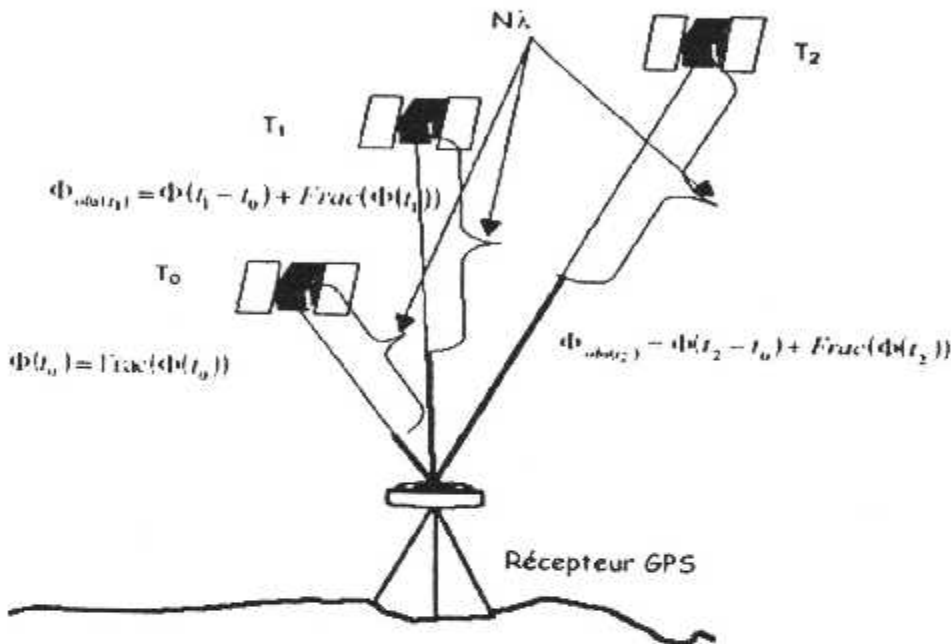


FIG IV.6. schéma de la mesure de phase

IV .6.2. Relation d'observation de la phase

IV .6.2.1 . Relation d'observation non différenciée de la phase

Voici la relation simplifiée d'observation de la phase qui tient compte des corrections atmosphériques (troposphère et ionosphère).

$$\phi_{i,m}^j = \rho_{i,m}^j - cdt_m^j + cdt_{i,m} - N_i^j \times \lambda + \rho_{ion,m}^{j'} + \rho_{trop,m}^{j''} + \rho_{rel,m}^{j'''} \dots \dots \dots (IV.7)$$

$\phi_{i,m}^j$  : Nombre réel de cycles observés à l'instant  $t_m$  converti en unité de longueur

$\rho_{i,m}^j$  : Distance entre le satellite i et le récepteur k

C : Vitesse de la lumière

$t_m$  Temps de mesure nominal

$dt_m^j$  : Décalage d'horloge du satellite par rapport au temps GPS à l'instant  $t_m$

$dt_{i,m}$  : Décalage d'horloge du récepteur par rapport au temps GPS à l'instant  $t_m$

$N_{j,i}$  : Nombre entier de cycles inconnus : ambiguïté initiale de phase

$\lambda$  : Longueur d'onde de la phase

$\rho_{ion,m}^{j,i}$  : Correction ionosphérique

$\rho_{trop,m}^{j,i}$  : Correction troposphérique

$\rho_{rel,m}^{j,i}$  : Correction relativiste

Afin d'éliminer ou de réduire l'influence des erreurs (horloges satellite et récepteur corrections atmosphériques et orbites) les calculs ne se font pas directement sur la relation non différenciée mais sur des différences de mesures (simple - double - triple différence).

#### IV .6.2.1 .1. La simple différence

La simple différence consiste à former à un instant donné la différence de mesures entre un satellite et deux récepteurs.

On constate que cette différence permet d'éliminer les décalages d'horloges satellites et de réduire l'influence des autres erreurs.

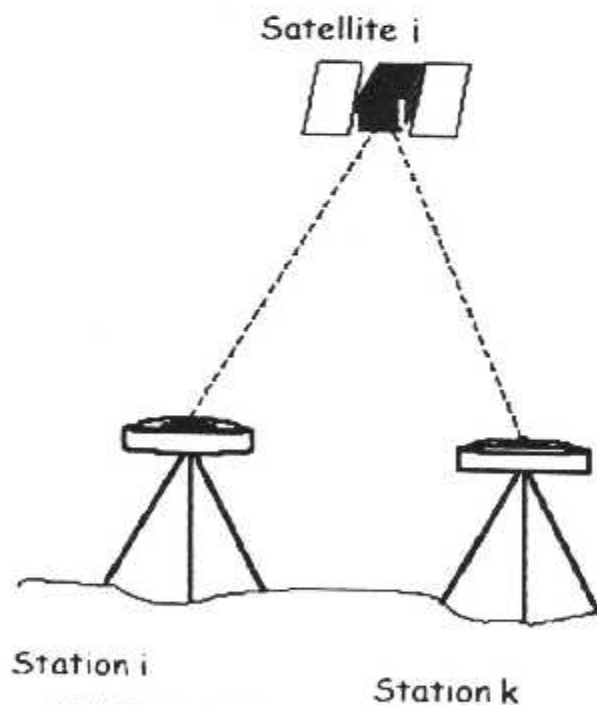


FIG IV. 7. Schéma la simple différence



Par contre elle impose des contraintes fortes :

- Il faut disposer de deux récepteurs et faire les mesures aux mêmes époques.
- L'estimation ne portera plus sur les coordonnées d'un point mais sur le vecteur entre deux points, c'est du positionnement relatif, ce qui implique de connaître un point en WGS84.

La relation d'observation devient :

$$\Delta\phi_{i,k,m}^j = \Delta\rho_{i,k,m}^j - c\Delta dt_{i,k,m} - N_{i,k}^j \times \lambda + \Delta\rho_{ion,m}^{j,i,k} + \Delta\rho_{tropo,m}^{j,i,k} + \Delta\rho_{rel,m}^{j,i,k} \dots\dots (IV.8)$$

IV .6.2.1 .2. La double différence

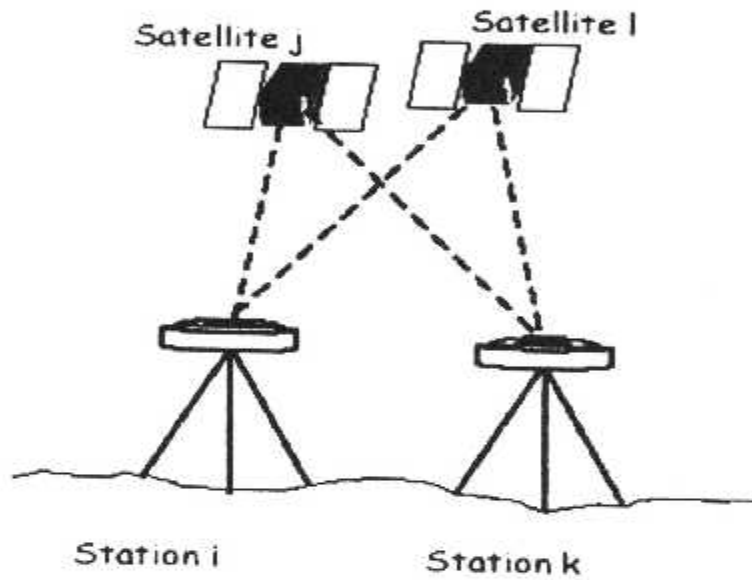


FIG IV.8. Schéma de la double différence

Le double différence est la différence de deux simples différences à un instant donné entre deux satellites et deux récepteurs.

Cette combinaison permet d'éliminer les erreurs d'horloges récepteur de réduire les effets des perturbations atmosphériques et des orbites.

C'est la différence qui sera utilisée dans les logiciels de calculs. Il faut remarquer que les ambiguïtés entières apparaissent toujours dans cette différence. Lors des calculs, pour obtenir la meilleure précision et une meilleure confiance dans les résultats, nous serons obligés d'estimer ces paramètres puis de les fixer à leurs valeurs naturelles .

Relation d'observation des doubles différences :

$$\nabla\Delta\phi_{i,k,m}^{j,l} = \nabla\Delta\rho_{i,k,m}^{j,l} - N_{i,k}^{j,l} \times \lambda + \nabla\Delta\rho_{ion,m}^{j,l,i,k} + \nabla\Delta\rho_{tropo,m}^{j,l,i,k} + \nabla\Delta\rho_{rel,m}^{j,l,i,k} \dots\dots (IV.9)$$

IV .6.2.1 .3. La triple différence

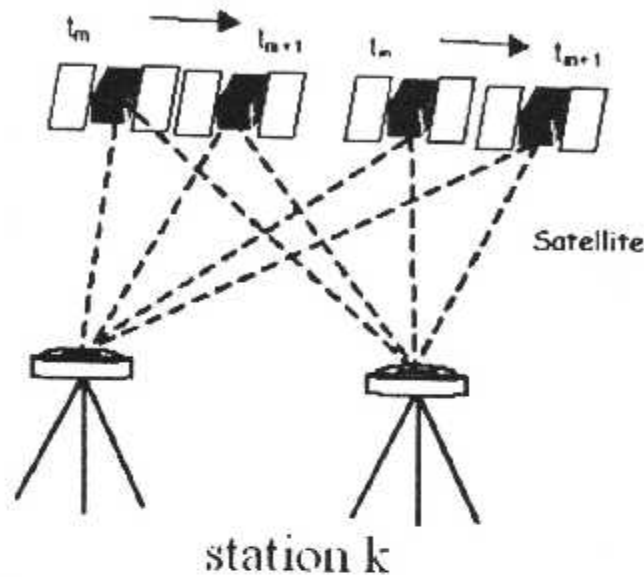


FIG IV.9 . Schéma de La triple différence

La triple différence est la différence de deux doubles différences pour deux époques directement consécutives. Cette différence élimine les ambiguïtés entières et elle est utilisée principalement pour rechercher et éliminer les sauts de cycles.

La relation d'observation devient :

$$T\nabla\Delta\phi_{i,k;n+1,m}^{j,l} = T\nabla\Delta\rho_{i,k;n+1,m}^{j,l} + T\nabla\Delta\rho_{ion;n+1,m}^{j,l,k} + T\nabla\Delta\rho_{tropo;n+1,m}^{j,l,k} + T\nabla\Delta\rho_{rel;n+1,m}^{j,l,k} \dots\dots\dots(IV.10)$$

IV .6.3. Utilisation de la triple différence pour éliminer les sauts de cycles :

Soient 4 époques d'observations consécutives,  $t_{m-1}$   $t_m$   $t_{m+1}$   $t_{m+2}$ . Supposons qu'entre les époques  $m$  et  $m+1$  nous ayons un saut de cycle de valeur égale à  $\lambda S$ . Ecrivons les doubles différences aux trois époques sans tenir compte des corrections d'ionosphère, de troposphère et de relativité :

$$t_{m-1} : \nabla\Delta\phi_{i,k;m-1}^{j,l} = \nabla\Delta\rho_{i,k;m-1}^{j,l} - N_{i,k}^{j,l} \times \lambda \dots\dots\dots(IV.11)$$

$$t_m : \nabla\Delta\phi_{i,k;m}^{j,l} = \nabla\Delta\rho_{i,k;m}^{j,l} - N_{i,k}^{j,l} \times \lambda \dots\dots\dots(IV.12)$$

$$t_{m+1} : \nabla\Delta\phi_{i,k;m+1}^{j,l} = \nabla\Delta\rho_{i,k;m+1}^{j,l} - N_{i,k}^{j,l} \times \lambda + S\lambda \dots\dots\dots(IV.13)$$

A

$$t_{m+2} : \nabla\Delta\phi_{i,k;m+2}^{j,l} = \nabla\Delta\rho_{i,k;m+2}^{j,l} - N_{i,k}^{j,l} \times \lambda + S\lambda \dots\dots\dots(IV.14)$$

Les triples différences deviennent :

Entre  $t_{m-1}$  et  $t_m$  :

$$T \nabla \Delta \phi_{i,k;m,n-1}^{j,l} = T \nabla \Delta \rho_{i,k;m,n-1}^{j,l} \dots\dots\dots(IV.15)$$

Entre  $t_m$  et  $t_{m+1}$  :

$$T \nabla \Delta \phi_{i,k;m+1,m}^{j,l} = T \nabla \Delta \rho_{i,k;m+1,m}^{j,l} + S \lambda \dots\dots\dots(IV.16)$$

Entre  $t_{m+1}$  et  $t_{m+2}$  :

$$T \nabla \Delta \phi_{i,k;m+2,m+1}^{j,l} = T \nabla \Delta \rho_{i,k;m+2,m+1}^{j,l} \dots\dots\dots(IV.17)$$

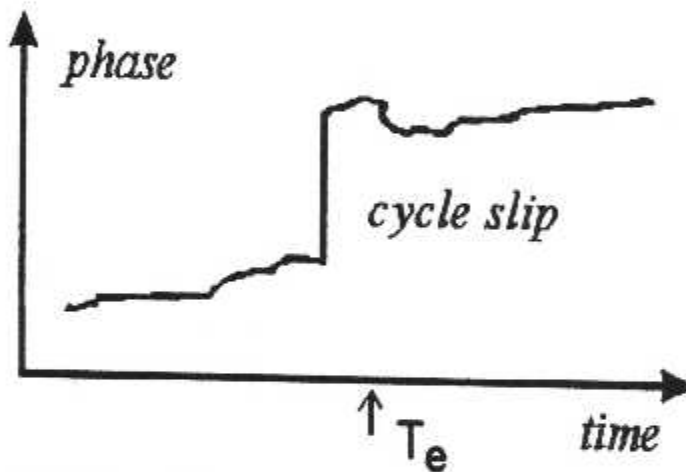


FIG IV. 10. Un " saut " l'ordre des mesures de phase porteur dues à l'occurrence d'une glissade de cycle.

La discontinuité introduite dans les triples différences par le saut de cycle va permettre de le détecter et de l'éliminer.

**IV .6.4. La fixation des ambiguïtés entières**

**IV .6.4.1. Pourquoi et comment fixer les ambiguïtés entières ?**

Lors d'un calcul de type géodésique par les doubles différences interviennent les ambiguïtés entières. Elles sont, comme nous l'avons vu, inconnues. Lors des calculs par les moindres carrés de la ligne de base nous allons donc les estimer comme des paramètres au même titre que les coordonnées de la ligne de base.

