

**République algérienne démocratique et populaire
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique.
Université Saad Dahleb-Blida**

**Faculté des sciences de l'ingénieur
Département d'aéronautique
Option : installation.**

**PROJET DE FIN D'ETUDE
En vue de l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en aéronautique**

Thème :

Technique de positionnement GPS par phase.

Réalisé par :

CHABANE SOFIANE

Promoteur :

Mr. A. ZABOT

**Promotion
2007/2008**

REMERCIEMENTS

« Une âme délicate est gênée de savoir qu'on lui doit des remerciements, une âme grossière, de savoir qu'elle en doit ». [Friedrich Nietzsche]

Je remercie tout ceux qui ont contribué, de près ou de loin, ou m'ont encouragé à la réalisation de cette thèse.

J'aimerais remercier mon promoteur Monsieur ZABOT qui m'a aidé tout au long de mon travail par sa présence, ses remarques, sa disponibilité et surtout sa compréhensibilité. Milles mercis Monsieur.

Je tiens à remercier les enseignants et le personnel du département d'aéronautique qui m'ont aidé tout au long de mon cursus.

Enfin, je n'aurais jamais existé, grandi, étudié et terminé cette thèse sans mes parents. Des infinités de remerciements, même si je sais que je ne pourrai jamais vous remercier assez.

DEDICACES

“ Conduis-toi de manière à ne causer aucun souci à tes parents si ce n'est sur ta santé. ”
[Confucius]

Ce travail qui n'est que la partie visible de cet iceberg que sont les connaissances, compétences et capacités que j'ai acquises tout au long de ma formation, en consentant aux sacrifices nécessaires et en fournissant les efforts exigés par les circonstances, n'est en mesure d'être dédié, pour ce, que pour les personnes qui en sont dignes :

De prime abord, à mes chers parents que je remercie pour leurs soutien, confiance, encouragement et amour. Je souhaite et j'espère être en mesure, un jour, de vous procurer cette même satisfaction que vous avez réussi à implanter en mon cerveau et cœur.

Ensuite à mes frères et sœurs qui me comblent. Je vous aime.

Enfin à mes ami(e)s qui ne sont pas beaucoup, néanmoins fidèles et de qualité.

Tables des matières

Table des figures.....	i
Liste des tableaux.....	iv
Abréviations.....	v
Glossaire.....	vi
Résumé.....	ix

Introduction Générale.....	1
-----------------------------------	----------

CHAPITRE I : GENERALITES SUR LE SYSTEME GPS	2
I.1 Historique.....	2
I.2 NAVSTAR GPS.....	2
I.3 Intérêt du GPS.....	4
I.4 Description du système.....	6
I.4.1 Le segment spatial.....	7
I.4.1.1 La constellation GPS.....	7
I.4.1.2 La numérotation des satellites.....	8
I.4.1.3 La constellation finale, trace des satellites.....	9
I.4.1.4 Visibilité des satellites à Marne La Vallée, au pôle et à l'équateur.....	9
I.4.2 Le segment de contrôle.....	12
I.4.3 Le segment utilisateur.....	13
I.4.3.1 Le service SPS.....	14
I.4.3.2 Le service PPS.....	14
I.5 Les réseaux GPS permanents.....	14
I.5.1 L'IGS, International GPS Service for Geodynamics.....	15
I.5.1.1 Les produits de l'IGS.....	15
I.5.1.2 Les différentes composantes de L'IGS.....	16

III.2.5 Variation du centre de phase du récepteur.....	50
III.2.6 Phase Wind Up.....	51
III.2.7 Délai différentiel du groupe TGD et biais différentiel de code.....	51
III.2.8 Effet de marée terrestre.....	52
III.2.9 Effet de surcharge océanique.....	53
III.2.10 Bruit du récepteur.....	53
III.2.11 Multi trajet	53
III.2.12 Saut de cycle.....	55
III.2.12.1 Combinaison des mesures pour la détection des sauts de cycle.....	55
III.2.13 Faiblesse du volume polyédrique.....	56
III.3 Analyses des postes d'erreurs.....	56
III.3.1 Classement des principaux postes d'erreurs.....	56

CHAPITRE IV : DIFFERENTS TYPES DE POSITIONNEMENTS GPS	58
--	-----------

IV.1 Introduction.....	58
IV.2 Types de positionnements basés sur la pseudo-distance.....	58
IV.2.1 Positionnement absolu.....	58
IV.2.2 Positionnement différentiel.....	62
IV.2.2.1 La simple différence par mesure de phase.....	64
IV.2.2.2 La double différence par mesure de phase.....	65
IV.2.2.3 La triple différence par mesure de phase.....	66
IV.3 Types de positionnements basés sur la phase.....	67
IV.3.1 Le mode statique.....	67
IV.3.1.1 Statique monofréquence.....	67
IV.3.1.2 Statique bi fréquence.....	67
IV.3.1.3 Statique rapide.....	68
IV.3.2 Le mode dynamique.....	68
IV.3.2.1 Cinématique.....	68
IV.3.2.2 Semi cinématique.....	68
IV.3.2.3 Pseudo cinématique.....	69
IV.3.2.4 Statique rapide.....	69
IV.4 Fixation des ambiguïtés entières.....	70
IV.4.1 Description.....	70
IV.4.2 Correction.....	70
IV.4.3 Estimation.....	70

IV.5 Orbitographie.....	72
IV.5.1 Introduction.....	72
IV.5.2 Position relative d'un satellite et d'un observateur.....	72
IV.5.3 Conversion de coordonnées entre le système de Kepler et le système ECEF.....	76
IV.5.4 Exemple d'un extrait d'un almanach.....	79
IV.6 Le format RINEX.....	80
IV.6.1 Le fichier d'observation.....	80
IV.6.1.1 L'entête.....	81
IV.6.1.2 Exemple d'en-tête de fichier d'observation.....	81
IV.6.1.3 Les blocs de mesure.....	83
IV.6.1.4 Quelques précisions.....	84
IV.6.2 Le fichier de navigation.....	85

CHAPITRE V : SOLUTION DU POSITIONNEMENT ET SIMULATION	88
--	-----------

V.1 Introduction.....	88
V.2 Solution du positionnement.....	88
V.3 Corrections.....	92
V.3.1 L'horloge satellite.....	92
V.3.2 Retard ionosphérique.....	92
V.3.2.1 Récepteur monofréquence.....	92
V.3.2.2 Récepteur bi fréquence.....	93
V.3.3 Retard troposphérique.....	93
V.4 Organigramme de travail.....	94
V.5 Description des données.....	94
V.6 Interface.....	95
V.6.1 Organigramme de l'interface.....	95
V.6.2 Présentation de l'interface et fonctions utilisées.....	97

Conclusion générale.....	109
---------------------------------	------------

Bibliographie.....	110
---------------------------	------------

Table des figures

Figure I.1-Application du GPS dans le domaine de la cartographie.....	4
Figure I.2- Application du GPS dans la navigation aérienne.....	5
Figure I.3- Les trois composantes de GPS.....	6
Figure I.4-La constellation GPS.....	7
Figure I.5-Trace des satellites GPS.....	9
Figure I.6-Visibilité des satellites au-dessus de l'ENSG à Marne la Vallée.....	10
Figure I.7-Visibilité des satellites au-dessus du pôle nord.....	10
Figure I.8-Visibilité des satellites au-dessus de l'équateur.....	11
Figure I.9-Visibilité des satellites au cours du temps.....	11
Figure I.10-Carte des stations du secteur de contrôle.....	13
Figure I.11-carte du réseau des stations IGS.....	17
Figure I.12-Carte des stations du réseau EPN.....	19
Figure II.1-Exemple d'une partie de code.....	22
Figure II.2-Codes de modulation du signal GPS et leurs longueurs d'onde.....	22
Figure II.3-Modulation des signaux.....	25
Figure II.4-Construction des signaux.....	26
Figure II.5-Addition modulo 2 (ou exclusif).	26
Figure II.6-Structure du signal émis par le satellite.....	27
Figure II.7-Schéma de la construction du message de navigation.....	28
Figure II.8-Sous trame GPS.....	29
Figure II.9-Début de la sous trame GPS.....	29
Figure II.10-La fin de la SA.....	30
Figure II.11-La corrélation.....	31
Figure II.12-Capture du code par le récepteur.....	31

Figure II.13-Schéma de synchronisation des signaux satellites – récepteur.....	33
Figure II.14-Schéma de la mesure de phase.....	37
Figure II.15- Le GDOP pratiquement.....	38
Figure III.1– Les divisions de l’atmosphère terrestre.....	41
Figure III.2-L’ionosphère.....	41
Figure III.3-Troposphère et température.....	42
Figure III.4-Influence de l’ionosphère sur le positionnement GPS.....	45
Figure III.5–Différence entre les éphémérides précises et radiodiffusées.....	48
Figure III.6–Correction relativiste des signaux GPS.....	49
Figure III.7–Effet de Phase wind-up.....	51
Figure III.8– Relation entre TGD et DCB.....	52
Figure III.9–Déplacement de la croûte terrestre dû à la surcharge océanique.....	53
Figure III.10 – Effet du multi trajet. Les lignes bleues (gras) représentent les ondes RHCP et les rouges (tirets) les LHCP.....	54
Figure IV.1-Le positionnement absolu.....	58
Figure IV. 2- Mesure de pseudo-distance.....	59
Figure IV.3-Positionnement GPS à la volée, précision planimétrique.....	60
Figure IV.4- Répartition géographique des mesures instantanées.....	61
Figure IV.5-Comportement temporel de la moyenne instantanée.....	61
Figure IV.6-Le positionnement relatif.	63
Figure IV.7-La simple différence.....	64
Figure IV.8-La double différence.....	65
Figure IV.9-La triple différence.....	66
Figure IV.10-La position de l’observateur dans le système ECEF.....	73
Figure IV.11-Position du satellite dans le système de coordonnées de Kepler.....	74
Figure IV.12-La position du satellite dans le système ECEF.....	75
Figure IV.13-La variation de la position de l’observateur durant la transmission du message.....	75
Figure IV.14-Extrait d’un almanach.....	79
Figure IV.15-Entête d’un fichier d’observation.....	81
Figure IV.16-Le bloc de mesure d’un fichier d’observation.....	83
Figure IV.17-Exemple de fichier de navigation.....	87

Figure V.1-Le positionnement GPS.....	89
Figure V.2-Notion d'EMLP.....	91
Figure V.3-Interface principale.....	97
Figure V.4-Interface NAVIGATION.....	98
Figure V.5- interface OBSERVATION.....	98
Figure V.6-Fenêtre ERREUR.....	99
Figure V.7- Interface position des satellites.....	99
Figure V.8-Interface DOP.....	100
Figure V.9-Interface retard des horloges satellites.....	101
Figure V.10-Interface retard troposphérique.....	102
Figure V.11-Interface retard ionosphérique.....	102
Figure V.12-Interface retard de l'horloge récepteur.....	103
Figure V.13-Interface GPS.....	104
Figure V.14-Interface DGPS.....	104
Figure V.15-Interface GPS et DGPS.....	105
Figure V.16-Interface latitude.....	105
Figure V.17-Interface longitude.....	106
Figure V.18-Interface altitude.....	106
Figure V.19-L'altitude en mode autonome.....	107
Figure V.20-Interface Geo_Loc.....	107
Figure V.21-Interface AUTO_LOC.....	108

Liste des tableaux

Tableau I.1-Les produits de l'IGS.....	16
Tableau II.1-Construction du code C/A.....	24
Tableau II.2-Tableau des bruits de mesures suivants les types d'observation.....	32
Tableau III.1: influence des erreurs des orbites sur le calcul d'une ligne de base.....	47
Tableau III.2–Décalages des centres de phase des antennes GPS utilisé par le NGA, dans le système de coordonnées lié au satellite en mètres.....	50
Tableau III.3–Décalages des centres de phase des antennes GPS utilisé par l'IGS, dans le système de coordonnées lié au satellite en mètres.....	50
Tableau III.4-Postes d'erreurs.....	57
Tableau IV.1-Récapitulatif des méthodes GPS.....	69
Tableau IV.2-Données de l'éphéméride d'un satellite.....	77
Tableau IV.3-Les coefficients de correction.....	77
Tableau IV.4-Calcul de la position du satellite.....	78
Tableau IV.5- Description de l'entête du message de navigation.....	85
Tableau IV.6-Description des données du fichier de navigation.....	86

Abréviations

<i>AS</i>	Anti Spoofing.
<i>BPSK</i>	Binary Phase Shift Keying.
<i>C/A</i>	Coarse/Acquisition Code.
<i>DGPS</i>	Differential GPS.
<i>DOP</i>	Dilution Of Precision.
<i>GDOP</i>	Geometrical Dilution Of Precision.
<i>GNSS</i>	Global Navigation Satellite System.
<i>GPS</i>	Global Positioning System.
<i>HDOP</i>	Horizontal Dilution Of Precision.
<i>NAV STAR</i>	NAVigation System Time And Ranging.
<i>P</i>	Precise Code.
<i>PPS</i>	Precise Positioning Service.
<i>PRN</i>	Pseudo Random Noise.
<i>SA</i>	Selective Availability.
<i>SNR</i>	Signal Noise Ratio.
<i>SPS</i>	Standard Positioning Service.
<i>TEC</i>	Total Electron Content.
<i>Y</i>	Code encrypté du code <i>P</i> .
<i>ECEF</i>	Earth Centred Earth Fixed.
<i>RINEX</i>	Receiver Independant EXchange Format.
<i>UTC</i>	Universal Coordinated Time.
<i>WGS – 84</i>	World Geodetic System 1984.
<i>INS</i>	Inertial Navigation System.

Glossaire

A	angle d'azimut entre l'utilisateur et le satellite, mesuré positivement dans le sens horaire en prenant pour origine le nord vrai (en demi-cercle).
$\sqrt{a}$	Racine carrée du demi grand axe de l'ellipsoïde.
$b_{r,i}$	le biais électronique du récepteur
b_i^k	le biais électronique du satellite
C	vitesse de la lumière.
$C_{\omega S}, C_{\omega C}$	Coefficients de correction de l'argument du périégée.
C_{rS}, C_{rC}	Coefficients de correction du rayon de l'orbite.
C_{iS}, C_{iC}	Coefficients de correction de l'inclinaison de l'orbite.
$dt_s, \delta t^k$	Retard de l'horloge satellite.
$dt_R, \delta t_r$	Retard de l'horloge récepteur.
Δt_R^S	Différence de temps entre l'horloge satellite et l'horloge récepteur.
Δt_r	C'est le temps relativiste de correction (secondes).
$\Delta \varphi_{(tr)}$	Mesure de phase faite à l'instant de réception.
Δn	Correction de la vitesse angulaire moyenne de rotation.
e_1, e_2	Sont les erreurs sur les mesures de code sur les deux fréquences L_1, L_2 .
E_1, E_2	Sont les erreurs sur les mesures de phase sur les deux fréquences L_1, L_2 .
e	Excentricité de l'orbite.
Elv	Angle d'élévation entre l'utilisateur et le satellite.
f	La fréquence.

$\varphi_{R(tr)}$	Phase du signal généré localement à l'instant de réception dans l'échelle de temps récepteur.
$\varphi_{S(te)}$	Phase du signal généré par le satellite dans l'échelle du temps satellite.
Φ_1, Φ_2	Sont les mesures de phase sur les deux fréquences L_1, L_2 (en mètre).
I	Retard ionosphérique.
i_0	Inclinaison de l'orbite au temps de référence.
$\dot{i}$	Taux de variation de l'inclinaison.
μ_0	Anomalie moyenne du point de l'ellipse correspondant au temps de référence t_{oe} .
$N_{R(tr)}^S$	Nombre entier de cycles inconnu du récepteur représentant la différence des nombres entiers de cycles des deux signaux.
$n_{(tr)}$	Nombre de cycles comptés depuis la première mesure.
N_1, N_2	Sont les deux ambiguïtés sur les mesures de phase sur les deux fréquences L_1, L_2 .
λ	Longueur d'onde.
λ_i	La longueur d'onde de L_i .
λ_u	Longitude de l'utilisateur (en demi-cercle).
Ω_0	Ascension droite de l'orbite au temps de référence.
$\dot{\Omega}$	Taux de variation de l'ascension droite.
Pr_R^S	Pseudo distance entre le récepteur R et le satellite S.
P_1, P_2	Sont les mesures de code sur les deux fréquences L_1, L_2 (en mètre).
ρ_r^k	Distance géométrique récepteur-satellite.
t_{RR}	Temps de réception en temps récepteur.
t_{ES}	Temps d'émission en temps satellite.
t_R	Temps réel de réception.
t_E	Temps réel d'émission.

T_{GD}	Retard du groupe.
t_{oc}	Temps de référence en secondes.
t_{oe}	Temps de référence de l'éphéméride.
t_s	Temps exact à l'horloge du satellite.
T	Retard troposphérique.
t_{GPS}	Temps GPS.
ω	Argument du périégée de l'ellipse.
ϕ_u	Latitude de l'utilisateur (en demi-cercle).
$d\rho_{orb}$	L'erreur orbitale.
N_i^k	L'ambiguïté de phase de L_i et du satellite K .
$\delta ion_{r,i}^k$	Le délai ionosphérique.
$\delta trop_r^k$	Le délai troposphérique.
$\delta m_{r,\Phi}^k$	Le multi-trajet de phase.
$\delta m_{r,p}^k$	Le multi-trajet de code.
ε_Φ	le bruit de mesure de la phase.
ε_p	le bruit de mesure du code.

ملخص

إن تحرك الإنسان منذ القدم، قد أجبره على فضولية معرفة مكانه، و إلى أين يذهب.....إذا كان الحل في القديم هو اتخاذ التضاريس الطبيعية كالجبال، الأنهار....ثم النجوم (خاصة النجمة القطبية) و في العصور الوسطى تمت صياغة خرائط و التي كانت رغم كل المجهودات غير دقيقة، معقدة، جزئية....، أن متطلبات الحياة العصرية، خاصة السرعة، قد فرضت نضرة أخرى عن التوقع: معرفة موقعه في أية لحظة، في أي مكان و تحت أي ظرف. إن الإجابة قد أعطيت بالنظام العالمي لتحديد المواقع. في هذا العمل سنتعرف على التمرکز بطور الموجة.

Résumé

Le déplacement de l'être humain lui a toujours imposé la curiosité de savoir où il est, où il va....Si dans l'antiquité la solution était de prendre comme repère les reliefs naturels, comme les montagnes, les rivières,....., ensuite les étoiles (notamment l'étoile polaire) et dans les moyens âges, on a pu dessiner des cartes qui étaient tant bien que mal peu précises, compliquées, partielles....., les exigences de la vie moderne, notamment la rapidité, ont imposé une autre vision de positionnement : connaître sa position à n'importe quel instant, n'importe où et dans n'importe quelle condition. La réponse à toutes ces conditions a été apportée par le système GPS dont la technique de positionnement par phase fait l'objet de cette présente thèse.

Abstract

Man's movement had always imposed to him knowing his own place, where he is going.... If in antiquity the solution was taking relief like mark, such as mountains, rivers,.....after that they took stars especially polar star, and in the middle ages, they could draw some maps that were not very precise, complicated, partial,....., the requirements of modern life, especially being rapid, have imposed an other vision of positioning: to know his position at any time, any where and under any condition. The answer at these conditions was brought by GPS the phase positioning of which we are going to study in this thesis.

Introduction générale

Le **Global Positioning System** (GPS) est une technique de positionnement mise au point par l'armée américaine. Il a pour vocation de positionner un mobile sur le globe terrestre. Ce concept réservé dans un premier temps aux applications militaires a fait ensuite très rapidement son apparition sur le marché civil. Aujourd'hui, il est utilisé dans un grand nombre de domaines. Il est devenu important dans un grand nombre d'applications comme la navigation. Ce système de positionnement permet de déterminer la position d'un point à tout moment et en tout lieu avec une précision allant d'une dizaine de mètres au millimètre suivant le type de matériel et la technique utilisée.

La thèse est divisée en 5 chapitres. Ils sont formés de la manière suivante :

D'abord, j'ai commencé par une introduction générale qui est une vue d'ensemble de la thèse.

Ensuite viennent les cinq chapitres suivants :

- **LE CHAPITRE I** présente brièvement le système GPS, son historique, son intérêt, la description de ses segments, et les observables du GPS, ainsi qu'un brève aperçu de quelques réseaux GPS permanents.
- **LE CHAPITRE II** constitue une étude détaillée des signaux GPS, leurs caractéristiques, les informations envoyées par les satellites et les observables GPS.
- **LE CHAPITRE III** est consacré aux erreurs et biais de mesures GPS. Dans ce chapitre les erreurs principales qui détériorent la qualité des mesures et les biais systématiques sont étudiés.
- **LA CHAPITRE IV** est dédié au positionnement GPS, car on va décrire les différents types de positionnement existant. Présente le format RINEX et la fixation des ambiguïtés entières, et propose quelques éléments d'orbitographie.
- **LE CHAPITRE V** est la concrétisation de mon étude en présentant la solution du positionnement, les corrections nécessaires et en réalisant une simulation en utilisant des données réelles et à l'aide de MATLAB.

J'ai achevé la thèse avec une conclusion générale dans laquelle j'ai fait une autoévaluation de mon travail en soulignant la contribution de celui-ci à l'étude du GPS, et les perspectives éventuelles.

CHAPITRE I

GENERALITES SUR LE SYSTEME GPS

I.1 Historique :

Le premier satellite artificiel à orbiter autour de la terre, le Spoutnik 1, a été lancé le 4 octobre 1957 par l'Union soviétique. Cet événement marquant a donné le départ à une course effrénée à la conquête de l'espace. En effet, dès le début des années soixante, un système de navigation par satellites (couramment appelé système Transit) était déjà exploité par l'U.S.Navy (la Marine américaine), ce système utilisait le principe de l'effet Doppler. C'est un système descendant, les satellites sont émetteurs et les récepteurs sont passifs ce qui permet de réduire leur taille et d'un point de vue militaire, de les rendre plus "furtifs".

Ce système a été mis en service en 1958 et est resté uniquement à usage militaire jusqu'en 1967, date à laquelle la communauté scientifique et en particulier les géodésiens l'ont adopté pour leurs travaux.

Il n'a plus été maintenu à partir de 1985 et le dernier satellite a cessé d'émettre en 1988.

Deux autres programmes principaux ont été développés au cours des années soixante : Timation par le Naval Research Laboratory et le programme 621 B par l'Organisation de l'espace et des missiles de l'Armée de l'Air Américaine.

Ces deux programmes ont formellement fusionné en 1973 pour donner naissance à NAVSTAR GPS (Navigation Satellite Timing And Ranging Global Positioning System).

I.2 NAVSTAR GPS :

NAVSTAR GPS est un système de radio positionnement par satellite pour toutes les conditions climatiques. Il doit répondre aux exigences des militaires : détermination précise des positions, des vitesses, du temps dans un système commun de référence, en n'importe quel point à la surface ou au-dessus de la terre de façon continue. Cette définition officielle montre l'origine militaire du GPS mais ses applications civiles sont devenues très nombreuses. Il y avait toutefois des restrictions imposées par l'armée américaine pour les utilisateurs civils.