Mais dans un calcul par moindres carrés, il est impossible d'estimer un paramètre comme un entier, il est toujours estimé comme un réel.

Or l'expérience montre que si l'on estime dans une première itération les ambiguïtés à des valeurs réelles, qu'on les fixe à une valeur entière déduite de la valeur réelle, que l'on recalcule les observations en n'estimant que les coordonnées du vecteur, on peut gagner un facteur 10 sur la qualité de la détermination de la ligne de base (voir schéma ci-dessus) et avoir une meilleure confiance dans le résultat.

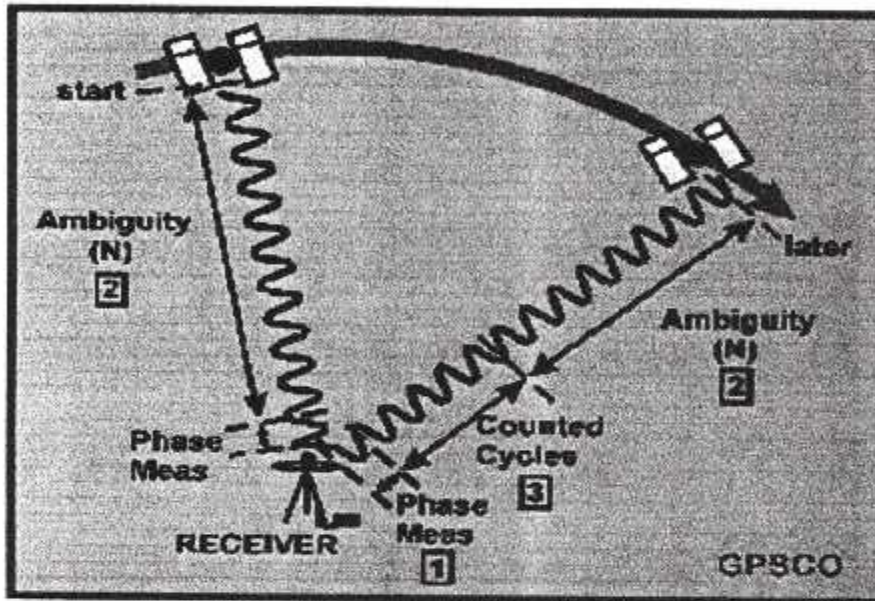


FIG IV. 11. La limite d'ambiguïté de phase et une mesure de gamme.

Par exemple pour un calcul standard d'ambiguïtés libres, la précision est de l'ordre  $10^{-5}$  x Distance. En fixant les ambiguïtés la précision est de l'ordre  $10^{-6}$  x Distance. C'est pour cela que les constructeurs de matériel GPS de géodésie ont développé des logiciels de fixation des ambiguïtés de plus en plus sophistiqués, qui permettent de trouver les valeurs entières exactes des ambiguïtés avec un temps d'observation de plus en plus court.

#### IV. 7. Retard ionosphérique de L1 et de L2 phase

Si nous employons un récepteur dual de fréquence nous pouvons estimer l'ionosphérique retardons  $I_k$  à l'époque k comme

$$I_k = \alpha_1(\Phi_{2,k} - \Phi_{1,k}) - \alpha_1(\lambda_2 N_2 - \lambda_1 N_1) \dots\dots\dots(IV.18)$$

Nous sommes seulement intéressés par les changements d' $I_k$  avec l'heure pour les différents PRNs.

$$I_k = \alpha_1(\Phi_{2,k} - \Phi_{1,k}) \dots\dots\dots(IV.19)$$

$$I_k = \alpha_1 (\Phi_{2k} - \Phi_{1k}) \dots\dots\dots (IV.19)$$

**IV.7.1. Le Cas De deux -Fréquences**

Le cas de deux fréquences et considérons la double différence des observations.

Nous omettons les indices inférieurs et les indices supérieurs liés aux récepteurs et aux satellites, puisqu'il y a exactement les mêmes de chaque coté:

$$P_1 = \rho^* + I - e_1 \dots\dots\dots(IV.20)$$

$$\Phi_1 = \rho^* - I + \lambda_1 N_1 - \varepsilon_1 \dots\dots\dots(IV.21)$$

$$P_2 = \rho^* + (f_1 / f_2)^2 I - e_2 \dots\dots\dots(IV.22)$$

$$\Phi_2 = \rho^* - (f_1 / f_2)^2 I + \lambda_2 N_2 - \varepsilon_2 \dots\dots\dots(IV.23)$$

En fait, nous avons

$$\alpha = f_1 / f_2 = 154 / 120 = 1.283333$$

On transforme en équation matricielle :

$$\begin{bmatrix} P_1 \\ \Phi_1 \\ P_2 \\ \Phi_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & -1 & \lambda_1 & 0 \\ 1 & \alpha^2 & 0 & 0 \\ 1 & -\alpha^2 & 0 & \lambda_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \rho^* \\ I \\ N_1 \\ N_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} e_1 \\ \varepsilon_1 \\ e_2 \\ \varepsilon_2 \end{bmatrix}$$

Quand toutes les valeurs de e et de ε sont mises à zéro, nous pouvons résoudre les quatre équations pour trouver les quatre inconnus. Ceci détermine la pseudo -distance ρ\* idéal le retard ionosphérique instantané I et les ambiguïtés N1 et N2.

→ La matrice inverse de coefficient est

$$\begin{bmatrix} \frac{\alpha}{\alpha-1} & 0 & -\frac{1}{\alpha-1} & 0 \\ -\frac{1}{\alpha-1} & 0 & \frac{1}{\alpha-1} & 0 \\ -\frac{\alpha+1}{\lambda_1(\alpha-1)} & \frac{1}{\lambda_1} & \frac{2}{\lambda_1(\alpha-1)} & 0 \\ -\frac{2\alpha}{\lambda_2(\alpha-1)} & 0 & -\frac{1}{\lambda_2} & \frac{1}{\lambda_2} \end{bmatrix} \dots\dots\dots(IV.24)$$

Dans une époque d'observations nous estimons les réels N1 et N2 .Après, le code suivant de Matlab estime les nombres entiers N1 et N2 des valeurs réelles juste calculées voire chapitre V (simulation) et l'annexe E.



$$\begin{aligned}
 K1 &= \text{round}(N1 - N2); \\
 K2 &= \text{round}(60 * N1 - 77 * N2); \\
 \text{true}N2 &= \text{round}((60 * K1 - K2) / 17); \\
 \text{true}N1 &= \text{round}(\text{true}N2 + K1);
 \end{aligned}
 \dots\dots\dots(\text{IV.25})$$

### IV .8. Modélisation du retard troposphérique

On modélise le retard troposphérique à partir des données météorologiques (température sèche, humidité et pression) à la station sol pour une détermination absolue ou des deux stations sol pour une détermination relative et de l'élévation des satellites.

Il existe de nombreux modèles dont voici une liste non exhaustive :

- Hopfield-Black,
- Hopfield-Kouba,
- Marini,
- Saastamoinen,
- CENT
- Goad et Goodman

Les modèles ne sont valables que pour des élévations supérieures à 10° à 15°. Exemple de modèle : le modèle de Saastamoinen :

$$\rho_{\text{tropo}} = \frac{0.00227}{\cos Z} \left( P + \left[ \frac{1255}{T} + 0.05 \right] \times e - B \tan^2 Z \right) + \delta R \dots\dots\dots(\text{IV.26})$$

Ou

- $\rho_{\text{tropo}}$  : le retard troposphérique total
- $Z$  : la distance zénithale du satellite
- $P$  : la pression atmosphérique au point observé
- $T$  : la valeur de la température absolue au point observé
- $e$  : la pression de vapeur d'eau au point observé
- $B$  : une constante qui dépend de l'altitude du point, sa valeur varie de 1,156 au niveau de la mer à 0,563 à 5000 m d'altitude.
- $\delta R$  : correction de distance troposphérique.

### IV .9. Trajets multiples

M c'est le trajet multiples sur des observations de pseudo- distance peut être de plusieurs mètres, tandis que par trajets multiples sur des observations de phase tout au plus .il peut être de l'ordre  $\lambda/4$  . Ainsi il semble raisonnable d'étudier suivant le modèle.

$$P_1 = \rho^* + I + M_1 \dots \dots \dots (IV.27)$$

$$\Phi_1 = \rho^* - I + \lambda_1 N_1 \dots \dots \dots (IV.28)$$

$$\Phi_2 = \rho^* - \alpha I + \lambda_2 N_2 \dots \dots \dots (IV.29)$$

Nous soustrayons (IV.28) et (IV.28):

$$\Phi_1 - \Phi_2 = -I + \alpha I + \lambda_1 N_1 - \lambda_2 N_2 \dots \dots \dots (IV.30)$$

Et isolation I:

$$I = \frac{1}{1-\alpha} (\Phi_1 - \Phi_2) + \frac{1}{1-\alpha} (\lambda_1 N_1 - \lambda_2 N_2) \dots \dots \dots (IV.31)$$

La soustraction de (IV.27) de (IV.28) rapporte

$$I = (P_1 - \Phi_1 - M_1 + \lambda_1 N_1) / 2 \dots \dots \dots (IV.32)$$

Égalisation (IV.32) et (IV.31) donne

$$P_1 - \Phi_1 - M_1 + \lambda_1 N_1 = \frac{2}{1-\alpha} (\Phi_1 - \Phi_2) + \frac{2}{1-\alpha} (\lambda_1 N_1 - \lambda_2 N_2) \dots \dots \dots (IV.33)$$

Or

$$M_1 - \left( \frac{\alpha+1}{\alpha-1} \lambda_1 N_1 + \frac{2}{\alpha-1} \lambda_2 N_2 \right) = P_1 - \frac{\alpha+1}{\alpha-1} \Phi_1 + \frac{2}{\alpha-1} \Phi_2 \dots \dots \dots (IV.34)$$

La valeur qui est en parenthèse constante avec le temps; elle est égalée à zéro; le résultat est :

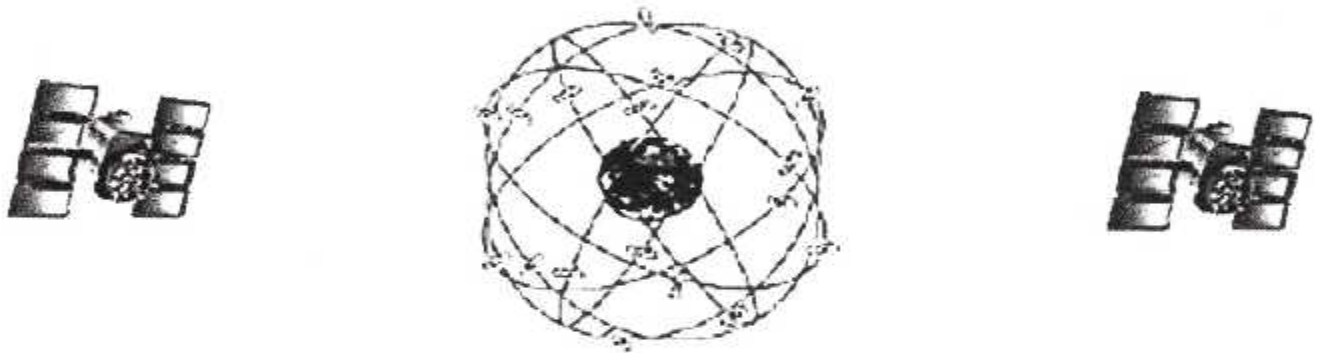
$$M_1 = P_1 - \frac{\alpha+1}{\alpha-1} \Phi_1 + \frac{2}{\alpha-1} \Phi_2 \dots \dots \dots (IV.35)$$

## Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons conclu :

- nous pouvons ajuster le temps de récepteur sur l'exactitude de l'horloge de GPS. Ceci rendra l'horloge peu coûteuse du récepteur aussi bonne comme horloge atomique.
- quatre est le nombre minimum de satellites des lesquels nous avons besoin pour calculer la position et le temps.
- les récepteurs duels de fréquence enlèvent pratiquement les effets d'ionosphère et troposphère.
- Les électrons libres de l'atmosphère affectent la propagation du signal GPS
- La traversée de la couche neutre de l'atmosphère affecte la propagation du signal GPS.
- si le chemin indirect de signal est considérablement plus long que le chemin direct, plus de 10 mètres, puis l'effet par trajets multiples peut être sensiblement réduits par des traitements des signaux.
- L'imprécision de l'orbite radiodiffusée dégrade le calcul de la distance entre satellite et récepteur.

# Chapitre V



# Simulations

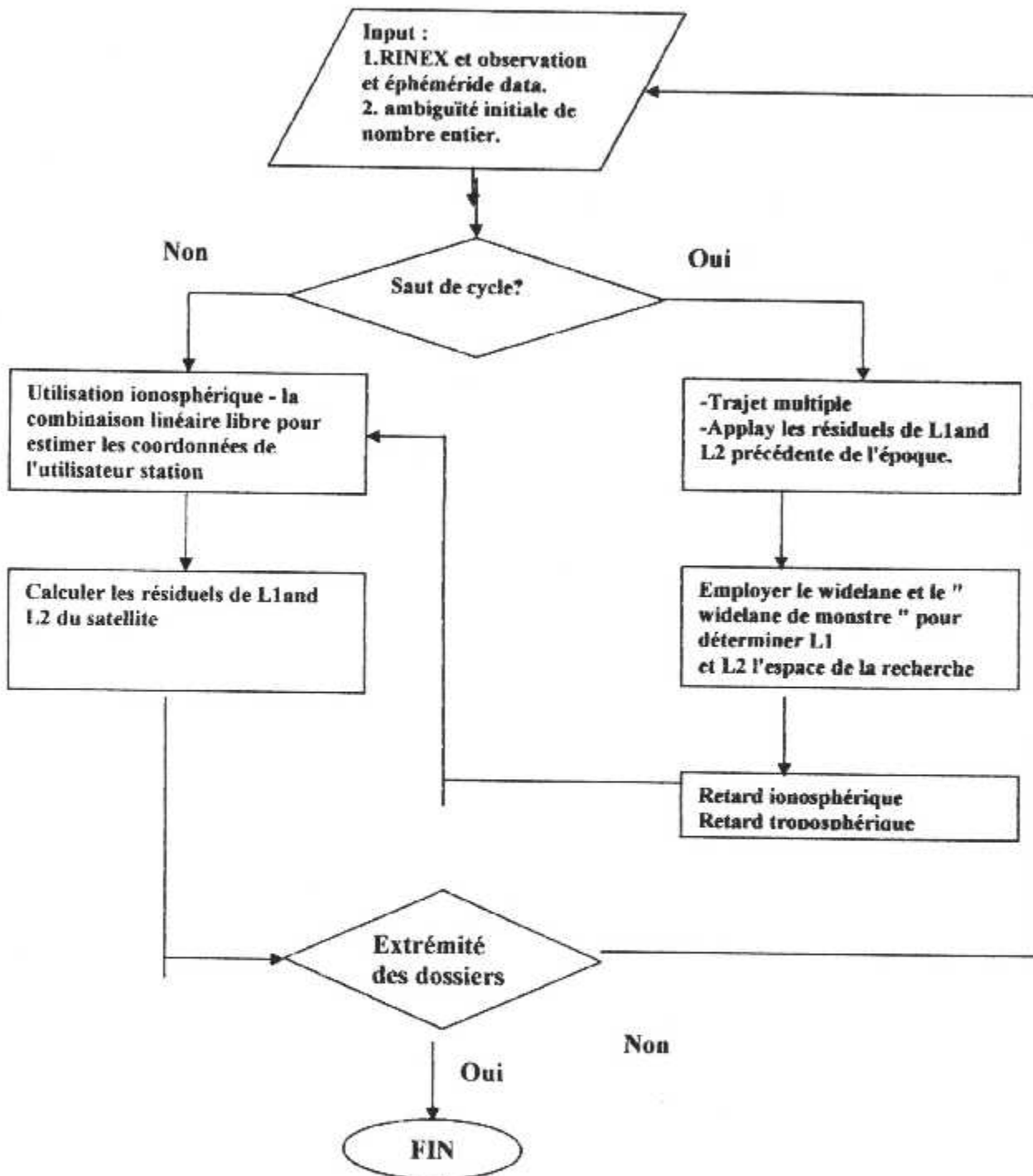
## V.I. Introduction

L'environnement de calcul de Matlab est devenu très efficace pour exécuter des calculs complexes de matrice, et de produire le rendement sophistiqué de graphes, d'une façon relativement facile.

Calculant la position d'un satellite en utilisant des éphémérides d'une émission, et calculant les coordonnées d'un seul point en utilisant des observations de pseudorange. Le dernier ensemble de manuscrits peut exécuter des calculs tels que les composants de calcul de ligne de base en utilisant des moindres carrés traditionnel ou un filtre de Kalman, des sauts de cycle de fixing et des sauts d'horloge et milliseconde, et calculant le retard ionosphérique en utilisant des observations de phase de porteur Cet article décrit le but de chaque m-dossier, et donne des résultats graphiques basés sur de vraies données.

- temps: Le temps universel, temps de GPS (semaine de GPS et secondes de semaine), a modifié la date julienne, secondes de saut, temps atomique international, le temps dynamique terrestre
- les types d'observation, calcul de la position de récepteur
- les erreurs d'observation,
- calcul d'une ligne de base des pseudoranges
- le calcul d'une ligne de base des pseudoranges et des observations de phase
  - Quelques réflexions ont eu comme conséquence quatre matières additionnelles:
- l'évaluation de l'excentrage d'horloge de récepteur
- saut de cycle la détection et la réparation des remises d'horloge de récepteur de milliseconde
- les diverses représentations d'une ligne de base estimée
- le retard ionosphérique et troposphérique estimé à partir des observations F1 et F2 de phase de porteur





FIGV.1. Organigramme de l'algorithme de double-différence-type pour rétablissement d'ambiguïté.

## V.2. Le contrôle du saut cycle

L'erreur sur l'horloge du récepteur influe sur la mesure des pseudo distance alors que les sauts de cycles influent seulement sur les observations de la porteuse.

Les conditions à accomplir pour les pseudo-distances P1 et P2 de fréquence respectives  $f_1$  et  $f_2$  de phase  $\Phi_1$  et  $\Phi_2$  pour toutes les époques  $j$  sont données par les équations suivante :

$$\Phi(j) - \Phi(1) = P(j) - P(1) \dots\dots\dots (V.1)$$

Avec

$$P(j) = \alpha_1 P_1(j) + \alpha_2 P_2(j) \dots\dots\dots (V.2)$$

$$\Phi(j) = \alpha_1 \Phi_1(j) + \alpha_2 \Phi_2(j) \dots\dots\dots (V.3)$$

Et

$$\alpha_1 = f_1^2 / (f_1^2 - f_2^2) = 1 / (1 - (f_1 / f_2)^2) = 1 - \alpha_2 \dots\dots\dots (V.4)$$

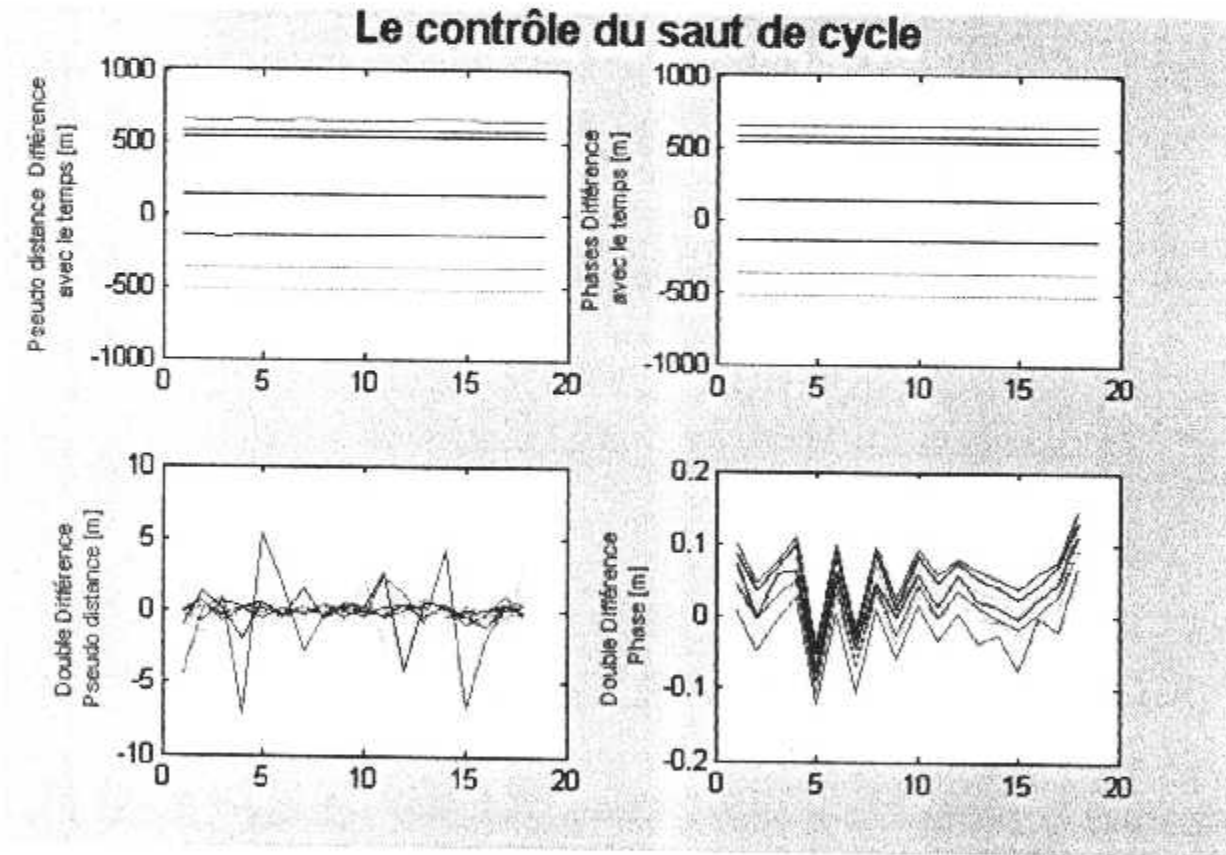


FIG V.2. Le contrôle du saut cycle

Sur FIG V.2 nous remarquons clairement que la double différence des pseudo-distances  $p_i$  sont plus bruitées que les observations  $\Phi_i$  avec un facteur de 100.

### V.3. Calcul de la Ligne de base

Alors des simulations au doubles déférences, il est important d'inclure le calcul de l'emplacement des équipements pour déterminer la ligne de base soit les coordonnées des stations  $P_1 = (X_1, Y_1, Z_1)$  et  $P_2 = (X_2, Y_2, Z_2)$ .

la matrice de la covariance est données par

$$\Sigma_{XYZ} = \begin{bmatrix} \sigma_X^2 & \sigma_{XY} & \sigma_{XZ} \\ \sigma_{YX} & \sigma_Y^2 & \sigma_{YZ} \\ \sigma_{ZY} & \sigma_{ZY} & \sigma_Z^2 \end{bmatrix}$$

La longueur de la ligne de base est  $\| P_2 - P_1 \|$ .

Les données doivent être converties en coordonnées géographique ( $\varphi, \lambda, h$ ), la matrice de covariance ellipsoïde  $\Sigma_{\varphi, \lambda, h}$ .

La matrice de transformation est données par

$$F = \begin{bmatrix} -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\sin \varphi \cos \lambda & -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi \\ \cos \varphi \cos \lambda & \cos \varphi \sin \lambda & \sin \varphi \end{bmatrix}$$

Avec.

$$\Sigma_{\varphi, \lambda, h} = F \Sigma_{XYZ} F^T$$

Les coordonnées de ligne de base sont converties en coordonnées locales (E, N, U) ou comme coordonnées sphériques (Az, EL, s),

E: East

N: North.

Avec :

Azimut  $Az_1 = \arctan(E/N)$ ,

Angle D'Altitude  $EL_1 = \arctan(U/\sqrt{E^2 + N^2})$ , et

Distance  $s_1 = \sqrt{E^2 + N^2 + U^2}$ .

**Résultats :**

X1 3436412.0323 [m], Y1 603295.9341 [m], Z1 5321480.4962 [m]  
 X2 3435470.7981 [m], Y2 607792.3243 [m], Z2 5321592.3777 [m]

Ligne de base représentée dans cartésiennes des coordonnées  
 delta X: -941.234 [m], delta Y: 4496.390 [m], delta Z: 111.882 [m]

Longueur de ligne de base 4595.211 [m]

## Variance des composants

sigma\_X: 5.0 [mm], sigma\_Y: 2.0 [mm], sigma\_Z: 4.0 [mm]

Phi1 0 59 36.75571  
 Lambda1 9 57 26.51638  
 Height1 99.0760 [m]

Phi2 0 59 36.85944  
 Lambda2 10 1 57.96835  
 Height2 112.8610 [m]  
 sigma\_N: 3.9 [mm] sigma\_E: 2.7 [mm] sigma\_U: 4.7 [mm]

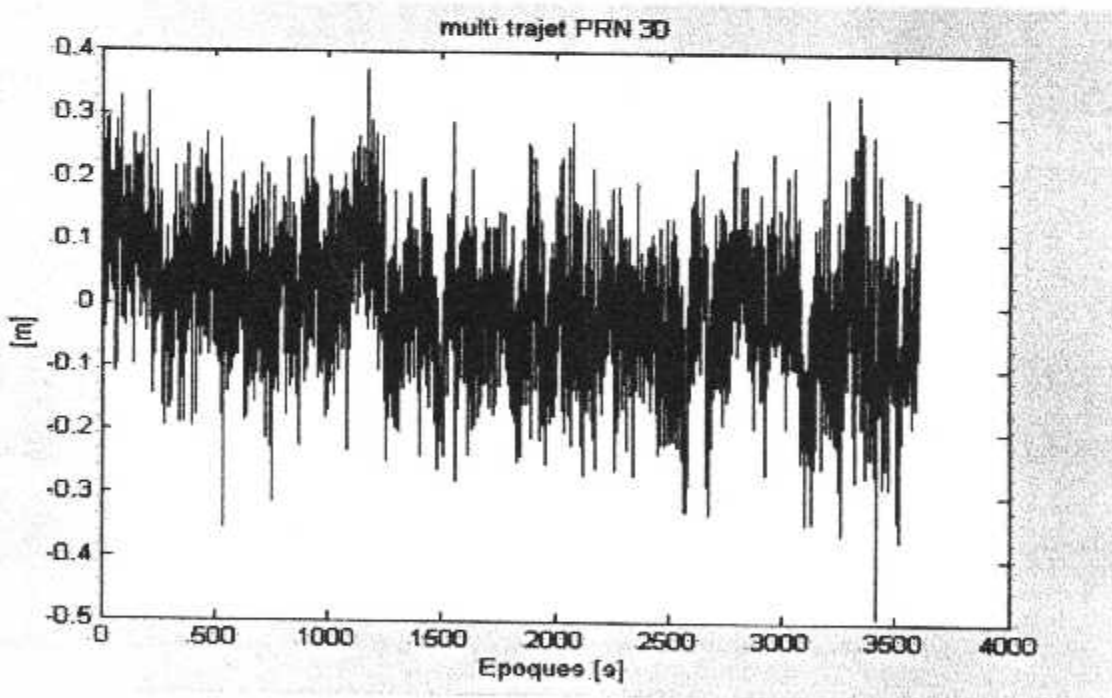
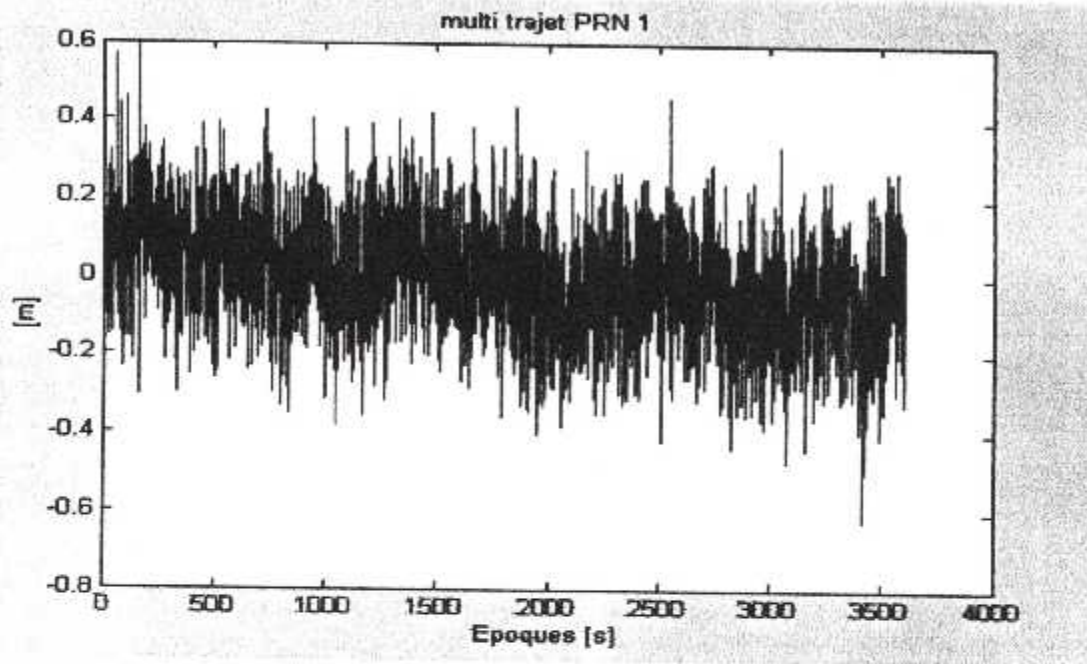
Conversion of (delta X, delta Y, delta Z) à Topocentric coordonne (Azimut, Altitude, Distance):