Le système GPS a été développé et testé entre 1973 et 1983 par le Département de la Défense aux Etats-Unis (DoD) et mis en service de manière opérationnelle entre 1983 et 1993/1994. Il est devenu dès 1986 le système de positionnement le plus utile pour la navigation civile et militaire, et tend maintenant à devenir le système universel de navigation et de positionnement, au moins jusqu'à la mise en service commerciale de Galileo. L'Union Européenne prévoit cependant de coupler le système militaire GPS au système civil Galileo au titre de l'interopérabilité des systèmes.

Les spécifications de départ en termes de localisation sont les suivantes :

- La position et la vitesse d'un mobile :
 - A tout instant
 - En tout endroit.
 - Dans un système de référence mondial (appelé WGS 84) avec une précision de l'ordre de 1 m.
- Le temps à une microseconde près dans l'échelle de temps GPS qui a été défini à partir de l'UTC. Au 5 janvier 1980 à minuit, $T_{\text{gps}} = T_{\text{utc}}$. Par contre le temps GPS est linéaire, on a donc en 2000 un décalage entre GPS et UTC de 19 secondes pleines ($T_{\text{utc}} = T_{\text{gps}} - 19 \text{ s}$).

De plus sa conception militaire a imposé des contraintes supplémentaires :

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

Autre avantage de cette conception, le nombre d'utilisateurs est illimité et anonyme. Il suffit de posséder un récepteur pour obtenir sa position.

Les principales phases de développement sont les suivantes :

- 1973-1978 : mise au point du concept, lancement des appels d'offres.
- 1978-1985 : phase pré opérationnelle avec le lancement de 11 satellites du block I. Le rôle de cette première génération de satellite était de tester la faisabilité du système. Plus aucun satellite de ce bloc n'est opérationnel. leur durée de vie est de 4,5 ans. La principale différence entre ces satellites et les générations suivantes est l'impossibilité de dégrader volontairement le signal transmis.
- 1989-1996 : lancement de 28 satellites du block II\ IIA de la phase opérationnelle. Ces satellites sont équipés de plusieurs horloges atomiques, peuvent utiliser les dégradations AS et SA, et ont une durée de vie de l'ordre de 7,5 ans.
- Le 8 décembre 1993 déclaration de l'achèvement de la phase initiale : IOC (Initial Operational Capability).

- Le 17 juillet 1995 le système a été déclaré pleinement opérationnel (FOC - Full Operational Capability)
- A partir de 1996 : mise en orbite des satellites du Bloc IIR qui ont été construits pour avoir une durée de vie de 10 ans. Ils sont capables de communiquer entre eux, permettant de pallier une éventuelle destruction des stations au sol (tout est prévu....)

Les possibilités offertes en termes de localisation ont fait que la communauté civile scientifique s'est intéressée très rapidement à lui, dès le début des années 80.

Il est aujourd'hui sous le contrôle du département de la défense (DoD) pour les parties, construction des satellites, lancement, contrôle et maintenance. Mais le congrès américain a décidé de développer les utilisations civiles du GPS. En particulier les américains voudraient imposer le système GPS comme seul mode de navigation pour l'aviation civile. Pour cela de multiples évolutions sont actuellement prévues pour rendre le système plus intègre.

Le coût de l'opération, jusqu'à maintenant, se chiffre à quelques 14 milliards de dollars américains.

I.3 INTERET DU GPS :

L'intérêt du GPS vient du fait d'apporter une solution à presque tous les besoins de positionnement et de navigation, sa technologie militaire le rend simple d'emploi, robuste et fiable.

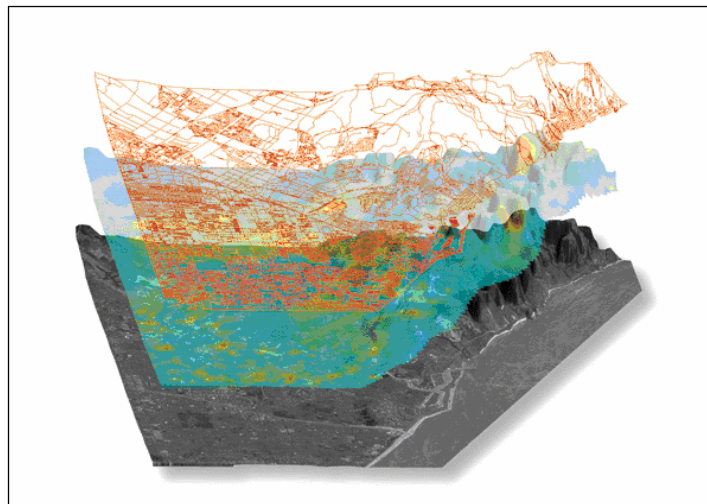


Figure I.1-Application du GPS dans le domaine de la cartographie.

Le GPS a apporté une révolution en géodésie, aujourd'hui l'ensemble des réseaux est réalisé par techniques spatiales et plus particulièrement par GPS. L'avenir est aux réseaux

permanents dont les bornes sont remplacées par des récepteurs GPS qui enregistrent des observations 24h/24h et les retransmettent via des lignes de télécommunications à haut débit vers des centres de données. Ceux-ci les mettent à disposition des utilisateurs potentiels le plus rapidement possible. Dans le domaine de la topométrie, le GPS a aussi apporté une évolution conséquente. Les méthodes rapides de levées telles que le rapide statique ou le cinématique temps réel s'imposent de plus en plus.



Figure I.2- Application du GPS dans la navigation aérienne.

La localisation avec une précision submétrique, autrefois difficilement réalisable, est aujourd'hui largement facilitée par le GPS et de nombreuses applications apparaissent entre autre dans le domaine des SIG (systèmes d'information géographique), de l'agriculture de précision et des transports.

Une forte pression de la part des américains s'exerce sur l'aviation civile afin d'imposer le GPS comme unique système de navigation. Pour cela il faut rendre le GPS beaucoup plus intègre qu'il ne l'est aujourd'hui, c'est pour cela que les américains ont décidé de faire évoluer le GPS dans les années prochaines.

Mais aussi dans l'espace, certains satellites d'étude terrestre utilisent les signaux GPS pour déterminer leur position, afin de fournir des images correspondant très précisément à celles qui leur sont demandées.

Pour les compagnies d'ambulances ou les services de police, mais aussi pour les compagnies de taxis désireuses d'améliorer leur efficacité, il est capital de connaître en temps réel la position de chaque véhicule d'une flotte. Grâce au GPS, c'est possible. Ce système de localisation automatique de véhicule s'appelle AVLS : chaque véhicule embarque un récepteur GPS ainsi qu'une antenne radio émettrice permettant de transmettre ses coordonnées à la centrale de visualisation globale.

Quant aux trains, la mise en place des systèmes avancés de voies ferrées (ARES) permet également aux locomotives d'envoyer leur position à une centrale. Celle-ci contrôle le cheminement des trains et peut dès lors informer en temps réel les voyageurs de tout retard, voire surveiller le trafic pour prévenir tout risque de collision.

Enfin le GPS est devenu pour les marins, pour les aviateurs et de nombreux randonneurs un outil indispensable.

I.4 DESCRIPTION DU SYSTEME :

Comme pour l'ensemble des systèmes spatiaux, nous présenterons le GPS sous la forme de trois segments :

- Le segment spatial.
- Le segment de contrôle.
- Le segment utilisateur.

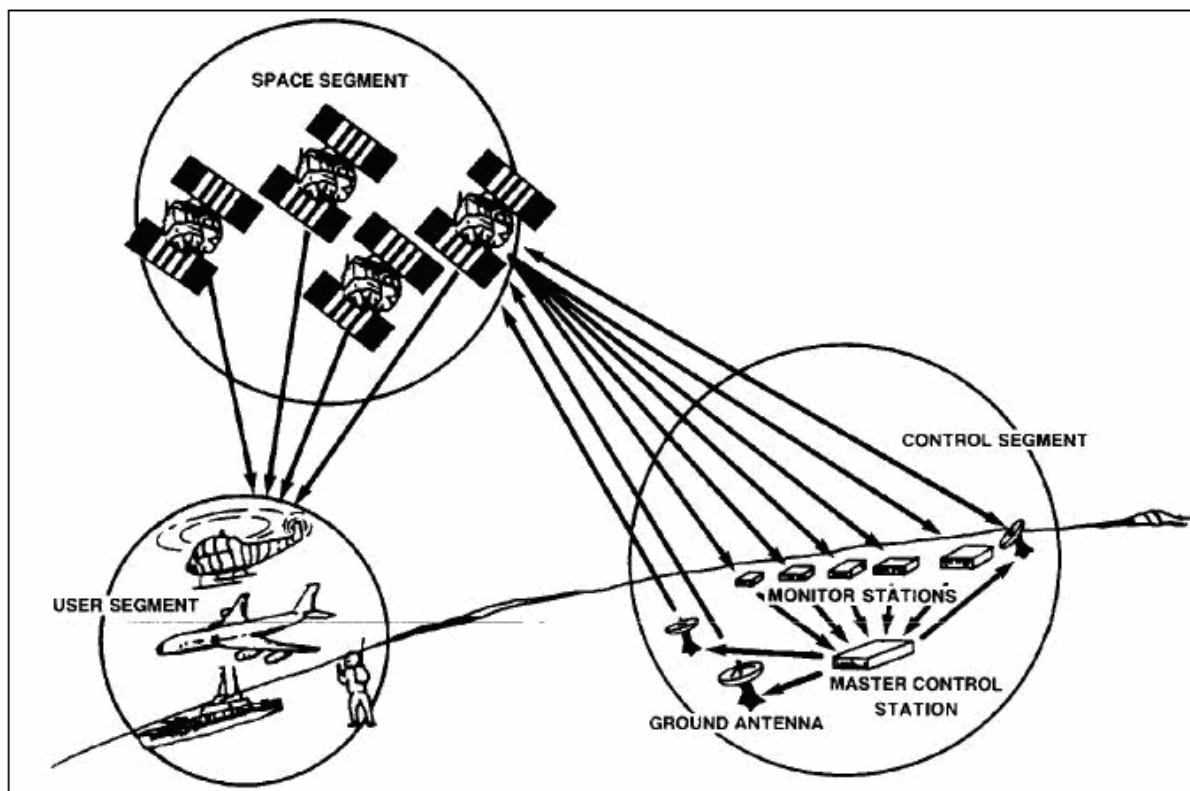


Figure I.3- Les trois composantes de GPS.

I.4.1 Le segment spatial :

I.4. 1.1 La constellation GPS :

La constellation compte aujourd'hui 27 satellites du block II. Ce sont des satellites qui ont été lancés en 1989 et 1997. Ces satellites sont équipés de façon à pouvoir activer les dégradations volontaires. Ils ont une durée de vie nominale de 7,5 ans.

Leurs orbites sont :

- quasi circulaires
- de rayon 26 500 km (soit à une altitude d'environ 20 200Km)
- de période égale à environ 11h 58 minutes.

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

Chaque satellite reçoit et stocke des données en provenance du segment de contrôle, maintient une échelle du temps avec grande précision grâce à ses horloges atomiques embarquées, et transmet des signaux à la Terre.

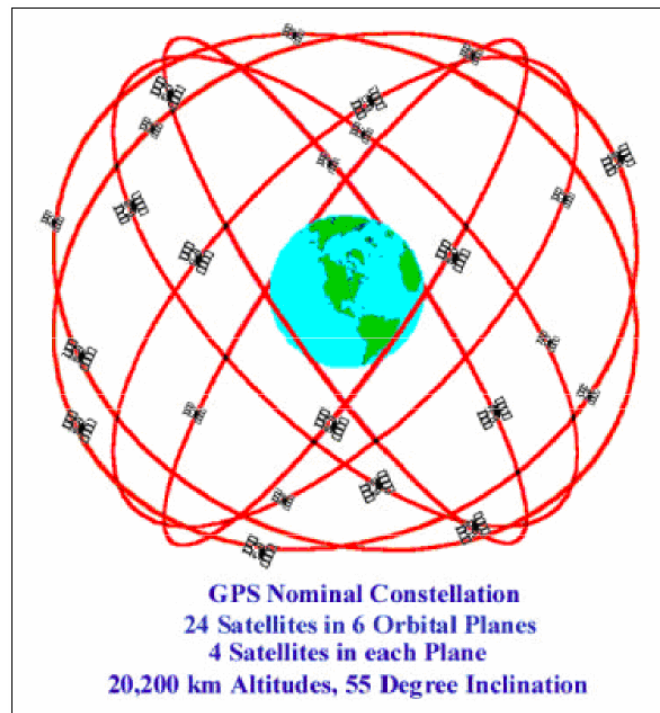


Figure I.4-La constellation GPS.