Az1: 88.57199 [deg] El1: -1.8407 [deg] D1: 4595.2110 [m]  
 Az2: 268.57335 [deg] El2: 1.7653 [deg] D2: 4595.2110 [m]  
 Uping1 13.7849  
 Uping2 -13.7849

## Calcul de géodésique sur WGS l'ellipsoïde

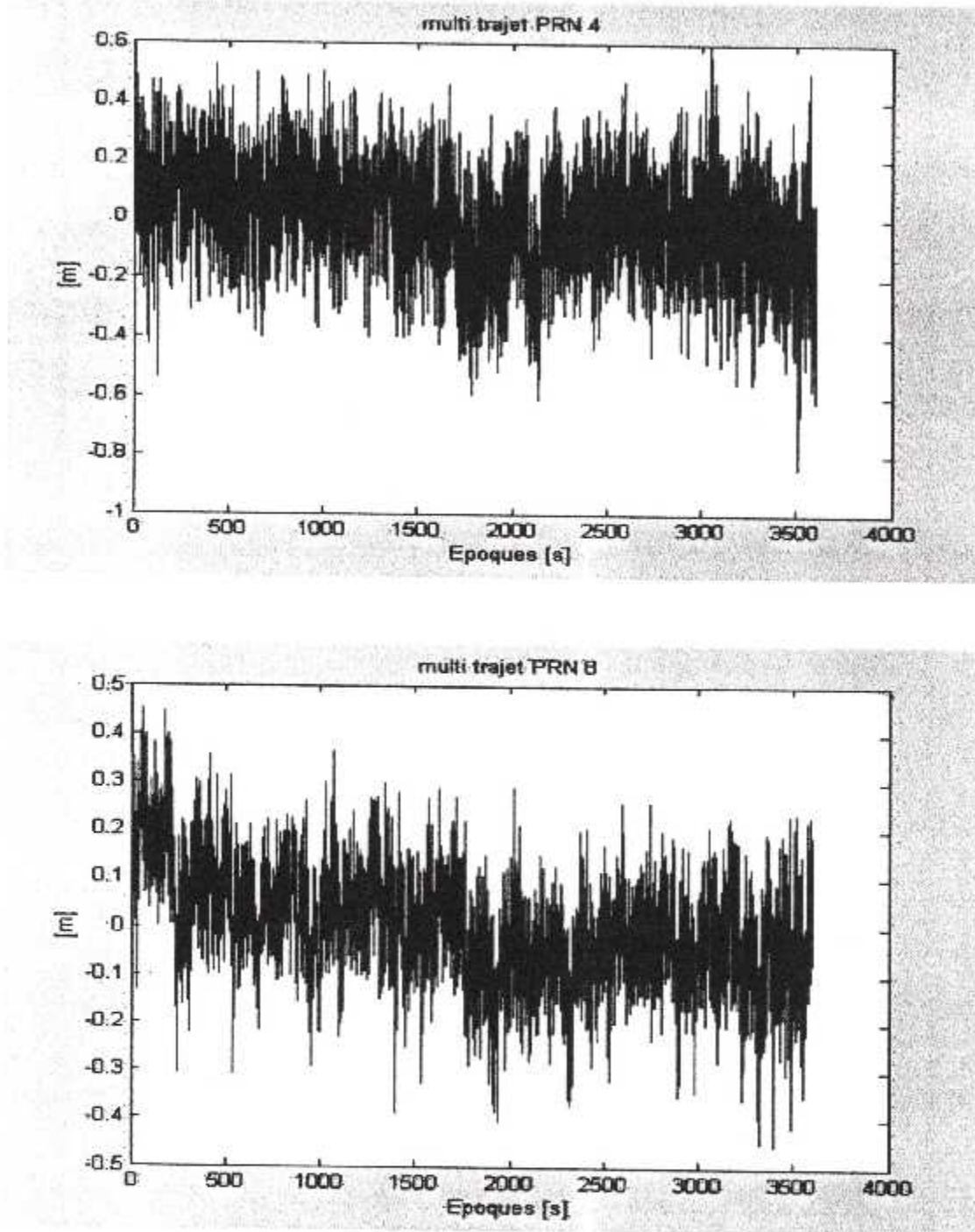
Longueur de géodésique 8392.6067 [m]  
 Azimut de 1 to 2: 89 [deg] 58 [min] 39.3400 [sec]  
 Azimut de 2 to 1: 89 [deg] 58 [min] 44.0470 [sec]

#### V.4. Erreurs dues multi trajets



FIGV.3. erreur due aux multi trajet pour satellites SV1 et SV 30





FIGV.4. Erreur due aux multi trajet pour satellites SV 4 et SV 8

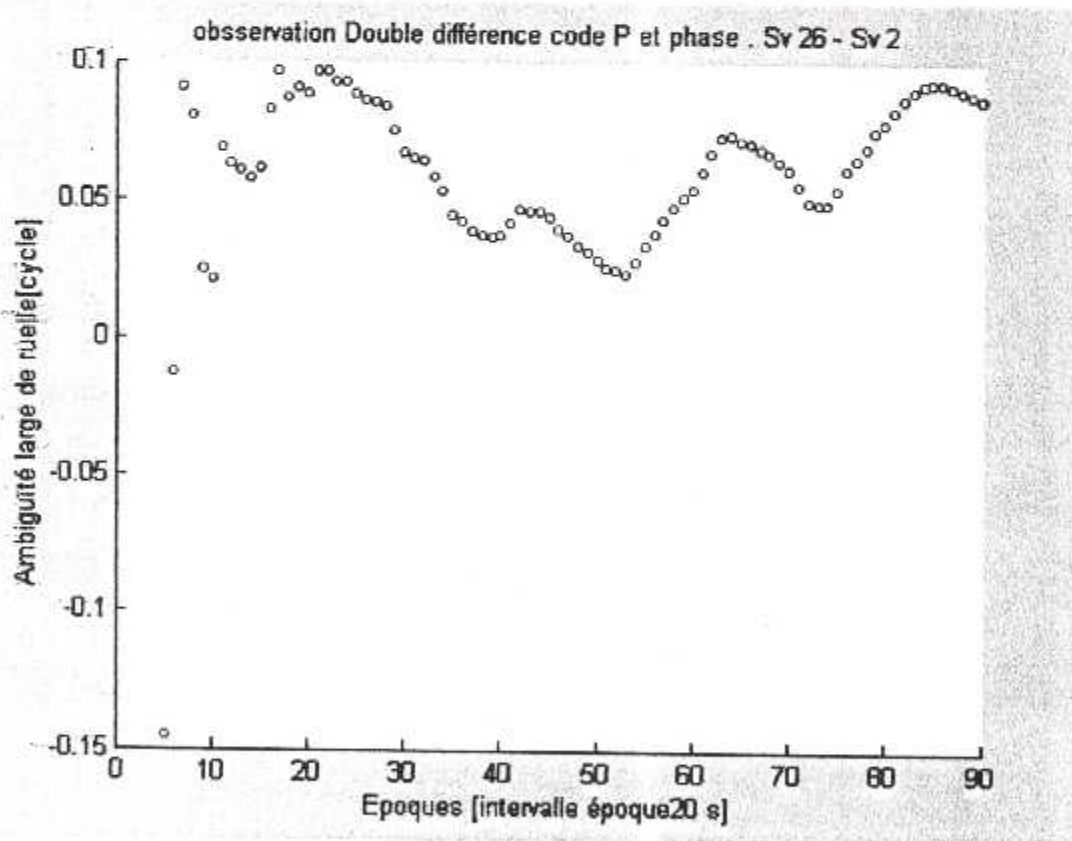
Les FIG V.3 et FIGV.4 présente les résiduels des moindres carrés pour la double combinaison PRN01-30 de différence. Les C1 et les P2-code sont donnés; la série chronologique de P1-code est beaucoup semblable celle pour le P2-code. Le moyen empirique  $m_1$  et l'écart type S peuvent être trouvés dans le tableau 1.

| Type | PRNs  | $m_1$  | S     |
|------|-------|--------|-------|
| C1   | 04-08 | 0.052  | 0.281 |
| [m]  | 01-30 | 0.036  | 0.139 |
| P1   | 04-08 | 0.073  | 1.043 |
| [m]  | 01-30 | -0.002 | 0.272 |
| P2   | 04-08 | -0.113 | 1.512 |
| [m]  | 01-30 | -0.017 | 0.323 |

**Tableau V.1.** Écart type moyen et empirique de (des moindres carrés résiduels pour) de 'C1', 'P1' et coder la combinaison 'P2' dans [m], pour deux combinaisons satellites choisies; satellite SV 01 est à 35°, SV 04 à 20°, et SV 08 et 30 au-dessus de l'altitude 60°; Récepteur de GPS; N=3000 échantillons.

## V.5. Retard ionosphérique

Observation du retard ionosphérique en utilisant le code P et la phase. SV26-SV2



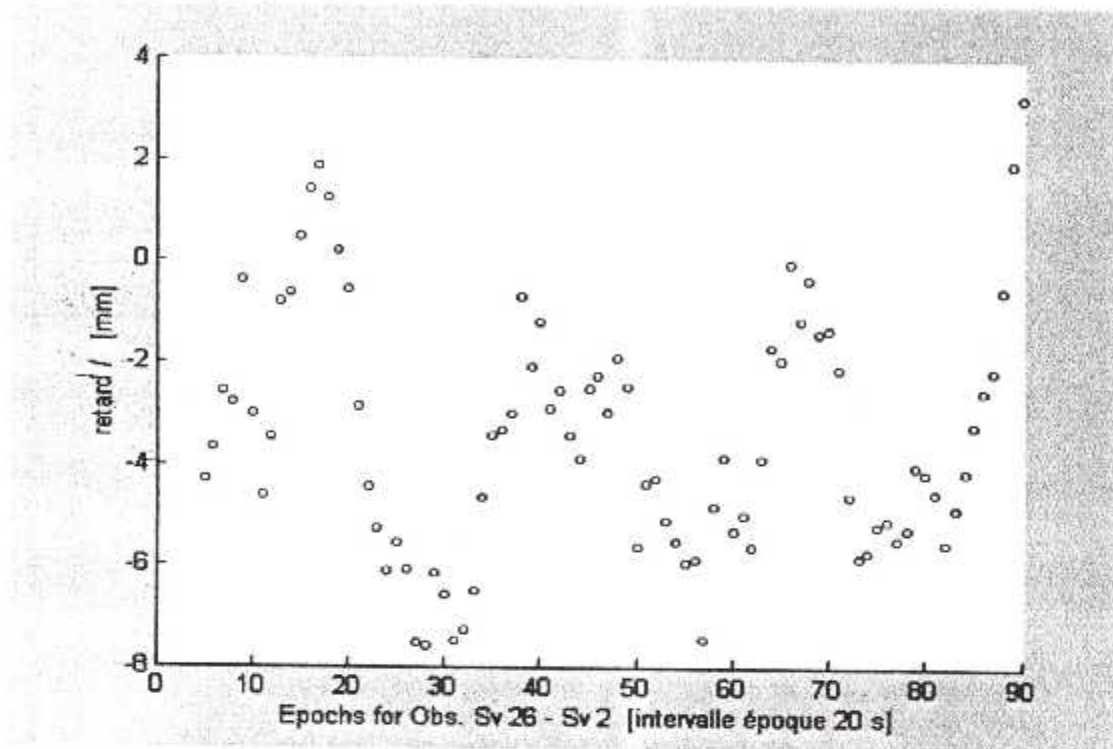


FIG V.5. Double différence code P et de phase observation et retard ionosphérique [SV 26-2]

Nous remarquons que les observation par phase de la porteuse sont nettement meilleurs que les observation par code.

Satellite 2 a moyenne l'altitude 59.0  
 Satellite 7 a moyenne l'altitude 10.9  
 Satellite 9 a moyenne l'altitude 18.5  
 Satellite 12 a moyenne l'altitude 11.0  
 Satellite 16 a moyenne l'altitude 22.8  
 Satellite 17 a moyenne l'altitude has 9.7  
 Satellite 19 a moyenne l'altitude 0.0  
 Satellite 23 a moyenne l'altitude 20.4  
 Satellite 26 a moyenne l'altitude 68.9  
 Satellite 27 a moyenne l'altitude 28.0  
 Satellite 31 a moyenne l'altitude 11.1  
 Angle de coupure : 15  
 Satellites utilises: 2  
 Satellites utilises: 9  
 Satellites utilises: 16  
 Satellites utilises: 23  
 Satellites utilises: 26  
 Satellites utilises: 27  
 Satellite De Référence : 26

Commencer temps 380600

Temps final 382300

Intervalle d'époque 20

trueN2 =

-354110

trueN1 =

-458650

ambiguïté entre sats. 26 and 2:

N1: -458649.6 N2: -354109.7 Nw: -104539.9

trueN2 =

-4741862

trueN1 =

-6081889

ambiguïté entre sats. 26 and 9:

N1: -6081889.5 N2: -4741862.4 Nw: -1340027.1

trueN2 =

-13822253

trueN1 =

-17740609

ambiguïté entre sats. 26 and 16:

N1: -17740608.7 N2: -13822252.7 Nw: -3918355.9

trueN2 =

-1564744

trueN1 =

-1553637

ambiguïté entre sats. 26 and 23:

N1: -1553636.3 N2: -1564743.5 Nw: 11107.2

trueN2 =

-13051008

trueN1 =

-16756785

ambiguïté entre sats. 26 and 27:

N1: -16756784.8 N2: -13051007.8 Nw: -3705777.0

Si nous employons un récepteur duel nous pouvons estimer le retard ionosphérique  $I_k$  à l'époque  $k$  comme

$$I_k = \alpha_1(\Phi_{2,k} - \Phi_{1,k}) - \alpha_1(\lambda_2 N_2 - \lambda_1 N_1) .$$

Nous sommes seulement intéressés par les changements d' $I_k$  avec l'heure pour le différent PRNs. Alors l'équation devient :

$$I_k = \alpha_1(\Phi_{2,k} - \Phi_{1,k}) .$$

Des évaluations d' $I_k$  pour le divers PRNs sont montrées sur la FIG V.6.

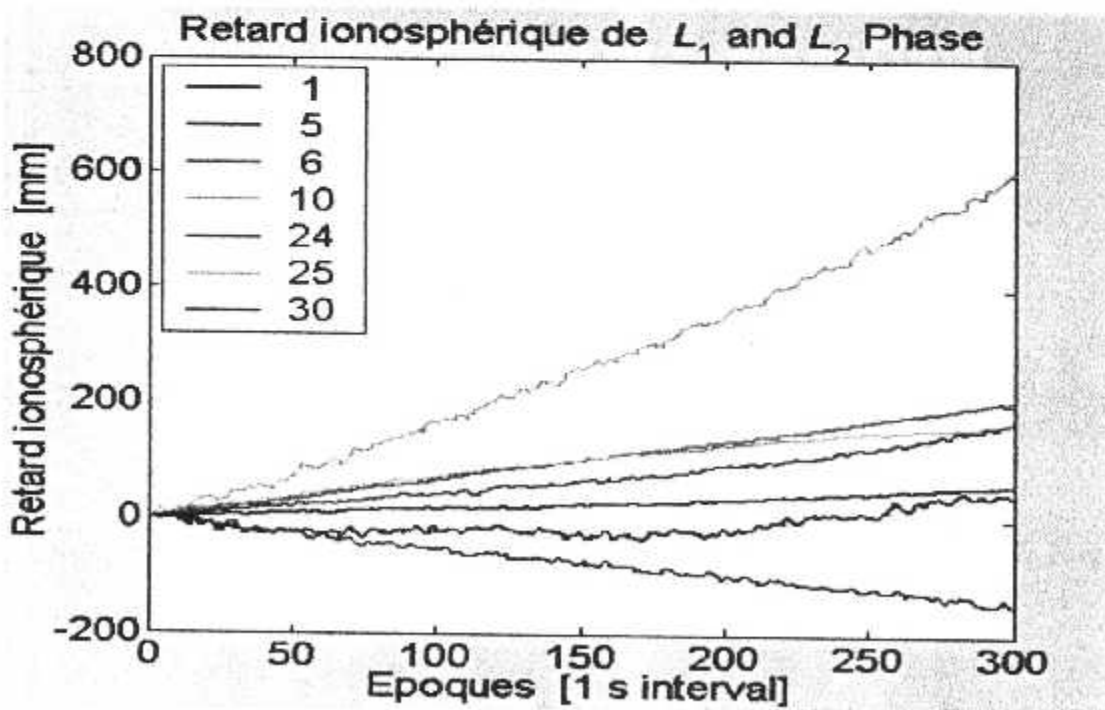


FIG V.6. Retard ionosphérique de L1 et de L2 phase



On remarque que le retard ionosphérique est plus grand au SV 10 est jusqu'à 600mm a l'époque 300 et SV 5 le retard ionosphérique sera presque -200 mm a l'époque 300 dans les deux cas les satellites sont éloignée ; par contre SV 30 jusqu'à l'époque 300 reste la même valeur 0 mm (retard ionosphérique) le satellite et sera perpendiculaire.

### V.6. Retard troposphérique de réfraction

Le procédé de simulation utilisé un programme Matlab .Nous avons choisi le retard troposphérique de réfraction pour les démonstration .Nous employons le modèle de kai Borre. Le retard T s'étend de 2.5m si le satellite était venu directement au-dessus. Des erreurs restantes sont identifiées en tant que bruit par trajets multiples et de récepteur.

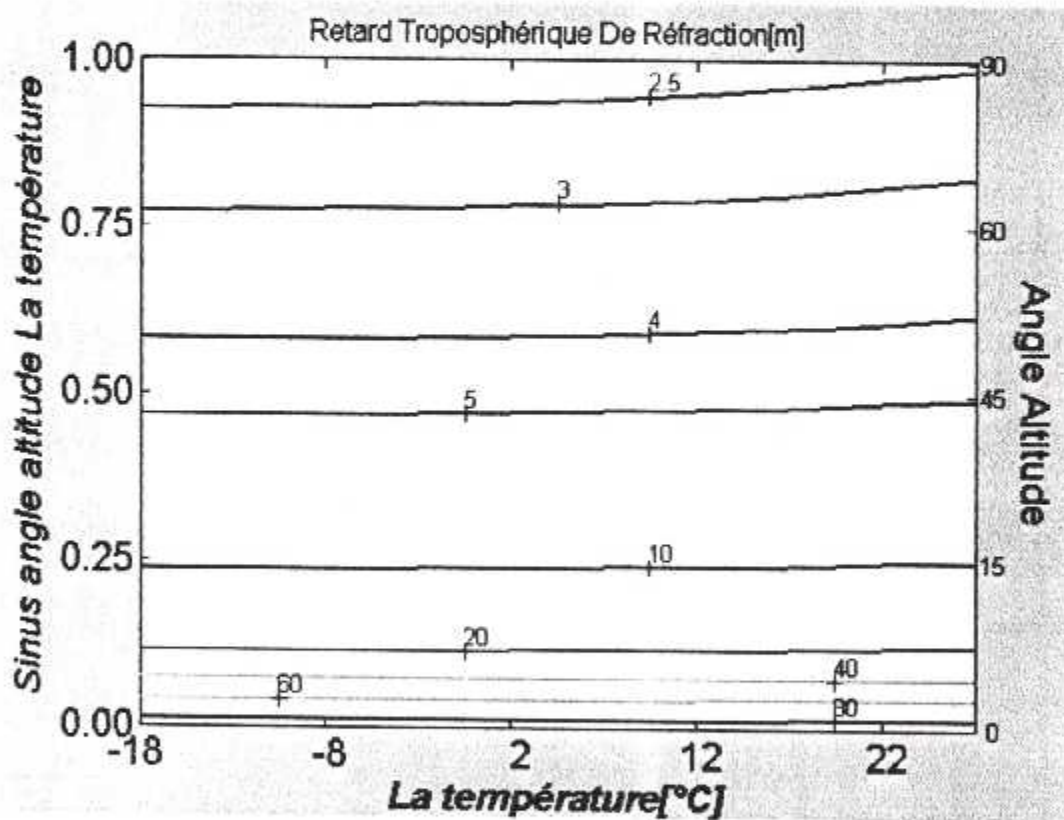


FIG V.7. Retard troposphérique de réfraction

Des erreurs aléatoires sont ajoutées aux observations simulées, avec des valeurs dépendantes températures, sinus de l'angle d'attitudes et de l'angle d'altitude. Des importances appropriées de ces erreurs sont déterminées à partir des exactitudes des retards humides.



Les évaluations des modèles changent avec le temps, et sont partiellement corrélées avec ceux à des époques plus tôt. Des variations temporelles et des évaluations de modèles sont commandées par le modèle de système inclus dans le filtre de Kalman. Les évaluations de modèle changent seulement avec des variations temporelles de la troposphère.

### Résultats

| Retard troposphérique de réfraction [ m ] |                  |               |
|---|------------------|---------------|
| Température                               | Angle d'altitude | Sinus d'angle |
| -18                                       | 0                | 0.00          |
| -8  | 15               | 0.25          |
| 2   | 45               | 0.50          |
| 12  | 60               | 0.75          |
| 22  | 90               | 1.00          |

Tableau V.2. Retard troposphérique de réfraction [m]

### V.7. Application des deux fréquences L1 et L2 dans le calcul des erreurs ionosphériques.

L'exécution résultante des corrections ionosphériques en temps réel fournies à l'utilisateur et au positionnement en temps réel correspondant sera détaillée dans la FIG (V.8). L'erreur dans l'orbite de GPS n'est pas simulée. Les résultats auraient été meilleurs si en ajustant les orbites avec les données permanentes de réseau et/ou en employant des orbites précises prévues.

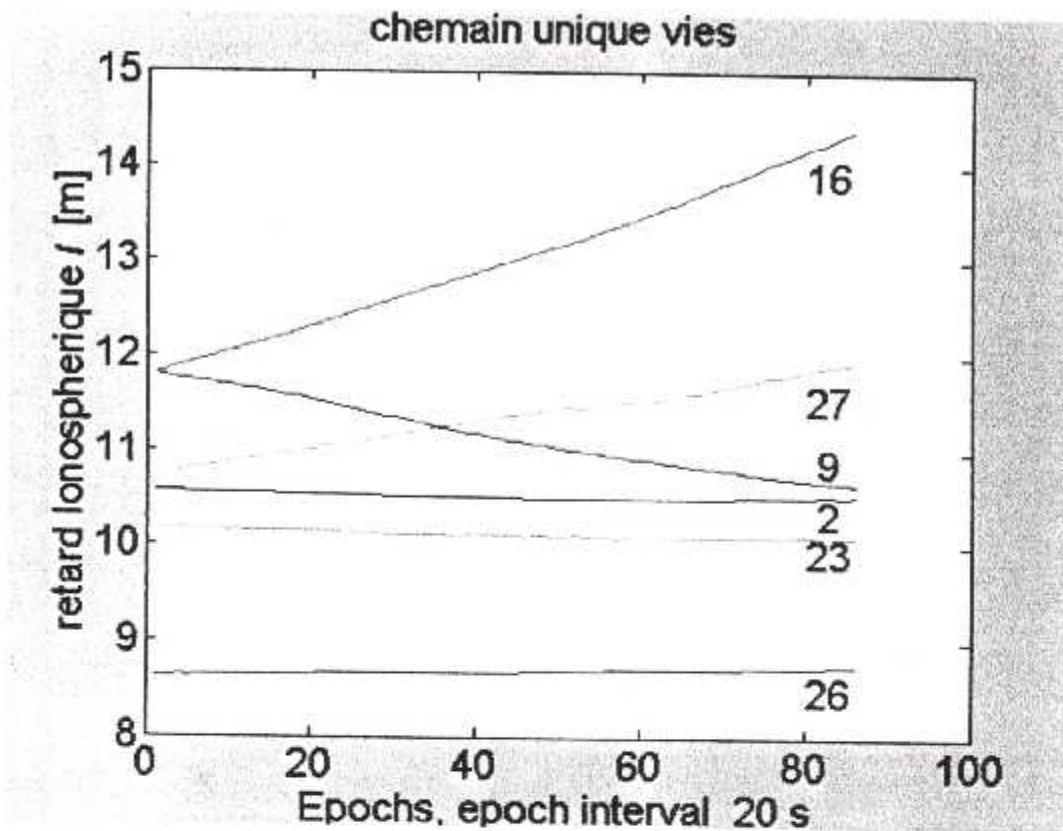
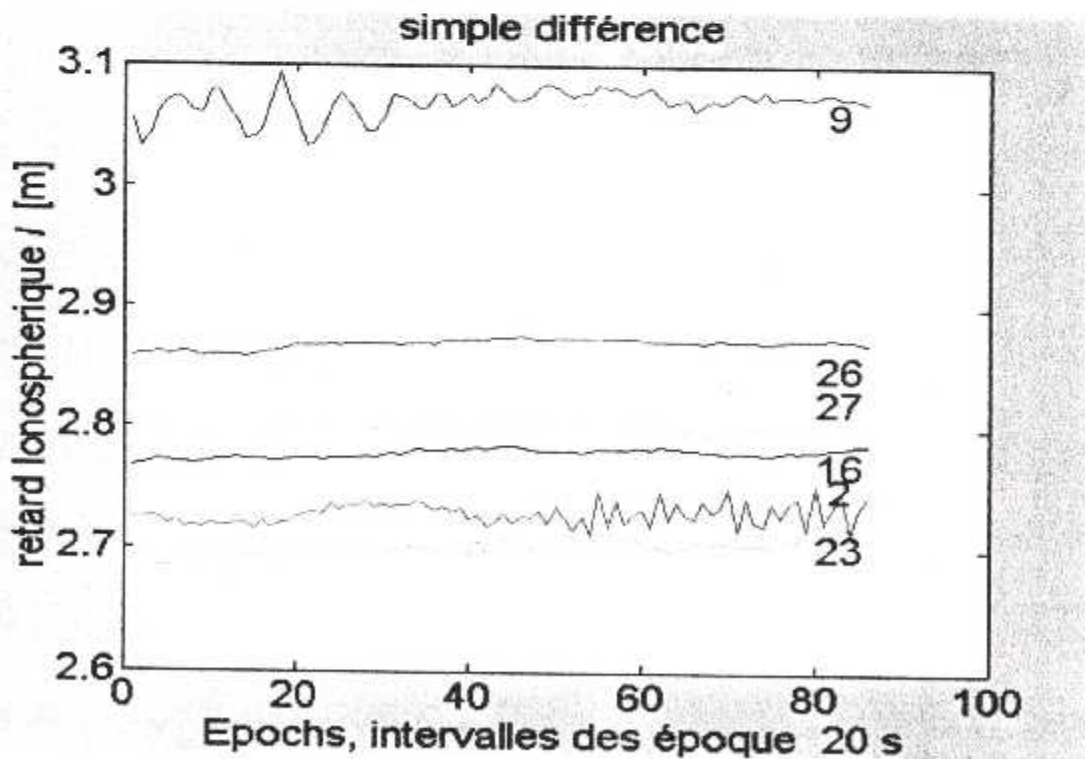


FIG V.8.chemain unique vies le récepteur.