On distingue six grandes familles de satellites GPS :

- Les satellites Block I : ce sont des prototypes qui ont été lancés entre 1978 et 1985. Ils étaient prévus pour une mission moyenne de 4.5 ans et une durée de vie de 5 ans. Mais leur durée de vie moyenne s'éleva à 8.76 années. Leur mission principale était de valider les différents concepts du système GPS.
- Les satellites Block II : premiers satellites opérationnels du système GPS, leur autonomie a été particulièrement améliorée par rapport à leurs prédécesseurs. Ils sont capables de rester 14 jours sans contact avec le segment de contrôle tout en gardant une précision suffisante. Neuf satellites furent lancés entre 1989 et 1990. Bien que leur durée de vie ait été estimée à 7.5 ans, la plupart d'entre eux sont restés en fonction pendant plus de dix ans. Il reste aujourd'hui encore trois satellites du Block II.
- Les satellites du Block IIA (Avancés) : ils furent mis sur orbite entre 1990 et 1996, et correspondent à une version perfectionnée des satellites du Block II Initial, puisqu'ils peuvent se transmettre mutuellement des messages pendant six mois sans aucun contact avec le sol.
- Les satellites Block IIR (Remplacement) : lancés entre 1996 à 2004, d'une durée de vie supérieure à 10 ans, ils permettent de régénérer la constellation GPS et de remplacer les satellites en panne.
- Les satellites Block IIF (Follow-On) construits par Boeing : ils doivent être lancés dès 2007. Le programme cherche ainsi à atteindre une constellation de 33 satellites.
- Les satellites du Block III : ces satellites encore en phase de développement auront pour mission de faire perdurer le GPS jusqu'en 2030 et plus.

Masse en orbite d'un satellite GPS ~816 kg, Panneaux solaire ~7.5 m

I.4.1.2 Numérotation des satellites GPS :

Plusieurs numérotations des satellites GPS cohabitent.

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

- La numérotation dans le catalogue de la NASA ;
- La numérotation Internationale.

I.4.1.3 Constellation finale, trace des satellites :

La trace d'un satellite correspond au report sur la carte des points de passage du satellite au zénith.

Voici la trace de la constellation finale sur l'ensemble de la Terre, pour une période de 24 heures soit 2 orbites par satellites.

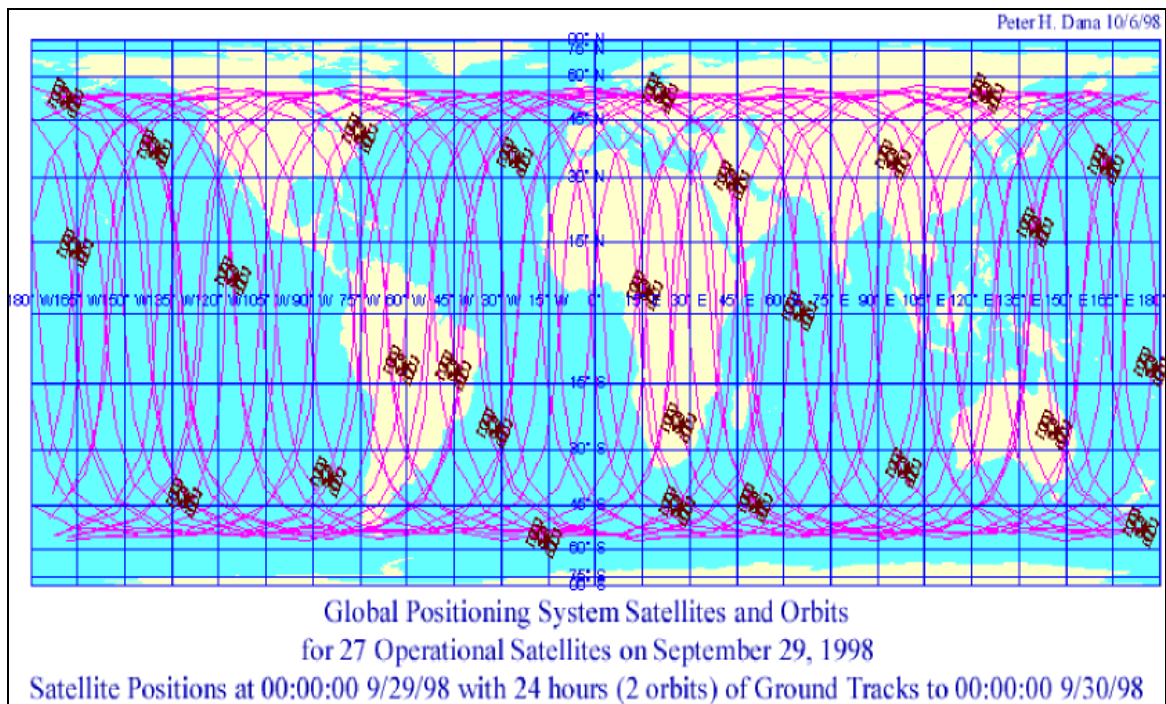


Figure I.5-Trace des satellites GPS.

I.4.1.4 Visibilité des satellites GPS à Marne la Vallée, au pôle et à l'équateur :

Voici en projection stéréographique la demi-sphère représentant le ciel au-dessus de Marne la Vallée, du pôle nord et de l'équateur et le passage des satellites durant 24 heures.

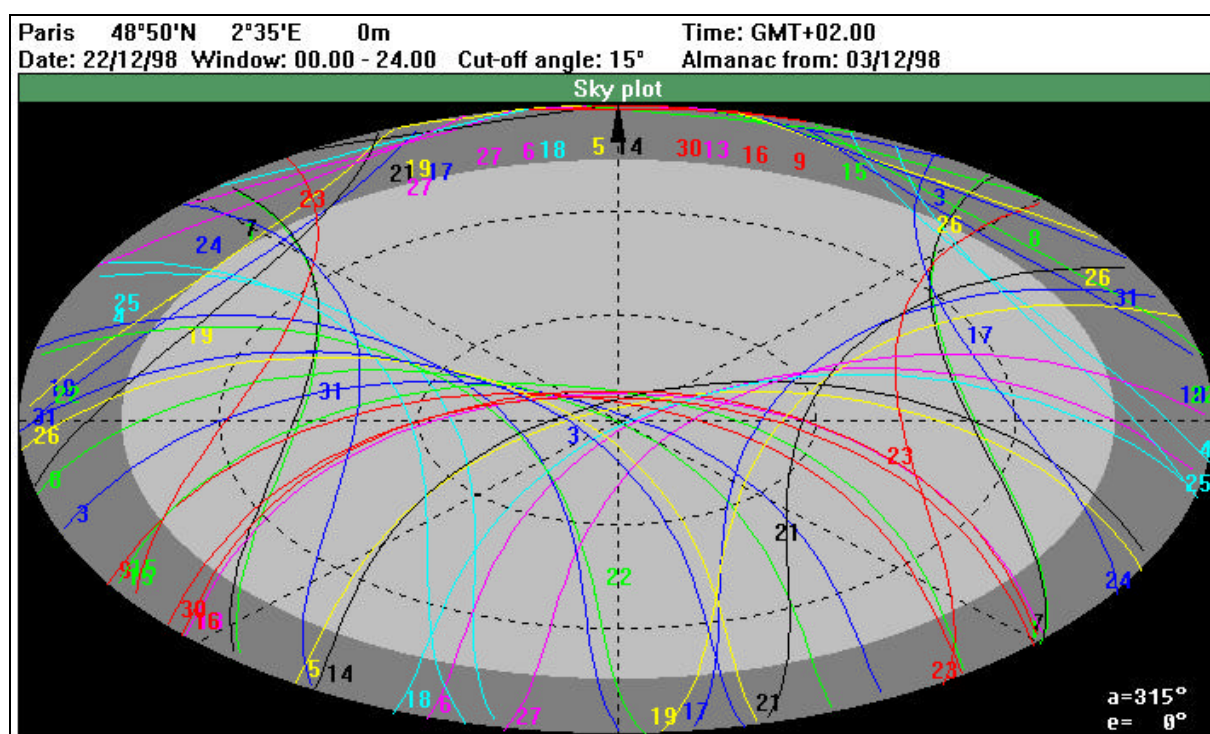


Figure I.6-Visibilité des satellites au-dessus de l'ENSG à Marne la Vallée

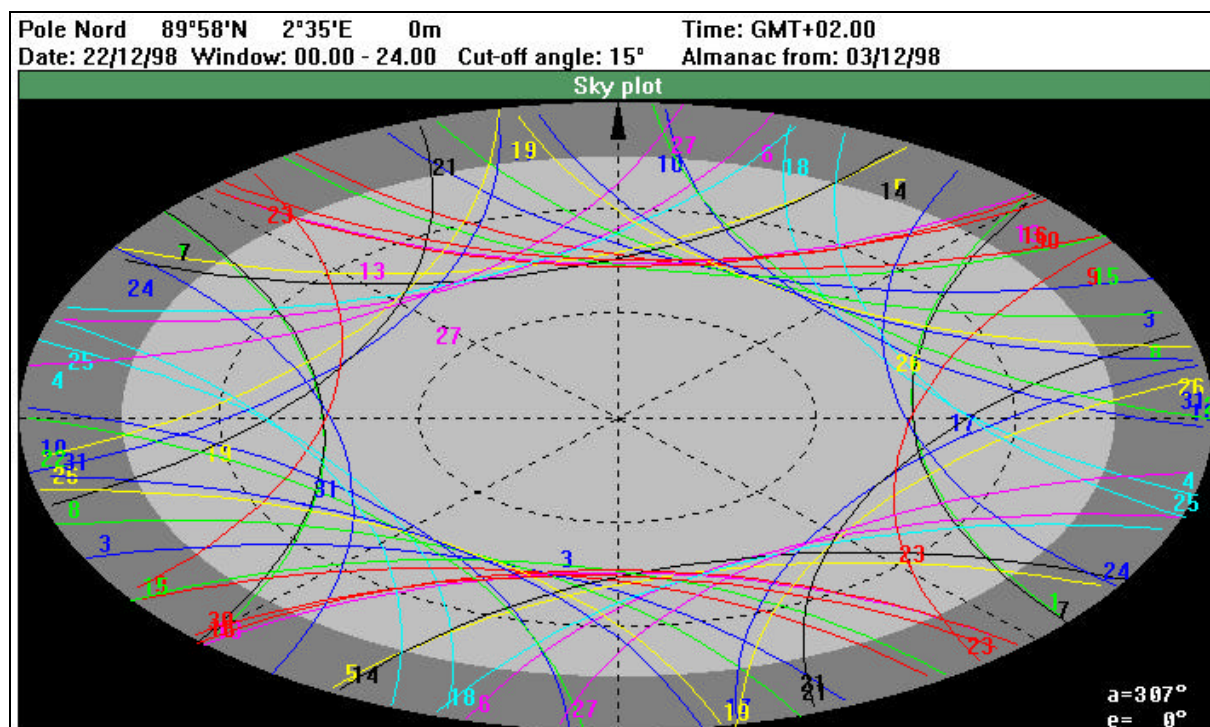


Figure I.7-Visibilité des satellites au-dessus du pôle nord.