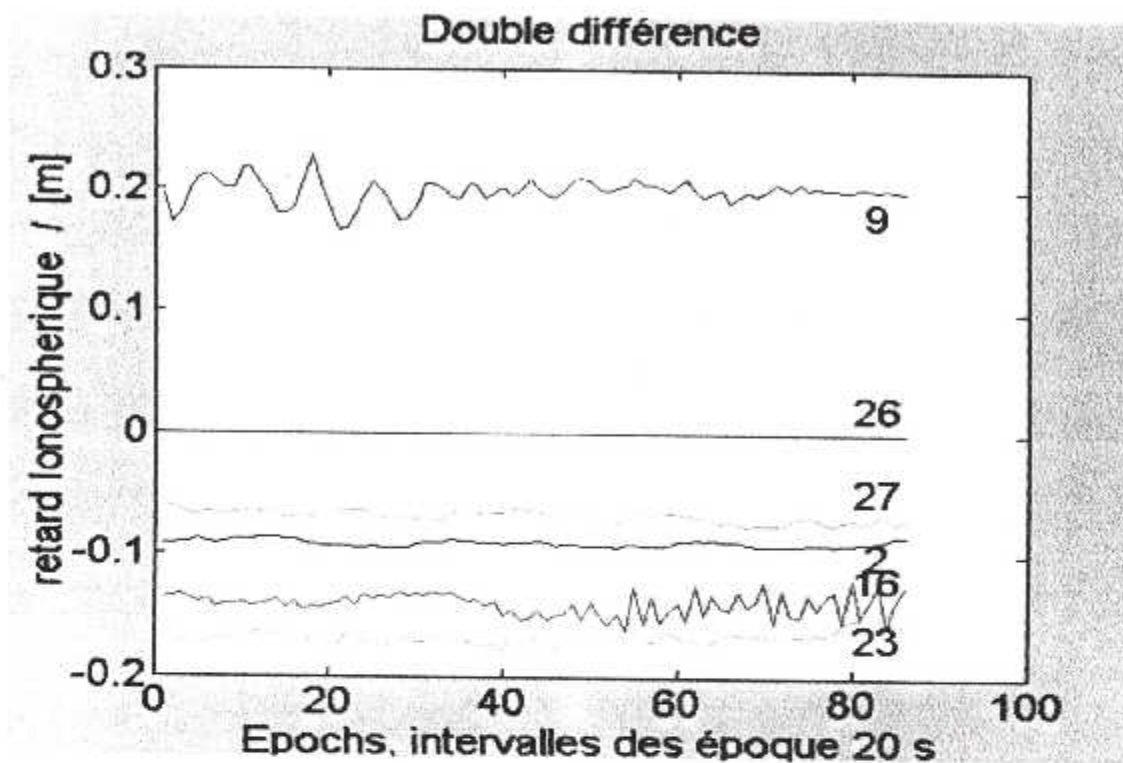


FIG V.9. Retard ionosphérique sur simple et double différence

L'avantage pour le positionnement le double -Différences, des ambiguïtés ' relatives ' peut être résolu si les observations sont seulement affectées par bruit ou par trajets multiples. Pour le positionnement moyen ou à longue portée, le retard ionosphérique est la plus significatif. L'importance du double -différence sur retard ionosphérique dépend de l'endroit géographique, de la longitude géomagnétique, du niveau de l'activité solaire et de la longueur de ligne de base.

# CONCLUSION

Dans le cadre du projet de fin d'études, nous avons présenté dans ce mémoire l'élaboration d'un outil de simulation des signaux du système de positionnement par satellites GPS.

Au terme de ce travail présenté, on peut conclure que le signal GPS est une combinaison de deux signaux, le code C/A appelé également code pseudo aléatoire PRN et le message de navigation.

Pour la réalisation des simulations, on a utilisé le logiciel **MATLAB**, qui est un système interactif et convivial de calculs numérique et de visualisation graphique. Il possède un langage à la fois puissant et simple d'utilisation.

Les mesures sont affectées par trois types d'erreurs :

Les erreurs liées au segment spatial et au segment de contrôle. Ce sont les erreurs d'éphémérides et les erreurs d'horloge.

Les erreurs de propagation, dans ce type d'erreurs sont incluses les effets de l'ionosphère et de la troposphère et les trajets indirects. Pour les applications où l'ultime précision est demandée on peut ajouter la variation du centre de phase de l'antenne du récepteur.

L'avantage pour le positionnement le double -Différences, des ambiguïtés ' relatives ' peut être résolu si les observations sont seulement affectées par bruit ou par trajets multiples. Pour le positionnement moyen ou à longue portée, le retard ionosphérique est la plus significatif. L'importance du double -différence sur retard ionosphérique dépend de l'endroit géographique, de la longitude géomagnétique, du niveau de l'activité solaire et de la longueur de ligne de base.

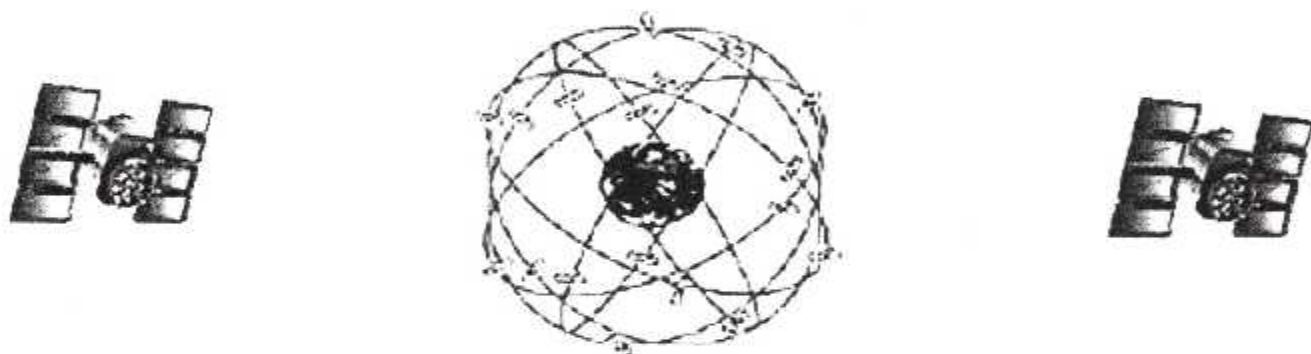
Les erreurs propres au récepteur. Ce sont les erreurs dues au biais de son horloge, aux calculs et l'incontournable bruit thermique.

Nous remarquons que les observation par phase de la porteuse sont nettement meilleurs que les observation par code.

Nous avons choisi le retard troposphérique de réfraction pour les démonstration. Nous employons le modèle de kai Borre.

Saut de cycle la détection et la réparation des remises d'horloge de récepteur de milliseconde

# ANNEXE



# Le glossaire du GPS



# ANNEXE

## ANNEXE A : les paramètres de message de navigation

| Paramètres     | Définition   |
|----------------|--|
| $e$            | Excentricité   |
| $t_{0e}$       | Temps référence Almanach (en sec)                      |
| $i_0$          | Inclinaison au temps de référence (en rad)             |
| $\dot{\Omega}$ | Vitesse de l'ascension droite (en rad)                 |
| $a$            | Demi grand axe de l'orbite (en mètre)                  |
| $\Omega_0$     | Ascension droite (en rad)                              |
| $\omega$       | Argument du périhélie (en rad)                         |
| $M_0$          | Anomalie moyenne (en rad)                              |
| $af_1$         | Coefficient d'ordre 1 du modèle 'horloge' (en sec/sec) |
| $af_0$         | Coefficient d'ordre 0 du modèle 'horloge' (en sec)     |

**Tableau.1** : paramètres d'almanach

| Paramètres | Définition   |
|------------|--|
| $af_2$     | Coefficient d'ordre 2 du modèle de temps (en sec/sec <sup>2</sup> )            |
| $Af_1$     | Coefficient d'ordre 1 du modèle de temps (en sec/sec)                          |
| $Af_0$     | Coefficient d'ordre 0 du modèle de temps (en sec)                              |
| $t_{0c}$   | Temps référence d'horloge (en sec)   |
| $t_{gd}$   | Temps du groupe satellite (en sec)   |
| IODC       | Date de la semaine pour laquelle les paramètres de correction ont été calculés |

**Tableau.2** : paramètres d'horloge du satellite

| Paramètres       | Définition   |
|------------------|--|
| $A_0$            | Coefficient d'ordre 0 du modèle pour le temps universel (en sec)     |
| $A_1$            | Coefficient d'ordre 1 du modèle pour le temps universel (en sec/sec) |
| $t_{0t}$         | Temps de référence pour les données UTC (en sec)                     |
| $W_N$            | Semaine de référence (en semaine)                                    |
| $W_{NLSF}$       | Numéro de la semaine du futur delta temps (en semaine)               |
| $DN$             | Numéro du jour du futur delta (en jour)                              |
| $\Delta t_{LSF}$ | futur delta temps (en sec)   |
| $\Delta t_{LS}$  | futur delta (en sec)   |

**Tableau.3 : paramètres UTC**

| Paramètres | Définition  |
|------------|---|
| $\alpha_0$ | Coefficient d'ordre 0 de l'équation de l'amplitude du délai vertical (en sec)                   |
| $\alpha_1$ | Coefficient d'ordre 1 de l'équation de l'amplitude du délai vertical (en sec/rad)               |
| $\alpha_2$ | Coefficient d'ordre 2 de l'équation de l'amplitude du délai vertical (en sec/rad <sup>2</sup> ) |
| $\alpha_3$ | Coefficient d'ordre 3 de l'équation de l'amplitude du délai vertical (en sec/rad <sup>3</sup> ) |
| $\beta_0$  | Coefficient d'ordre 0 de l'équation de la période du délai vertical (en sec)                    |
| $\beta_1$  | Coefficient d'ordre 1 de l'équation de la période du délai vertical (en sec/rad)                |
| $\beta_2$  | Coefficient d'ordre 2 de l'équation de la période du délai vertical (en sec/rad <sup>2</sup> )  |
| $\beta_3$  | Coefficient d'ordre 3 de l'équation de la période du délai vertical (en sec/rad <sup>3</sup> )  |

**Tableau.4 : paramètres de correction ionosphérique**

## ANNEXE B : Calcul de l'écart du temps GPS/UTC

Le tems UTC est une échelle de temps maintenue par une organisation internationale (IERS : Internatinal Earth Rotation Service), à l'aide de batteries d'horloges très précise et liée à la rotation de la terre ce qui entraîne de temps en temps des recalages discrets (quelques secondes). GPS NAVSTAR, en liaison avec cette organisation, détermine le décalage de son temps par rapport à UTC et transmet dans les données de navigation les coefficients d'un modèle permettant de passer du temps GPS au temps UTC, l'erreur devant être inférieure à 180 nsec (à 95%).

L'algorithme de calcul de l'écart GPS/UTC est différent suivant que l'instant présent est avant ou après le temps de référence  $t_{réf}$  du modèle qui est donné par :

$$t_{réf} = DN + 8 \times WNI_{sf} \quad (\text{en jour}) \quad \mathbf{B.1}$$

Où DN le numéro de jour et WNI sf le numéro de semaine.

Trois cas sont considérés :

→  $t$  est antérieure à  $t_{réf}$  :

$$t_{UTC} = (t - \Delta t_{UTC}) \text{ modulo } 86400 \text{ sec} \quad \mathbf{B.2}$$

Avec :

$$\Delta t_{UTC} = \Delta t_{LS} + A_0 + A_1 \times [t - t_{oc} + 604800 \times (WN - WN_T)] \quad \mathbf{B.3}$$

Les termes  $\Delta t_{LS}$ ,  $A_0$ ,  $A_1$ ,  $t_{oc}$  et  $WN_T$  sont contenus dans le message des données et sont définis, le terme WN représente le numéro de la semaine courante.

→  $t$  est postérieure à  $t_{réf}$  :

on utilise le meme algorithme qui est en haut en remplant  $\Delta t_{LS}$  par  $\Delta t_{LSF}$

→  $t$  est compris entre  $t_{réf} + 3/4$  et  $t_{réf} + 5/4$

Ici, on tient compte d'une possible traversées de fin de semaine .l'algorithme est donné comme suit :

$$t_{UTC} = W \text{ modulo } (86400 + \Delta t_{LSF} - \Delta t_{LS}) \quad \mathbf{B.4}$$

Avec

$$W = (t - \Delta t_{UTC} - 43200) \text{ modulo } 86400 + 43200 \text{ sec} \quad \mathbf{B.5}$$

# le glossaire du GPS

Ce glossaire regroupe les définitions de quelques termes et sigles se rapportant au GPS. Le développement des techniques du positionnement par satellites (Global Navigation Satellite System [GNSS]) s'est accompagné de terminologies qui leur sont propres, selon leurs utilisations et leurs applications.



**AROF** ou **OTF** : Ambiguity Resolution On the Fly, méthode de levé d'ambiguïtés en temps réel.

**ARP** : Antenna Reference Point, point de référence de l'antenne à partir duquel est mesurée la hauteur d'antenne. Ce point de référence est parfaitement déterminé pour chaque type d'antenne. C'est à partir de ce point que sont donnés les décalages des centres de phase L1 et L2

**AS** : voir Anti-Spoofing

**Ambiguïté entière** : Inconnue initiale sur la détermination des mesures de phase.

**Angle de coupure** : Angle de site relatif à un objet céleste (satellite artificiel, quasar...), au-dessous duquel les mesures ne sont pas effectuées ou ne sont pas prises en compte dans les calculs.

**Anti-Spoofing** : Fonction du système GPS visant à assurer l'intégrité du service de positionnement précis (PPS) face à des leur rages intentionnels.

## **Almanach**

Un almanach est un ensemble de données qu'un récepteur GPS utilise pour estimer la position approchée d'un satellite de navigation et les corrections à apporter aux horloges du satellite. Chaque satellite GPS contient et transmet les données d'almanach de la constellation de satellites toute entière. Voir Éphémérides.

## **Ambiguïté**

Dans le domaine de la navigation par satellites, l'ambiguïté a trait au biais initial de l'observation de la phase de la porteuse dans un nombre arbitraire de cycle d'ondes.

L'ambiguïté est ainsi l'incertitude quant au nombre de périodes qu'un récepteur GPS essaye de calculer. Si la longueur d'onde est connue, la distance récepteur-satellite peut être calculée dès que le nombre de périodes a été déterminé par traitement de la phase de la porteuse du signal du satellite de navigation.

### **Antenne**

Thales Navigation offre un large éventail d'antennes conçues pour capter les signaux de satellites de navigation. La gamme d'antennes disponible va de la plus simple, du type Microstrip, à des antennes plus sophistiquées de type Choke Ring, qui atténuent les distorsions de transmission par trajets multiples lorsque les signaux sont réfléchis par des édifices élevés, des falaises, montagnes ou autres.



**BPSK (Bipolar Bipase Shift Key)** : Le BPSK est une méthode de modulation employée pour l'encodage des phases porteuses d'un signal GPS, qui utilise une transition de tops binaires se traduisant par un déplacement à  $180^\circ$  de la phase porteuse.



**C/A** : Coarse Acquisition, code principal du GPS accessible à l'ensemble des utilisateurs et modulant uniquement la porteuse de la fréquence L1.

**Centre d'Analyse** : À l'origine, le centre d'analyse était implanté à l'ENSG. Les premiers utilisateurs du RGP étant principalement des universitaires, ce centre est plus spécifiquement orientés vers des applications scientifiques. C'est en particulier à l'ENSG que se font les calculs relatifs au réseau européen EPN.

Aujourd'hui, le centre d'analyse principal est basé à l'IGN à Saint-Mandé.

**Centre de Données** : Afin de pallier les problèmes pouvant survenir sur un serveur, les données du RGP sont rapatriées, stockées et mises à disposition dans deux centres de données, l'un situé à l'IGN et l'autre à l'Ecole Nationale des Sciences Géographiques (ENSG).

**Centre de phase** : Point théorique d'une antenne auquel se rapportent les mesures de phases.

**Code C/A** : Code principal du GPS, accessible à l'ensemble des utilisateurs et généré uniquement sur la fréquence L1.



**Code P** : Code précis du GPS, accessible aux utilisateurs du service PPS et généré sur les deux fréquences L1 et L2 du système.

**Code Y** : Code confidentiel du système GPS. En cas d'anti-spoofing, le code P est transformé en code Y par ajout du code M

**Coordonnées géodésiques** : Système de coordonnées dont les composantes sont la latitude, la longitude et la hauteur géodésique. La latitude est l'angle formé en perpendiculaire avec l'ellipsoïde. La longitude est l'angle mesuré sur le plan X Y.

**Constellation GPS** : Ensemble de tous les satellites GPS en orbite et potentiellement utilisables.

### **Cinématique**

La méthode cinématique résout d'abord les ambiguïtés de longueur d'ondes et retient les mesures qui en résultent en maintenant un verrouillage sur un nombre spécifique de satellites pendant toute une période d'étude.

### **Cinématique en temps réel (RTK)**

Processus DGPS où les corrections de la phase-porteuse sont transmises en temps réel à partir d'un récepteur de référence d'un emplacement connu à un ou plusieurs récepteurs mobiles distants.



**Dégradation** : Diminution des performances du système GPS visant à en limiter la précision pour les utilisateurs n'ayant accès qu' au service SPS.

Note:

- 1) Cette dégradation est obtenue par la mise en service des fonctions de disponibilité sélective (SA) et d'anti-spoofing (AS).
- 2) L'existence et l'amplitude de cette dégradation sont décidées par le Congrès des Etats-Unis.
- 3) Les fonctions de disponibilité sélective ne sont plus en service depuis le 1er mai 2000

**Disponibilité sélective** (selective availability) : Dégradation volontaire du système GPS visant à diminuer ses performances pour les utilisateurs n'ayant pas accès au service de positionnement précis (PPS).

**Données de navigation** : Ensemble des informations radiodiffusées par les satellites GPS.

### **DGPS - GPS différentiel**

Technique par laquelle les données en provenance d'un récepteur sur une position connue sont utilisées pour corriger celles d'un autre récepteur sur une position inconnue. Les corrections différentielles du signal peuvent être effectuées en temps réel ou en post-traitement. La plupart des erreurs de positionnement étant communes aux utilisateurs dans une large zone donnée, les données différentielles corrigées sont d'une précision réellement supérieure. Voir RTCM SC-104.

### **DOP (Dilution Of Precision)**

Le DOP est le rapport entre la précision statistique des mesures de positionnement par satellites et la précision statistique de la solution. Le GDOP (Géométrique) est composé du TDOP (Time), et du PDOP (Position) qui est, lui, composé du HDOP (Horizontale) et du VDOP (Verticale).

### **Doppler - Glissement de fréquence par effet Doppler**

Glissement dans le spectre électromagnétique, lorsqu'un changement apparent de fréquence du signal se produit à mesure que le transmetteur et le récepteur se rapprochent ou s'éloignent l'un de l'autre.

### **Doubles différences - Méthode des doubles différences**

La méthode des doubles différences est la méthode de la détermination de l'ensemble des valeurs de l'ambiguïté présentée par les mesures de la phase porteuse de deux récepteurs poursuivant simultanément la même paire de satellites. Chaque récepteur obtenant une différence unique de chaque satellite, la comparaison de ces différences une à une permet, dans une large mesure, d'éliminer les erreurs d'horloge des satellites et du récepteur. Voir Différence simple.

### **Différence simple**

Une différence simple est la différence mathématique entre la mesure d'une phase porteuse par deux récepteurs suivant simultanément le même satellite afin d'éliminer toute erreur d'horloge de satellite, ou un seul récepteur suivant simultanément deux satellites afin d'éliminer toute erreur de récepteur. Voir Double différence.

### **Différence triple**

C'est la différence mathématique, séquentielle et doublement différenciée, de l'observation de la phase-porteuse qui sont exemptes d'ambiguïtés. Cela est utilisé pour la détermination initiale et approximatives des coordonnées d'un site par GPS et pour la détection d'écart de

période dans les données de phase-porteuse. Voir Double différence, Différence simple.



**ECF (Earth Centered, Earth Fixed):** Système de coordonnées cartésiennes dans lequel la direction X est celle de l'intersection du premier méridien (Greenwich) et de l'équateur Z est la direction de l'axe de rotation. L'axe Y est situé à  $90^\circ$  ouest de l'axe X, formant ainsi un système de coordonnées à angle droit.

**EGNOS :** European Geostationary Navigation Overlay Service, système permettant d'améliorer les informations transmises par les constellations de satellites GPS (Etats-Unis) et

**ETRS89 :** European Terrestrial Reference System 1989, système de référence terrestre lié à la plaque européenne. Le RGF93 est la réalisation française de l'ETRS89 à l'époque 1993.0

**EUREF :** European REference Frame, sous commission de l'Association Internationale de Géodésie en charge des réalisations du système géodésique européen.

**Ephéméride radiodiffusée :** Ephéméride prédite transmise dans les données de navigation.

**ECEF (Earth Centered, Earth Fixed)**

Système de coordonnées cartésiennes dans lequel la direction X est celle de l'intersection du premier méridien (Greenwich) et de l'Équateur. Z est la direction de l'axe de rotation. L'axe Y est situé à  $90^\circ$  Ouest de l'axe X, formant ainsi un système de coordonnées à angle droit.

**ECP (Cercle d'Erreur Probable)**

L'écart circulaire probable est l'une des méthodes statistiques servant à mesurer la précision ; sa valeur est déterminée de telle manière qu'un cercle de tel rayon englobera exactement 50 % des points de données de positionnement. L'ECP est utilisé pour la précision horizontale. Voir ESP (erreur sphérique probable).

**Ecart de période**

Pendant qu'un récepteur mesure des périodes de la fréquence porteuse du signal GPS, il peut se produire une courte perte du signal en raison d'interférences, de type atmosphériques par exemple. Cela provoque ce que l'on appelle un écart de période (ou saut de phase). Voir Phase porteuse.

**Ellipsoïde de révolution**

Souvent dénommée simplement ellipsoïde, l'ellipsoïde de révolution est une représentation mathématique de la Terre comme une ellipse tournant autour de son axe secondaire. Un

ellipsoïde est une surface équipotentielle d'un corps homogène en rotation. Différents modèles d'ellipsoïdes ont été élaborés pour estimer le géoïde local ou d'ensemble. Le GPS utilise le modèle terrestre WGS84, lequel est fondé sur l'ellipsoïde GRS80.

### **Éphémérides**

Les éphémérides sont un ensemble de paramètres utilisé par un récepteur de positionnement global par satellites pour prévoir l'emplacement d'un satellite et le comportement de ses horloges. Chaque satellite contient et transmet des données d'éphémérides relatives à son orbite et son horloge. Les données d'éphémérides sont plus précises que les données d'almanach mais leur usage est limité de quatre à six heures. Les éphémérides sont transmises par les satellites toutes les 30 secondes. Voir Almanach.



### **Fréquence**

La fréquence est le nombre de périodes d'une onde radio par unité de temps (une seconde généralement). Voir L1 et L2.

### **Fréquence porteuse**

La fréquence porteuse est la fréquence de base d'une oscillation (onde) porteuse périodique sinusoïdale d'un signal radioélectrique non modulé. Les signaux radioélectriques des satellites de navigation GPS sont diffusés sur deux fréquences, L1 et L2. Les signaux L1 sont émis sur la fréquence 1575,42 MHz, les signaux sur la fréquence 1227,6 MHz.



**Glonass** (Russie), développé par l'Agence spatiale européenne (Esa), en collaboration avec la Commission européenne et Eurocontrol (le centre d'aviation civile européen).

**GBAS** : Ground-Based Augmentation System, complément terrestre d'un système de navigation par satellite. Le RGP pour l'utilisateur peut être perçu comme tel.

**GDOP** : Geometric Dilution Of Précision, coefficient d'affaiblissement de la précision du résultat de positionnement instantané et de synchronisation, il ne dépend que de la géométrie des satellites en visibilité et peut donc être calculé dans des buts de simulations. Un GDOP inférieur à 8 correspond à une bonne configuration de satellites.

**GLONASS** : Système russe de positionnement par satellite à l'échelle du globe.



**GNSS** : Global Navigation Satellite System, nom générique pour définir l'ensemble des systèmes de navigation mondiaux et satisfaisant l'ensemble des besoins de navigation des utilisateurs maritimes et aéronautiques.

**GPS** : Global Positioning System, système américain de positionnement par satellite à l'échelle du globe.

#### **Système de référence géodésique (horizontale)**

Ellipsoïde à orientation spécifique défini par huit paramètres qui définissent ses dimensions, son centre par rapport au centre de gravité de la Terre et son orientation par rapport à l'axe moyen de rotation de la Terre et au méridien de référence de Greenwich. Voir Ellipsoïde.

#### **Géoïde**

Surface équipotentielle correspondant au niveau moyen des mers qui constitue par convention la surface de référence altimétrique ou la surface d'altitude zéro. Les géoïdes en utilisation sont le GEOID84 et le GEOID90.



**HDOP** : Horizontal Dilution Of Precision, coefficient d'affaiblissement de la précision sur la composante horizontale du résultat de positionnement instantané.

**IERS** : International Earth rotation and Reference system Service, service international de la rotation terrestre (SIRT) chargé de maintenir les systèmes de référence terrestre et céleste.

#### **Horloge atomique**

Une horloge atomique est un appareil de chronométrage extrêmement précis que régulent les oscillations naturelles et régulières d'un atome ou d'une molécule. À titre d'exemple, la précision d'une horloge atomique au césium est d'une seconde par million d'années. Les satellites GPS comportent tous un certain nombre d'horloges atomiques régulées par ces vibrations atomiques assurant une précision extraordinaire. Les stations de contrôle du système GPS utilise des horloges au césium et un maser à l'hydrogène.



**IGS** : International GPS Service for Geodynamics, service international de l'Association Internationale de Géodésie chargé de favoriser les utilisateurs scientifiques du GPS en fournissant des produits de haute précision tels que les éphémérides précises et les paramètres de la rotation terrestre.



**ITRF** : International Terrestrial Reference Frame, réalisation du système de référence terrestre de l'IERS. La réalisation actuelle est ITRF 2000

**ITRS** : International Terrestrial Reference System, système de référence terrestre de l'IERS.

**Ionosphère** : Zone de l'atmosphère (d'environ 50 kilomètres à quelques centaines de kilomètres d'altitude) caractérisée par la présence de particules chargées (électrons et ions), formées principalement par photo-ionisation sous l'effet du rayonnement solaire.



**L1** : Première fréquence nominale du système GPS, sa valeur est de 1,57542 GHz.

**L1C** : L1 corrigée, fréquence L1 corrigée des effets ionosphériques.

**L2** : Deuxième fréquence nominale du système GPS, sa valeur est de 1,22760 GHz.

**L5** : Troisième fréquence nominale du système GPS disponible dans un futur proche, sa valeur est de 1,176450 GHz.

**Levé ou Résolution des ambiguïtés** : Méthode de calcul permettant d'estimer la valeur des ambiguïtés entières



**Modèle ionosphérique radiodiffusé** : Modèle global de correction ionosphérique dont les paramètres est radiodiffusés par les satellites GPS dans les données de navigation.

**NAVSTAR** : NAVigation System by Timing And Ranging, système de navigation par repérage des temps et mesure des distances. C'est le vrai nom du GPS

**NTF** : Nouvelle Triangulation de la France, système de référence en vigueur en France jusqu'à la fin des années 1990.



**OTF (A la volée)**

OTF est un terme couramment utilisé pour décrire une technique de résolution des ambiguïtés de la phase porteuse différentielle sans nécessiter l'immobilisation d'un récepteur GPS.

## **Orbite**

L'orbite est le trajet d'un satellite lorsqu'il se déplace autour de la planète.

## **Cote orthométrique (hauteur orthométrique)**

La cote orthométrique est la distance d'un point au-dessus du géoïde. Voir Géoïde.

## **Oscillateur à quartz**

L'oscillateur à quartz est le dispositif de chronométrage du récepteur qui synchronise son fonctionnement et maintient l'heure du récepteur.



**PDOP** : Position Dilution Of Précision, coefficient d'affaiblissement de la précision du résultat de positionnement instantané.

**PPS** : Precise Positioning Service, service de précision du système GPS, réservé à des utilisateurs terrestres habilités par le ministère de la défense des Etats-Unis, qui leur permet d'obtenir avec la meilleure précision leur position, vitesse et synchronisation instantanées.

**Positionnement** : Localisation.

**Positionnement cinématique** : Positionnement instantané d'un point mobile ne nécessitant aucune hypothèse sur les forces agissant sur ce mobile.

**Positionnement différentiel ou positionnement relatif** : Positionnement d'un point par rapport à une référence

**Positionnement dynamique** : Positionnement d'un point en utilisant des hypothèses sur les forces agissant sur le mouvement.