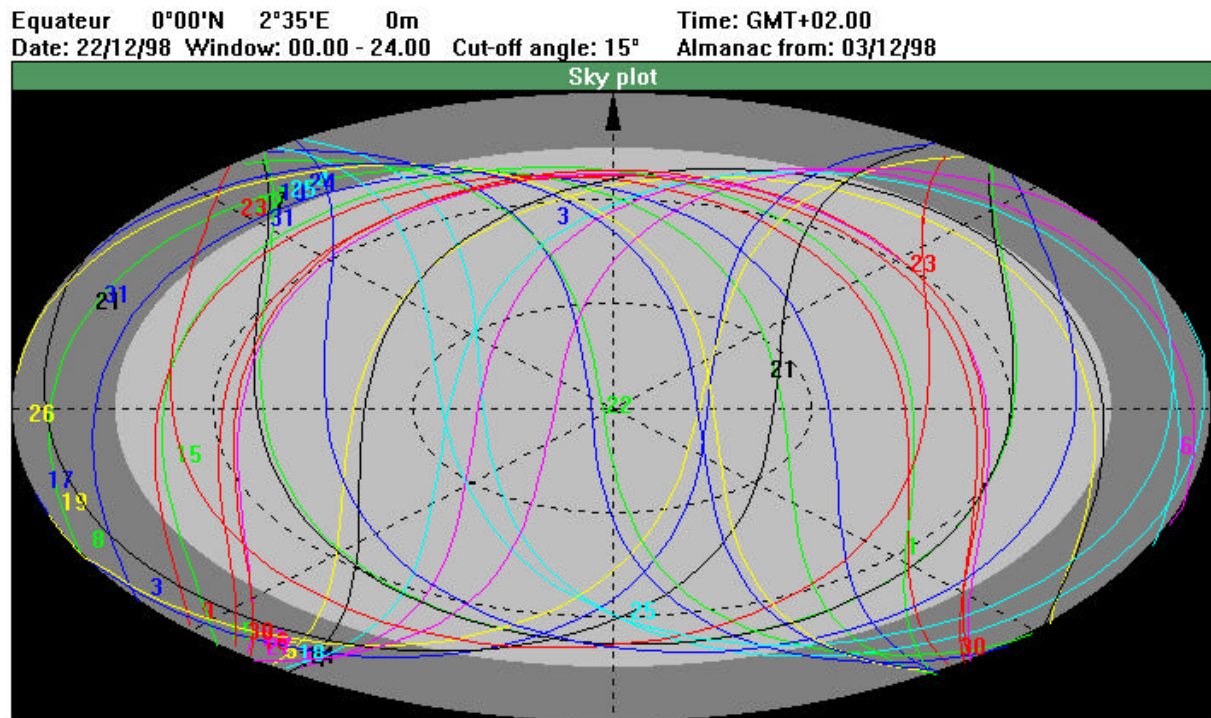


Figure I.8-Visibilité des satellites au-dessus de l'équateur.

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

Il est à noter que pour le GPS, la répartition orbitale a été dessinée de telle sorte qu'au moins quatre satellites soient visibles en tout point de la terre, à tout moment (la constellation correspond à ce cahier des charges depuis avril 1994) :

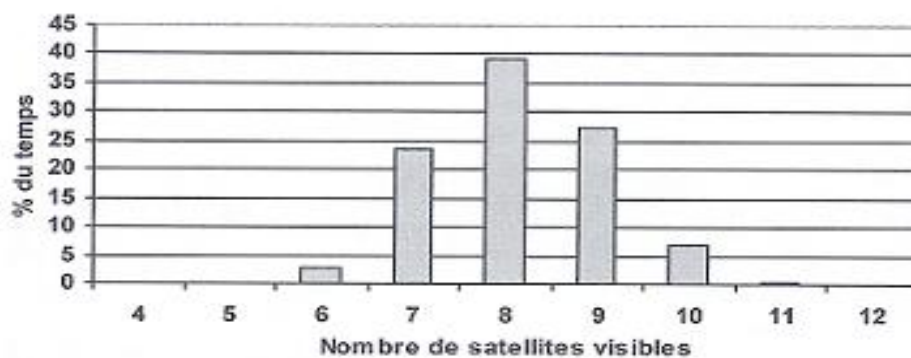


Figure I.9-Visibilité des satellites au cours du temps.

I.4.2 Le segment de contrôle :

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

Les cinq stations sont Colorado Spring (la station principale : MCS), Ascension, Diego Garcia, Kwajalein et Hawaii.

Colorado Spring est la station maîtresse, c'est entre autres ici que le temps GPS est généré.

Les stations sont contrôlées à distance, seule la MCS est occupée en permanence. Trois des stations de contrôle sont équipées d'antennes pour envoyer des informations vers les satellites. Les données récoltées au niveau des stations sont centralisées vers la MCS. Le fruit des analyses, données de navigation, conditions atmosphériques, paramètres d'horloges sont alors transmises vers l'une des trois stations équipées d'antenne afin de télécharger ces données sur le satellite. Grâce à la répartition uniforme des stations de contrôle, tous les satellites GPS sont captés à 92% du temps.

Si un satellite ne fonctionne pas correctement, le segment de contrôle au sol peut le déclarer «hors d'état de marche» et adopter les mesures nécessaires pour corriger le problème.

Dans un tel cas, le satellite ne doit pas servir au positionnement avant d'être à nouveau déclaré fonctionnel. Les positions calculées des satellites permettent de dériver des paramètres qui servent à prévoir les positions futures de ces mêmes satellites. Ces paramètres, téléchargés depuis le segment de contrôle jusqu'aux satellites, sont appelés éphémérides.

Les éphémérides radiodiffusées sont calculées une fois par jour pour chaque satellite. Des éphémérides précises sont calculées à posteriori par la DMA (Defense Mapping Agency) en ajoutant les observations de 5 autres sites.

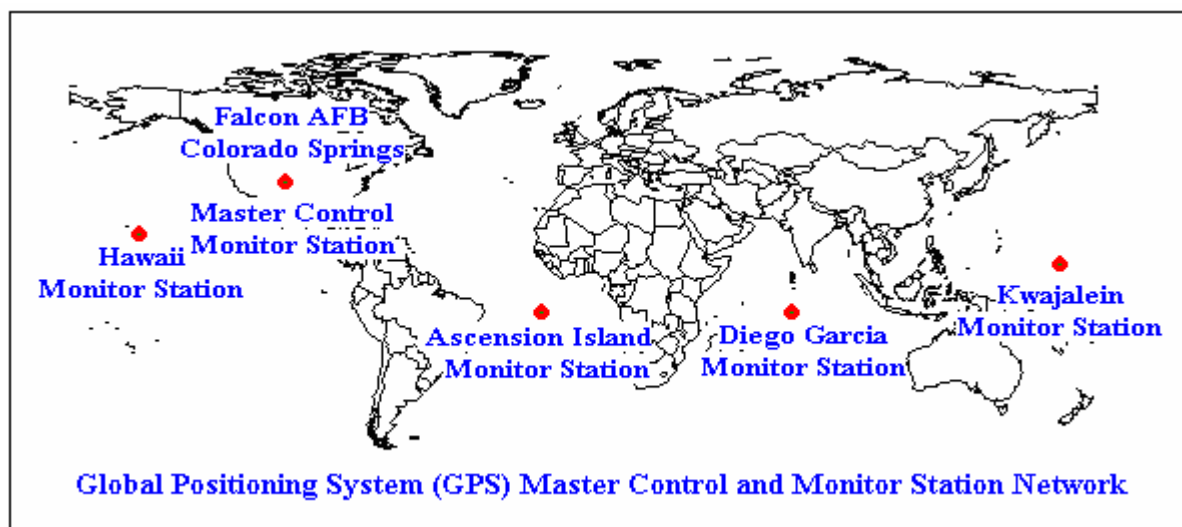


Figure I.10-Carte des stations du secteur de contrôle.

I.4.3 Le segment utilisateur :

Enfin, le segment utilisateur comprend les récepteurs utilisés pour se positionner. Ces récepteurs passifs ne font que recevoir les signaux transmis par les satellites GPS. Ils ont pour fonctions de mesurer des distances entre l'antenne-réceptrice et les satellites-émetteurs, de décoder les messages radiodiffusés qui contiennent les corrections d'horloges des satellites et les éphémérides servant aux calculs de la position des satellites au temps d'observations, et de calculer la position de l'utilisateur. Plusieurs types de récepteurs offrent des fonctions de navigation et la possibilité de sauvegarder les coordonnées calculées et les observations. Mentionnons qu'il n'y a pas de frais inhérent à l'utilisation des signaux GPS (exception faite de l'achat ou de la location des récepteurs).

A l'heure actuelle, les utilisateurs du système GPS constituent une population très diversifiée, tant dans ses objectifs que dans ses moyens. Plusieurs types de récepteurs GPS existent dans diverses gammes d'application, de prix, de précision et de difficulté de mise en œuvre. Nous en dressons ici un bref aperçu, découpé en deux catégories : les appareils grand public, que l'on peut trouver dans les magasins de sports et loisirs, et les appareils professionnels.

La catégorie des appareils grand public travaille en mono-fréquence (L1), par mesure de pseudo-distance. Actuellement, une grande majorité dispose d'une entrée/sortie au format NMEA qui leur permet soit d'exporter leurs données vers un outil externe (PC avec module d'intégration GPS par exemple), soit de recevoir des corrections différentielles d'une station fixe émettrice (mode DGPS, souvent utilisé en navigation maritime pour laquelle beaucoup de phares et de signaux sont équipés d'une antenne GPS et d'un canal d'émission radio) :

- ❖ Récepteur de navigation simple.
- ❖ Récepteur de navigation avec outils cartographiques.

Quant aux appareils professionnels, ils peuvent travailler sur les deux fréquences, en mesurant les pseudos-distances et la phase :

- ❖ Récepteur géodésique mono-fréquence.
- ❖ Récepteur géodésique bi-fréquence.

En mode navigation (souvent appelé " mode naturel"), on distingue deux types de service :

I.4. 3. 1 Le service SPS (Standard Positioning Service) :

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

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

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

I.4. 3. 2 Le service PPS (Precise Positioning Service) :

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

I.5 LES RESEAUX GPS PERMANENTS :

Depuis le début des années 90 se sont mis en place des réseaux de stations GPS permanents liés à des services plus ou moins développés. Les premiers réseaux avaient un but scientifique et étaient destinés à soutenir l'utilisation du GPS pour des applications géophysiques en fournissant des orbites précises.

Aujourd'hui de nombreux états développent des réseaux permanents qui devront à terme remplacer les réseaux géodésiques actuels. Ils servent aujourd'hui au développement de

service de type DGPS mais devraient évoluer et offrir la possibilité de faire à partir de ces stations permanentes du cinématique temps réel centimétrique.

Premièrement l'IGS (International GPS Service for Geodynamics) qui est un service scientifique international où collabore environ 200 laboratoires et instituts cartographiques à travers le monde.

Deuxièmement le réseau européen EPN (EUREF Permanent Network), qui est une densification du réseau de l'IGS.

I.5.1 L'IGS, International GPS Service for Geodynamics:

L'IGS est un service scientifique international qui soutient les activités de recherches GPS en géodésie et en géophysique. Il a été créé sous l'égide de l'AIG (Association Internationale de Géodésie) en 1992.

Pour cela l'IGS fournit à tout utilisateur GPS principalement les produits suivants :

- Des orbites précises et des paramètres d'horloges satellites précis pour l'ensemble des satellites 24h/24 365 jours/an. La notion de continuité du service est très importante pour les fondateurs.
- Des paramètres de rotation de la terre.

Ces produits sont accessibles avec un délai maximum de 10 jours.