**Positionnement statique** : Positionnement d'un point supposé fixe à la surface de la Terre.

**Pseudo-distance** : Mesure de la distance entre le satellite (à l'époque d'émission du signal) et le récepteur (à l'époque de réception du signal) estimée en effectuant une comparaison d'horloges. La différence entre la pseudo-distance et la distance géométrique réelle est principalement due à l'erreur d'horloge locale.

**Pseudo-distance lissée par la phase** : Mesure de pseudo-distance lissée en utilisant les mesures de phase de porteuse dans le but de réduire le bruit de mesure.

**Code P** : Le P de code P correspond à "précis" ou à "protégé". Le code P est modulé à la fois sur les fréquences porteuses L1 et L2. Le code P a une fréquence de 10,23 MHz bit et, tel que

mis en œuvre dans le GPS, a une période d'une semaine. Chaque satellite comprend un code P unique qui sert à distinguer un satellite parmi tous les autres.

**Phase porteuse :** La phase porteuse est la fraction d'une période, souvent exprimée en degrés, où  $360^\circ$  équivaut à une période complète. La phase porteuse peut signifier aussi le nombre de périodes complètes, plus une période fractionnaire. Un récepteur GPS pour positionnement terrestre peut se verrouiller sur un satellite, calculer le nombre total des périodes d'une fréquence porteuse et mesurer ainsi cumulativement la phase de la porteuse. Cette technique est souvent dénommée Doppler intégré.

**Programme du récepteur :** Le programme est le cœur électronique d'un récepteur où des instructions codées relatives aux fonctions d'un récepteur, mais aussi parfois les algorithmes de traitement, sont incorporés comme parties intégrantes des circuits de l'appareil.

**Pseudo-cinématique (Méthode) :** C'est une variante de la méthode cinématique où des occupations de sites d'environ cinq minutes sont répétées au minimum une fois par heure.

**PRN (Pseudo Random Noise) :** Les codes P(Y) et C/A sont des séquences de bruit pseudo-aléatoire qui modulent les signaux de navigation. Cette modulation apparaît comme un bruit aléatoire mais est prévisible, d'où le terme de pseudo-aléatoire. Cette technique permet l'utilisation d'une seule fréquence par tous les satellites GPS et permet la diffusion d'un signal de faible puissance.

**Pseudo-distance :** La distance mesurée entre le satellite de navigation et l'antenne du récepteur est appelée la pseudo-distance. La pseudo-distance correspond approximativement à la distance géométrique avec un biais due au décalage entre l'horloge du récepteur et celle du satellite. Le récepteur calcule la différence entre l'heure de transmission d'un signal par le satellite et l'heure de sa réception. Ce calcul est affecté par la vitesse du signal, créant ainsi une mesure de pseudo-distance.



**RTCM :** Radio Technical Commission for Maritime services,

**RTK :** Real Time Kinematic, positionnement centimétrique en temps réel.

**Réseau de référence :** Un réseau de référence est une série de monuments ou de points de référence dont les vecteurs/distances mutuels sont mesurés avec précision et qui servent de base de référence pour un levé cadastral ou d'un autre type.

**RINEX (Receiver-Independent Exchange - Format d'échange de données indépendant du récepteur) :** RINEX est un format de données GPS incluant des dispositions pour l'observation de la pseudo-distance, la phase-porteuse et les observations.

**RMS (Root mean squared) :** La RMS est une mesure statistique de la dispersion des positions calculées, permettant de déterminer la solution de position la plus probable. La RMS peut être appliquée à toute variable aléatoire.

**RTCM SC-104 (Format) :** Format standard utilisé pour la transmission de corrections différentielles



**SA :** Selective Availability, dégradation volontaire du système GPS de type disponibilité sélective. Cette dégradation du GPS a été arrêtée le 1er mai 2000 mais peut être réactivée à tout moment.

**SBAS :** Satellite-Based Augmentation System, complément satellitaire d'un système de navigation par satellite. (Exemple : le système européen EGNOS)

**SPS :** Standard Positioning Service, service normal du système GPS, accessible à tous les utilisateurs potentiels, qui leur fournit position, vitesse et synchronisation instantanées, à un niveau de précision déterminé par le ministère de la défense des Etats-Unis.

**STANAG :** STANdardization AGreement, document de normalisation de l'OTAN. Le STANAG relatif au système GPS est le STANAG 4294.

**SV :** Space Vehicle, numéro d'identification des satellites GPS suivant l'ordre de lancement.

**Saut de cycles :** Discontinuité de la mesure de phase causée par exemple par une interruption momentanée de la réception, introduisant une nouvelle valeur de l'ambiguïté entière.

**Simple différence :** Combinaison linéaire de mesures de phase (ou de code) correspondant soit à une différence entre des mesures effectuées à partir de deux récepteurs sur un même satellite, soit entre des mesures effectuées à partir d'un seul récepteur sur deux satellites à un instant donné.

**Squaring :** Mode d'enregistrement des données qui consiste à élever le signal au carré afin de s'affranchir de l'inconnue du code pseudo-aléatoire modulant la porteuse lorsque l'anti-spoofing est actif. Cette technique tend à disparaître dans les récepteurs modernes.



**Station de référence :** Station par rapport à laquelle seront localisées les autres stations.

**Station virtuelle :** Station n'existant pas mais pour laquelle sont générées des pseudo mesures.



**TAI :** Temps Atomique International, le TAI est une échelle de temps linéaire utilisée en physique et en métrologie.

**TCAR :** Three Carrier phase Ambiguity Resolution, méthode de levé d'ambiguïtés basée sur l'utilisation de trois mesures de phase sur des fréquences différentes.

**TEC :** Total Electron Content, contenu total en électron libre le long du trajet radio-électrique

**TDOP :** Time Dilution Of Precision, coefficient d'affaiblissement de la précision du résultat de synchronisation instantanée.

**Trajectographie :** Détermination, en temps réel ou en temps différé, de la trajectoire d'un véhicule.

**Trajet multiple :** Phénomène de réception biaisée par le récepteur GPS comprenant des réflexions parasites qui s'ajoutent au signal en propagation directe.

**Triple différence :** Combinaison linéaire de mesures de phase (ou de code) correspondant généralement à une différence dans le temps de doubles différences par rapport à deux récepteurs et deux satellites.

**Troposphère :** Couche basse de l'atmosphère terrestre d'épaisseur variant d'environ 8 km aux pôles à environ 17 km à l'équateur, et dans laquelle la température décroît assez régulièrement avec l'altitude.

Note : Pour les signaux radioélectriques, la troposphère se comporte comme un milieu non dispersif (l'indice de réfraction de ce milieu ne dépend pas de la fréquence du signal radio-électrique)

**Temps réel :** "Temps réel" fait référence au recueil, traitement et positionnement immédiat, sur le terrain, de données de satellite de navigation.

**Temps réel Z<sup>TM</sup> :** Technologie unique de Thales Navigation qui comprend le traitement différentiel de la phase porteuse (CPD) pour assurer une acquisition de données de distance à la volée (OTF) et un traitement en différentiel. Cette technologie est utilisée dans les solutions GPS/GNSS de marque Ashtech.



**Temps sidéral :** Le temps sidéral est défini par l'angle horaire de l'équinoxe vernal. La prise de l'équinoxe moyen comme référence donne le temps sidéral vrai ou apparent. Ni le temps solaire ni le temps sidéral n'est constant, la vitesse angulaire variant à cause des fluctuations provoquées par le moment d'inertie polaire tel qu'exercé dans la déformation des marées et autres mouvements de masse.

---

*U-V*

---

**UERE :** User Equivalent Range Error, estimateur de l'erreur sur la mesure de distance récepteur-satellite. Cette valeur est indépendante du lieu et de l'heure et est fournie dans les données de navigation GPS.

**URE :** User Range Error, composante de l'erreur suivant le vecteur défini par le récepteur et le satellite considéré.

**UTC (Universal Time Coordinated - Coordonnées Temps universel) :** L'UTC est le temps tel que défini par l'observatoire de la marine américaine. A cause des variations de la rotation de la Terre, l'UTC est parfois ajusté par une seconde entière. L'accumulation de ces ajustements comparée au temps GPS, qui fonctionne de façon continue, a provoqué un décalage entre le temps GPS et l'UTC. Après une prise en compte de quelques secondes et des ajustements compris dans le message de navigation, le temps GPS peut être rapproché à l'UTC à 20 nanosecondes près, voire moins.

**VIP (Vehicle Independent Positioning, Positionnement autonome de véhicule) :** La technologie VIP de Thalès Navigation simplifie l'installation du récepteur de navigation GPS Magellan 750NAV. Cet ordinateur de navigation compact et transportable et sa station de fixation offrent plusieurs positions de montage dans la plupart des véhicules. D'autres systèmes nécessitent un câblage encombrant qui peut énormément réduire la fiabilité du véhicule. Grâce au VIP, la position du véhicule est calculée en utilisant un signal des capteurs internes du 750NAV qui enregistrent les virages.

---

*W-X*

---

**WAAS (Wide Area Augmentation System) :** Mis en place par le gouvernement américain, le WAAS est un système d'augmentation des signaux satellites (SBAS) qui calcule les erreurs du signal GPS à partir de plusieurs stations de contrôle réparties dans le pays. Il transmet

ensuite les messages de correction d'erreur provenant des satellites géostationnaires aux récepteurs GPS.

**WGS 84 (Système géodésique mondial de 1984) :** Le WGS 84 est un ensemble de paramètres de l'agence de cartographie de la défense américaine (DMA) permettant de déterminer les relations entre la géodésie physique et la géométrie globale. Ces paramètres comprennent un ellipsoïde de référence géocentrique, un système de coordonnées et un modèle de champ de gravité. Les informations orbitales des satellites GPS dans le message de navigation sont référencées au WGS 84.

**Code Y :** Il s'agit de la désignation du résultat final du code P pendant l'activation du mode anti-Spoofing (AS) par le département de la Défense américain. Voir Anti-spoofing, Code P.

#### **Suivi du code Y, civil**

Plusieurs méthodes permettent d'obtenir des données valides à partir du code Y crypté:

1. L'élévation au carré du signal (maintenant obsolète) multiplie le signal par lui-même, éliminant ainsi les informations de code de porteuse et rendant la mesure de distances impossible. Les mesures de phase porteuse peuvent tout de même être réalisées, même si le doublement de la fréquence porteuse divise par deux la longueur d'ondes, affaiblissant encore plus un signal déjà faible. Cette méthode nécessite la collecte de données sur une longue période.
2. La corrélation croisée est utilisée lorsqu'aucun code de correction satellite en local n'est généré pour correspondre aux codes Y cryptés L1 et L2. L'ionosphère ralentit légèrement le code Y L2 par rapport au code Y L1, créant une différence entre la mesure de ces distances. Une fois cette différence connue, les fréquences peuvent être associées et multipliées afin de ne laisser que des fréquences porteuses pures pour mesure. Cette méthode élimine le problème de cette moitié de longueur d'ondes, mais provoque également un signal affaibli qui nécessite des périodes d'observation plus longues.
3. La corrélation et l'élévation au carré de codes est un procédé par lequel les codes Y L1 et L2 sont comparés à un code P généré au niveau local. La différence entre les signaux est donc trouvée, mesurée et mise au carré pour que les fréquences porteuses pures puissent être mesurées. Encore une fois, l'élévation au carré affaiblit les moitiés de longueurs d'ondes des deux fréquences porteuses et nécessite des périodes d'observation plus longues.
4. Le Z-Tracking de Thales Navigation est une méthode unique pour maintenir le verrouillage du récepteur et sa capacité de suivi. Cette technique fait correspondre séparément le code Y de L1 et celui de L2 à un code P généré au niveau local ; une corrélation qui expose le code de cryptage sur chaque fréquence. Les deux porteuses contiennent aussi le code de

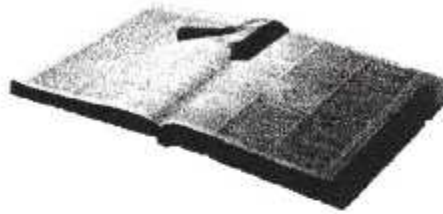
cryptage, avec une intégration du signal suffisante, le signal de cryptage est évalué pour L1 et L2. Chaque calcul est transmis à l'autre fréquence, éliminant le code de cryptage de chaque fréquence porteuse, qui peut alors être vraiment mesurée.



**Z - Compte Z :** Le compte Z est un nombre binaire à 29 bits consistant en l'unité de temps GPS fondamentale. Les 10 bits les plus significatifs portent le numéro de la semaine GPS, alors que les 19 bits les moins significatifs donne le temps de la semaine (TOW) en unités de 1,5 secondes.

**Z-Tracking™ :** Le procédé Z-Tracking de Thales Navigation permet la limitation et l'élimination des effets de l'anti-spoofing (AS) du département de la Défense américain. C'est une méthode unique pour retenir le verrouillage du récepteur et sa capacité de suivi. Cette technique fait correspondre séparément le code Y de L1 et celui de L2 à un code P généré au niveau local ; une corrélation qui expose le code de cryptage sur chaque fréquence. Les deux porteuses contiennent aussi le code de cryptage, avec une intégration du signal suffisante, le signal de cryptage est évalué pour L1 et L2. Chaque calcul est transmis à l'autre fréquence, éliminant le code de chiffage de chaque fréquence porteuse, qui peut alors être vraiment mesurée.

# BIBLIOGRAPHIE



## Articles



*Dasaut Servel (Avril 1989).*

Introduction au système GPS et l'emploi des récepteurs sercel.

## Ouvrages



*GPS satellite surveying*, auteur Alfred Leich , edition Wiley (3<sup>ème</sup> edition ) 2004.



*Fundamentals of Global Positioning System Receivers* auteur James Bao-Yen

Tsui, edition Wiley 2000.

## Mémoires



*Benchikh Ssalifa (2000).*

« Positionnement par le GPS différentiel (DGPS) appliqué à la navigation aérienne »  
Thèses de magister. Département de navigation aérienne, institut d'aéronautique  
Université de BLIDA.



*Chabou Karima et Benyoucef Fatma-Zohra (2004).*

« La performance de la précision du positionnement GPS »  
Thèses pour obtention du diplôme d'ingénieur d'état. Département de navigation  
Aérienne, institut d'aéronautique université de BLIDA.



Google

[www.gmat.unsw.edu.au/snap/gps/gps-survey/principles-gps.thm](http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/gps/gps-survey/principles-gps.thm)

Google

<ftp://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/data/format/rinex210.txt>

Google

<http://serus.ac-strasbourg.fr/microsites/list-geo/localisation/gps.appli>