Entre juin 1992 et janvier 1994 ce fut la phase de mise en place.

L'IGS a été déclaré opérationnel le 1er janvier 1994.

Ce service est pour le moment gratuit, et l'ensemble des données est accessible par internet.

I.5.1.1 Produits de l'IGS :

Les produits de l'IGS ont évolués et aujourd'hui l'offre est la suivante :

- 3 types d'orbites précises
 - ❖ Orbites rapides
 - ❖ Orbites prédites
 - ❖ Orbites finales précises
- Paramètres de rotation de la terre : les coordonnées du pôle et sa variation, UTC-UT1, la longueur du jour.
- Les coordonnées, les vitesses ainsi que la matrice de variance-covariance des stations de poursuites permanentes de l'IGS.
- Des corrections d'horloges des satellites GPS.
- Un modèle d'ionosphère

- Des paramètres de troposphère (température sèche, humidité, pression)

	Produits IGS finaux (*..IGS)	Produits IGS rapides (*..IGR)	Produits IGS prédits (*..IGP)	Produits radio diffusés (broadcast)
Délais	15 jours	2 à 3 jours	1 jour	immédiat
Ephémérides	5 cm	20 cm	50 cm	8 m
Horloges	0.3 ns	0.5 ns	150 ns	
Coordonnées du pôle	0.1 mas	0.2 mas		
Variation de pôle	0.2 mas/jour	0.4 mas/jour		
UT1-UTC	50 μ sec	300 μ sec		
Longueur du jour	30 μ sec/jour	60 μ sec/jour		

Tableau I.1-Les produits de l'IGS.

I.5.1.2 Les différentes composantes de l'IGS :

Pour assurer la bonne marche de l'IGS la communauté scientifique internationale a mis en place une organisation stricte respectant des cahiers des charges contraignants. Chacun des 200 instituts a un rôle défini et contribue à l'une des tâches décrites ci-dessous :

- Gérer une ou plusieurs stations GPS permanentes du réseau.
- Animer un centre de données, il en existe de 3 types : opérationnels, régionaux et globaux.
- Etre un centre d'analyses ou un centre d'analyses associé.
- Etre le centre d'analyse coordinateur
- Le bureau central de l'IGS est, quant à lui, installé et géré au JPL (Jet Propulsion Laboratory) aux Etats-Unis.

De plus il existe un "Governing Board" qui regroupe des personnalités influentes du monde de la géodésie et qui définit la stratégie de l'IGS.

Le réseau de stations de poursuites :

Les stations permanentes (environ 245 aujourd'hui) observent en continue l'ensemble des satellites et doivent transmettre une fois par jour leurs observations. Pour cela, elles doivent être équipées de lignes spécialisées à haut débit reliées directement à internet. La transmission doit être automatique.

Elles sont équipées de récepteurs bifrquences, dont les antennes sont toutes de même type.

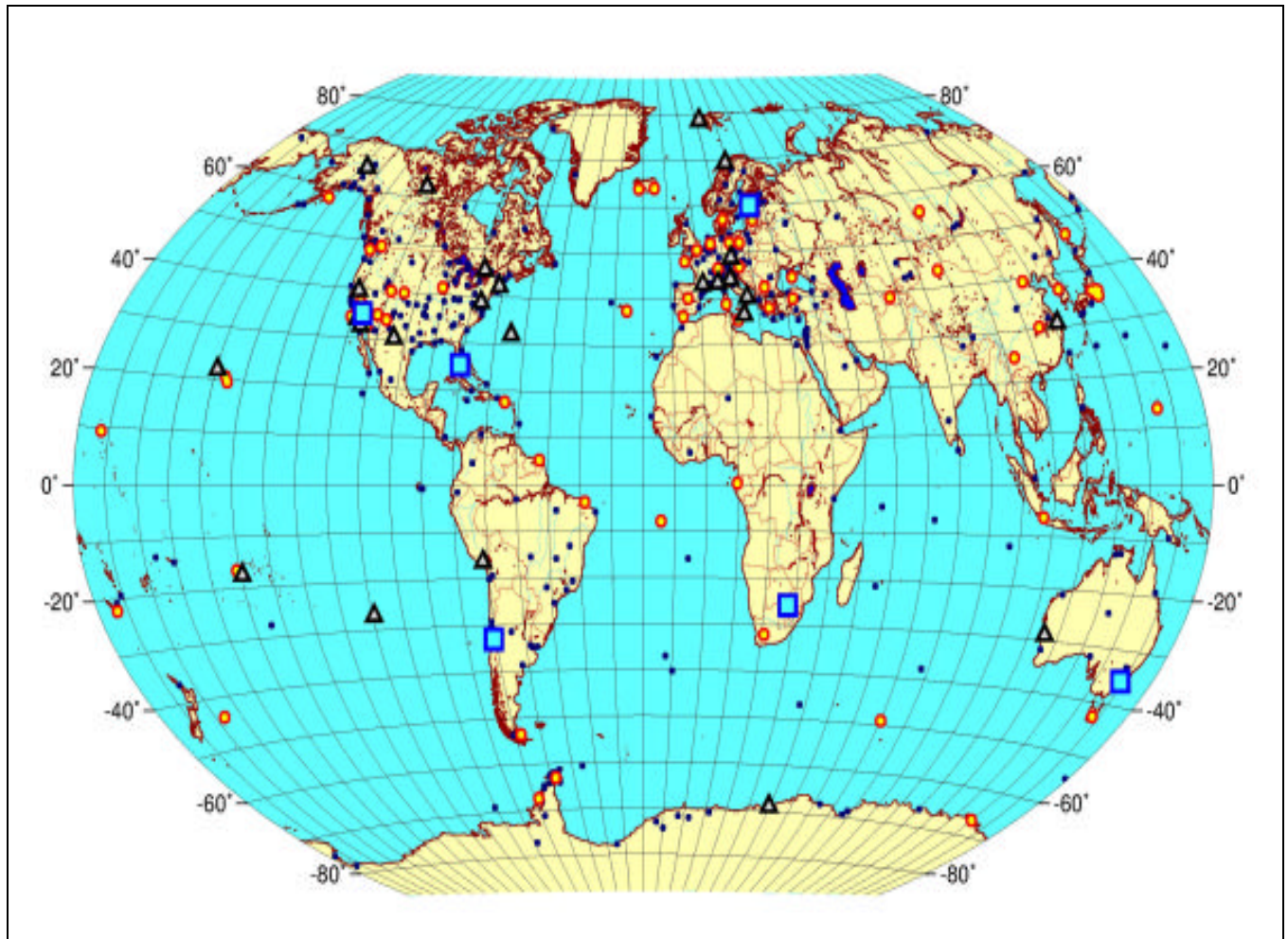


Figure I.11-carte du réseau des stations IGS.

Les centres de données :

Ils sont hiérarchisés en 3 niveaux de compétences.

Il existe 20 centres opérationnels, qui ont la charge de :

- ❖ Transformer les données dans le format international RINEX
- ❖ Compresser le RINEX afin de faciliter les transferts
- ❖ Archiver les données
- ❖ Transmettre les données vers les centres de données régionaux

Chaque centre gère en moyenne une trentaine de stations.

Il existe 5 centres de données régionaux qui ont la charge de :

- ❖ Collecter les données de plusieurs centres opérationnels
- ❖ Archiver ces données

- ❖ Transmettent aux centres de données globaux, les observations

Il existe 3 centres de données globaux (IGN, CDDIS, SIO) qui ont la charge de :

- ❖ Archiver les données de toutes les stations IGS
 - ❖ Transmettre les données aux centres d'analyses
 - ❖ Collecter les produits IGS calculés par les centres d'analyses.
-
- ❖ Archiver les produits IGS.

Ces centres sont miroir entre eux et disposent donc des mêmes données. Ils sont aussi officiellement les seuls portails d'accès aux produits IGS pour les utilisateurs. Les données de toutes les stations IGS, les produits IGS et de nombreuses informations complémentaires sur les sites, leur historique, le système GPS en général, le système GLONASS est à disposition.

Les centres d'analyses et d'analyses associés :

Il existe 7 centres d'analyses qui sont chargés de calculer les produits de l'IGS (CODE, ESA, GFZ, EMR, JPL, SIO, NOAA).

Ils reçoivent et traitent les données de l'ensemble des stations, puis renvoient les produits calculés vers les centres globaux et le centre d'analyse coordinateur, qui produira les produits officiels.

Les centres d'analyses associés sont en charge de la production d'un des produits IGS, par exemple, le modèle d'ionosphère et travaillent en association avec un centre d'analyse principal.

Les centres coordinateurs :

Le centre d'analyses coordinateur assiste les centres d'analyses, contrôle les produits de ceux-ci, combine les différents produits des centres d'analyses pour obtenir les produits IGS officiels.

Le Bureau central, responsable du management de l'IGS, fait appliquer les directives du Governing Board, développe et maintient un serveur Web qui regroupe de nombreuses informations sur le GPS, sur l'IGS (infos sur les stations, sur les données, sur les centres de l'IGS, sur le fonctionnement de l'IGS) et aujourd'hui sur GLONASS.

Le Governing Board définit la politique générale de l'IGS.

I.5.2 L'EPN, EUREF Permanent Network :

Le réseau européen permanent EPN, a été mis en place en 1995 sous l'égide de la commission EUREF chargée de la maintenance du système de référence européen. C'est une densification du réseau de l'IGS.

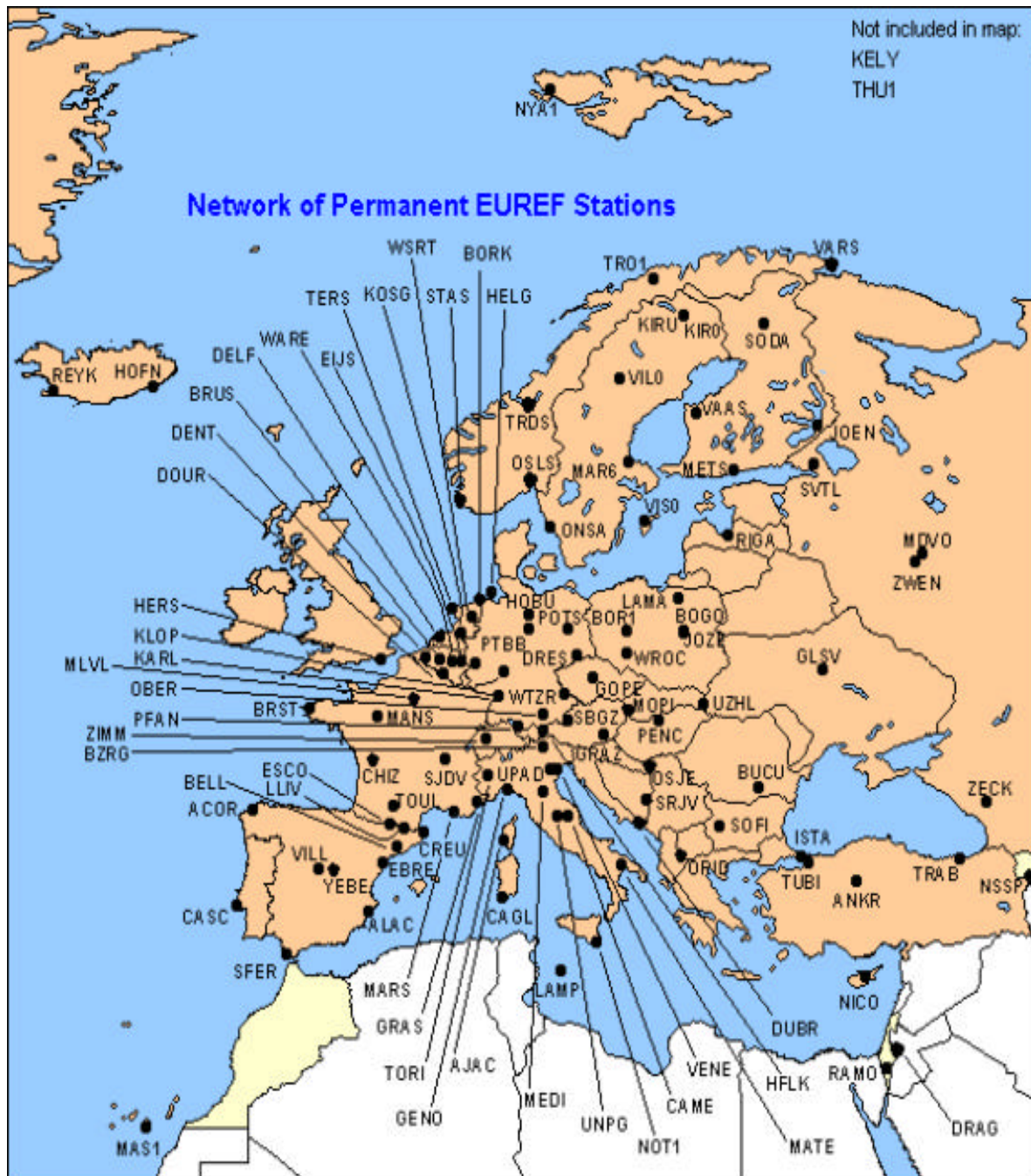


Figure I.12-Carte des stations du réseau EPN.

Son but est double :

- il sert à maintenir le système de référence européen,
- il permet des densifications locales pour les pays européens.

Son organisation est calquée sur celle de l'IGS pour la gestion du réseau. Par contre, les centres d'analyses n'ont pas les mêmes buts. Ils sont chargés de calculer des solutions journalières et hebdomadaires pour des sous-ensembles de stations du réseau et ne produisent pas d'orbites, de corrections d'horloges et de paramètres de rotation de la Terre.

Il existe au moins un centre d'analyses par pays qui traite les données d'un groupe de stations. Parmi celles-ci se trouvent les stations IGS et EPN du pays et certaines des pays limitrophes et des stations permanentes nationales. Toutes ces solutions sont ensuite collectées par le centre d'analyse coordinateur qui les combine pour sortir une solution hebdomadaire pour l'Europe.

Ces traitements en continue permettent une surveillance de l'ensemble des points et sont une mine de renseignements pour les géophysiciens à la recherche de mouvements tectoniques. Le réseau EPN regroupe aujourd'hui 150 stations en Europe.

CHAPITRE II

STRUCTURE DES SIGNAUX GPS

II.1 STRUCTURE DES SIGNAUX GPS:

II.1.1 Introduction :

La position du récepteur GPS est calculée à partir des ondes électromagnétiques émises par les satellites. Chaque satellite émet un message de navigation modulé sur deux fréquences porteuses. Il est multiplexé par deux codes pseudo aléatoires. Le message de navigation module toutes les ondes porteuses.

II.1.2 Les différents types de signaux émis :

Chaque satellite possède plusieurs horloges atomiques ce qui permet d'assurer aux signaux générés une grande stabilité. La précision des horloges internes est de l'ordre de 10^{-12} à 10^{-13} (dt/t) sur un jour.

Pour l'ensemble des satellites la fréquence fondamentale est $f_0 = 10,23$ Mhz.

A partir de la fréquence fondamentale, chaque satellite génère deux ondes porteuses qui seront modulées par des codes pseudo aléatoires et qui seront transmis en direction de la Terre. Ce sont ces ondes ainsi que les informations qu'ils véhiculent qui permettront de se positionner.

Ces deux ondes porteuses sont :

$L1 = 154.f_0 = \mathbf{1575,42 \text{ Mhz}}$ (longueur d'onde d'environ **19.05 cm**)

$L2 = 120.f_0 = \mathbf{1227,60 \text{ Mhz}}$ (longueur d'onde d'environ **24.45 cm**)

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

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

Le C/A code est une série pseudo aléatoire de ± 1 définie d'une façon déterministe par une fonction mathématique de période 1ms à une fréquence de $f_0/10 = 1,023$ Mhz. La courte période de ce signal permet au récepteur une acquisition rapide des satellites. Un code spécifique est attribué à chaque satellite afin que le récepteur puisse les identifier d'une façon univoque. Le C/A code n'est transmis que sur L1 et n'est pas crypté.

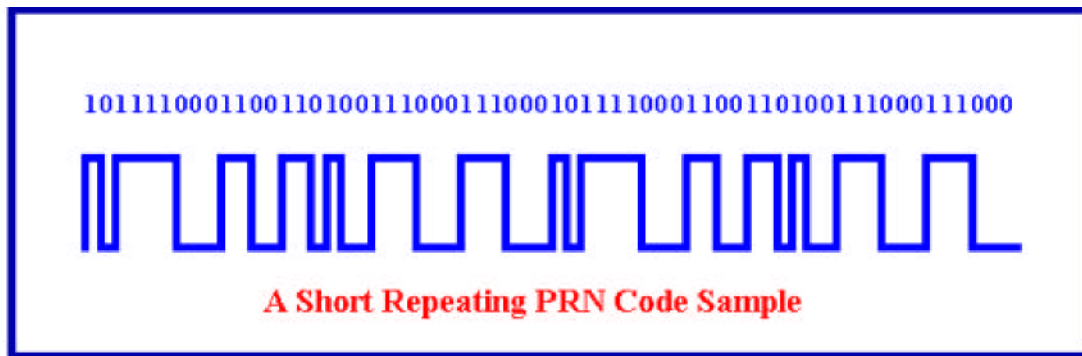


Figure II.1-Exemple d'une partie de code.

Le P code est une série pseudo aléatoire de période 267 jours et de fréquence $f_0=10,23\text{MHz}$. Il est modulé sur les deux fréquences L1 et L2. Afin de ne pas se faire leurrer, les militaires américains ont remplacé le P code par le Y code. Les caractéristiques du code P ou Y sont inconnues et il est donc impossible de le reproduire. Ce code n'est accessible qu'aux utilisateurs possédant des clés de décryptage comme l'armée américaine et certains de ses alliés.

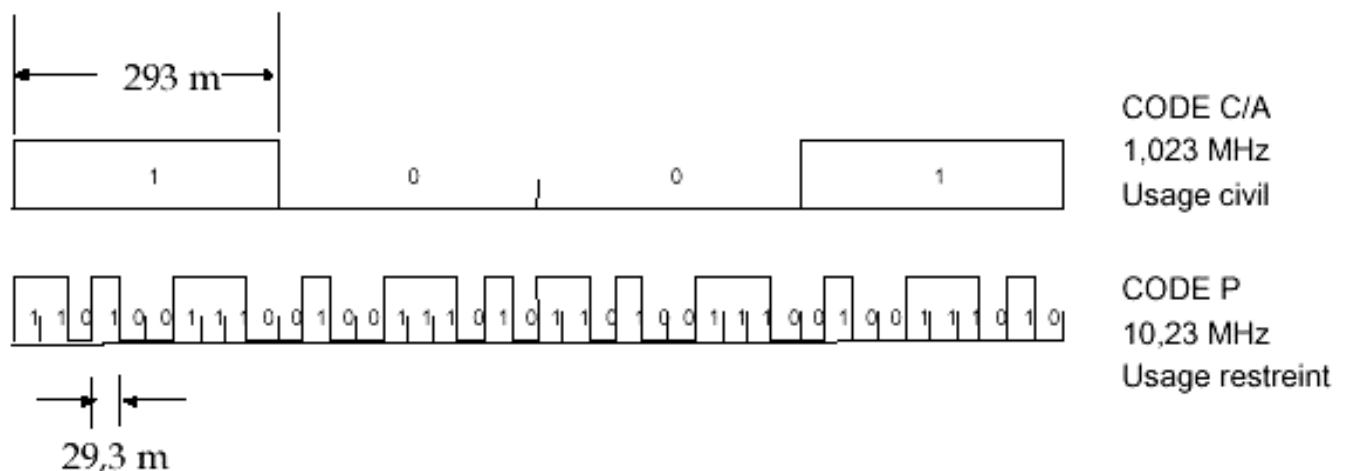


Figure II.2-Codes de modulation du signal GPS et leurs longueurs d'onde.

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

II.1.3 Principe mathématique de la construction du C/A code :

La création du code par le satellite GPS se fait à l'aide, par des sommes modulo 2, de vecteurs à 10 colonnes.

II.1.3.1 Principe du code :

On initialise arbitrairement un vecteur de N colonnes, par des 0 et des 1 exclusivement.

Exemple :

$$CA0 = [0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0]$$

On choisit les colonnes qui seront sommées modulo 2, par exemple 3 et 10.

Cette somme donne dans notre cas : $CA0(3) \oplus CA0(10) = 1 \oplus 0 = 1$

Puis l'on génère un nouveau vecteur tel que $CA1(2:10) = CA0(1:9)$ et

$$CA1(1) = CA0(3) \oplus CA0(10)$$

On obtient donc

$$CA1 = [CA1(1) \ CA0(1) \ CA0(2) \ CA0(3) \ CA0(4) \ CA0(5) \ CA0(6) \ CA0(7) \ CA0(8) \ CA0(9)]$$

Numériquement cela donne:

$$CA1 = [1 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1]$$

Puis l'on boucle $CA2(2:10) = CA1(1:9)$ et $CA2(1) = CA1(3) \oplus CA1(10)$

Le Code est obtenu en prenant dans chaque vecteur le dernier élément :

$$\text{Donc } CODE = [CA0(10) \ CA1(10) \ CA2(10) \ \dots \ CA_M(10)]$$

Ce code est bien une série de 0 et de 1. On montre mathématiquement qu'après un certain nombre d'itération on retrouve le vecteur initial et donc que le signal a une longueur M finie, qui est donnée par la formule $2^N - 1$. Il suffit alors de connaître l'état initial et la multiplication pour le générer de nouveau.

II.1.3.2 Construction du C/A code :

Le C/A code est construit à partir de 2 séquences définies plus haut, une séquence commune à tous les satellites et une séquence spécifique à chaque satellite. Ces séquences sont connues de tous les utilisateurs.

Séquence commune :

$$\text{Vecteur initial : } VCA0 = [1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]$$

Somme modulo 2 : colonnes 3, 10

Ceci permet de générer 1023 vecteurs communs à tous les satellites dont on ne retiendra que les derniers éléments $VCA0(10) \dots VCA1022(10)$

$$\text{Vecteur initial : } VCB0 = [1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]$$

Somme modulo 2 : colonnes $2 \oplus 3 \oplus 6 \oplus 8 \oplus 9 \oplus 10$

Ceci permet de générer 1023 vecteurs également communs à tous les satellites

$VCB0 \dots VCB1022$

Séquence spécifique :

Le code final est obtenu par addition modulo 2 du dixième élément de VCA_i et de la somme modulo 2 de 2 éléments spécifiques à chaque satellite du vecteur VCB_i :

$$CAF = [VCA_0(10) \oplus (VCB_0(X_1) \oplus VCB_0(X_2)) \quad VCA_1(10) \oplus (VCB_1(X_1) \oplus VCB_1(X_2)) \quad \dots \dots$$

$$VCA_{1022}(10) \oplus (VCB_{1022}(X_1) \oplus VCB_{1022}(X_2))]$$

Avec :

Sat. id	$X_1 \oplus X_2$	Sat id	$X_1 \oplus X_2$	Sat id	$X_1 \oplus X_2$	Sat id	$X_1 \oplus X_2$	Sat id	$A \oplus B$
1	$2 \oplus 6$	9	$3 \oplus 10$	17	$1 \oplus 4$	25	$5 \oplus 7$	33	$5 \oplus 10$
2	$3 \oplus 7$	10	$2 \oplus 3$	18	$2 \oplus 5$	26	$6 \oplus 8$	34	$4 \oplus 10$
3	$4 \oplus 8$	11	$3 \oplus 4$	19	$3 \oplus 6$	27	$7 \oplus 9$	35	$1 \oplus 7$
4	$5 \oplus 9$	12	$5 \oplus 6$	20	$4 \oplus 7$	28	$8 \oplus 10$	36	$2 \oplus 8$
5	$1 \oplus 9$	13	$6 \oplus 7$	21	$5 \oplus 8$	29	$1 \oplus 6$	37	$4 \oplus 10$
6	$2 \oplus 10$	14	$7 \oplus 8$	22	$6 \oplus 9$	30	$2 \oplus 7$		
7	$1 \oplus 8$	15	$8 \oplus 9$	23	$1 \oplus 3$	31	$3 \oplus 8$		
8	$2 \oplus 9$	16	$9 \oplus 10$	24	$4 \oplus 6$	32	$4 \oplus 9$		

Tableau II.1-Construction du code C/A.

Dans notre cas la longueur de la séquence obtenue est de $2^{10} - 1 = 1023$.

La fréquence du C/A code est de 1,023 Mhz, ce qui correspond à une durée totale du C/A code de : $1023 / (1.023 \times 10^6) = 1\text{ms}$.

La construction du P code et du code Y repose sur la même technique.

II.1.3.3 Principe de la modulation de la phase par le code :

Les signaux de type code ne peuvent être directement diffusés par satellites, car ils ne répondent pas aux lois de propagations électromagnétiques. Il faut pour transmettre les informations de ce type les faire voyager au moyen d'une onde sinusoïdale pure appelée onde porteuse. Ces ondes L1 et L2 sont elles mêmes décomposées en deux ondes émises en quadrature (déphasage de 90°) puis modulées par les signaux C/A et D ou P et D. La modulation consiste à augmenter la phase de 180° à chaque changement de parité du code transporté.

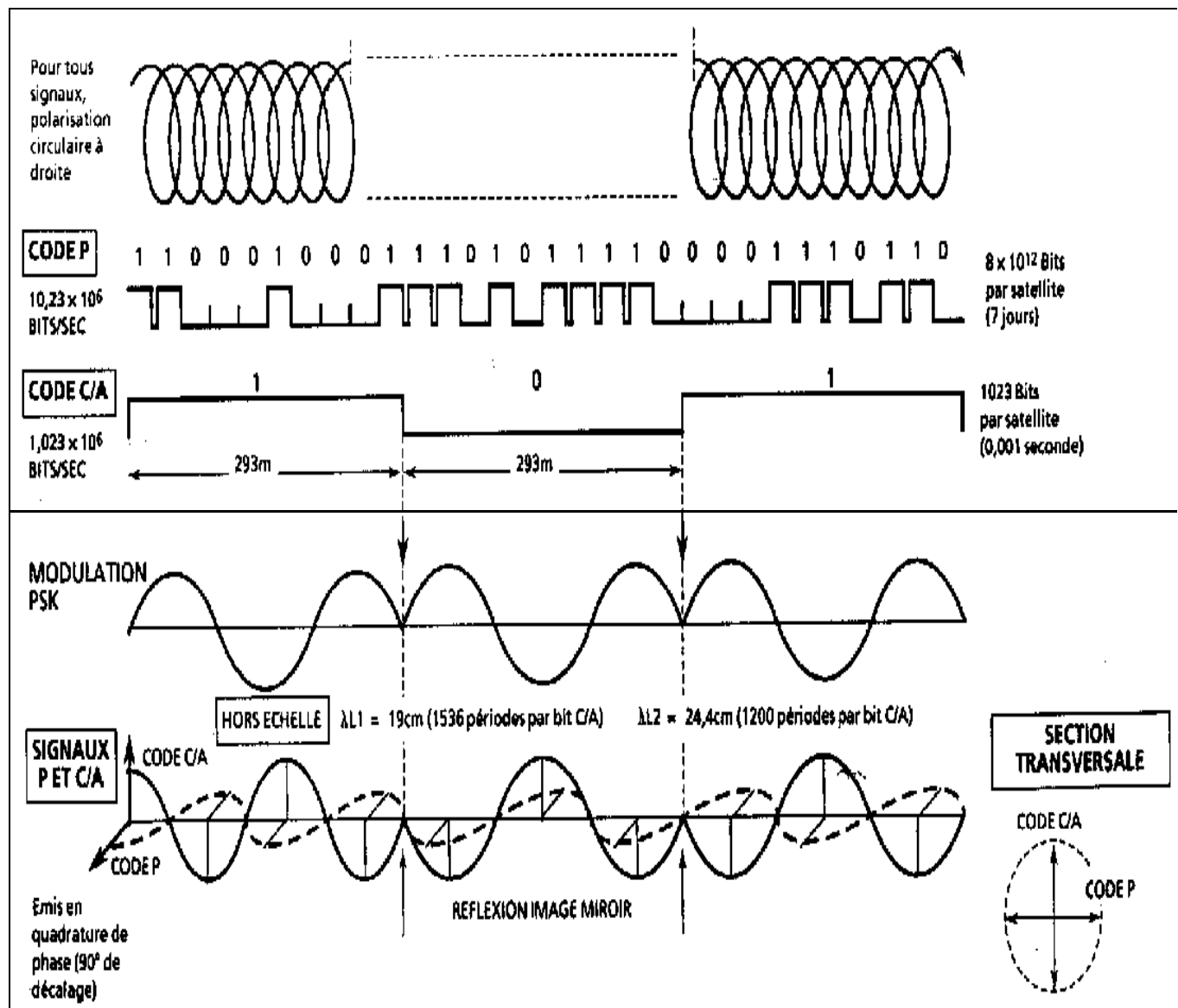


Figure II.3-Modulation des signaux.

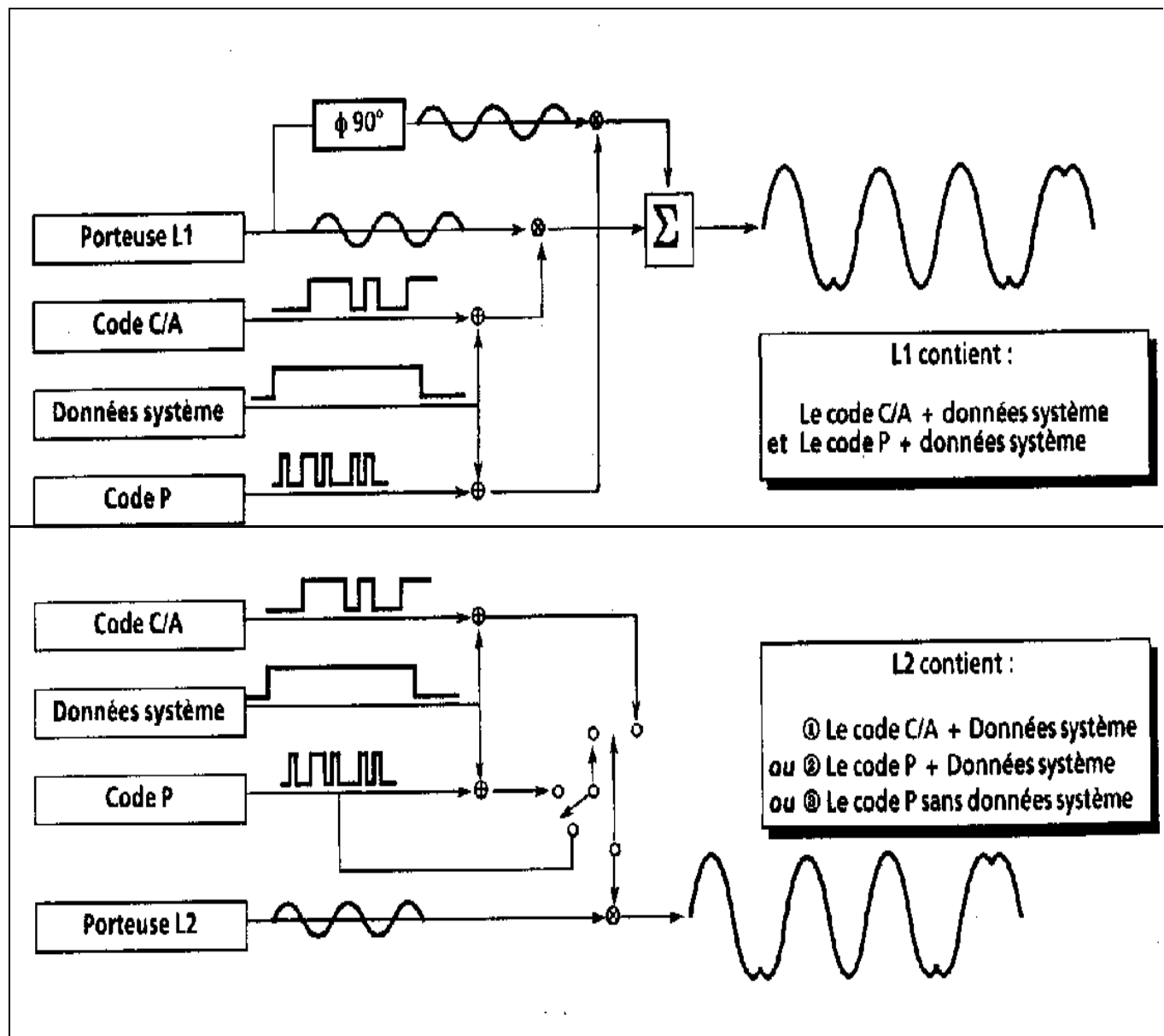


Figure II.4-Construction des signaux.

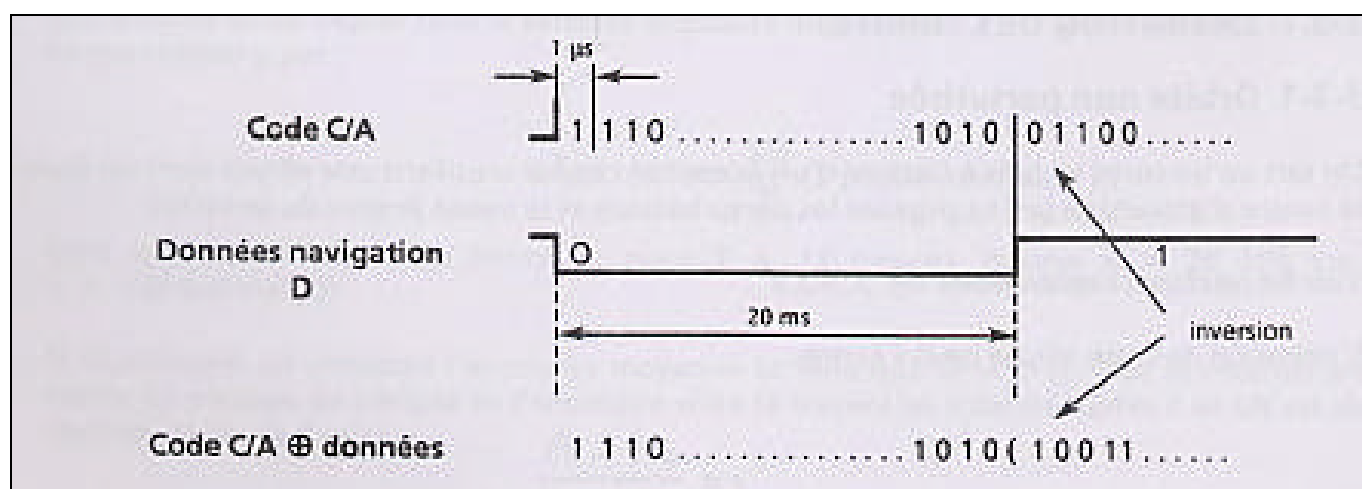


Figure II.5-Addition modulo 2 (ou exclusif).

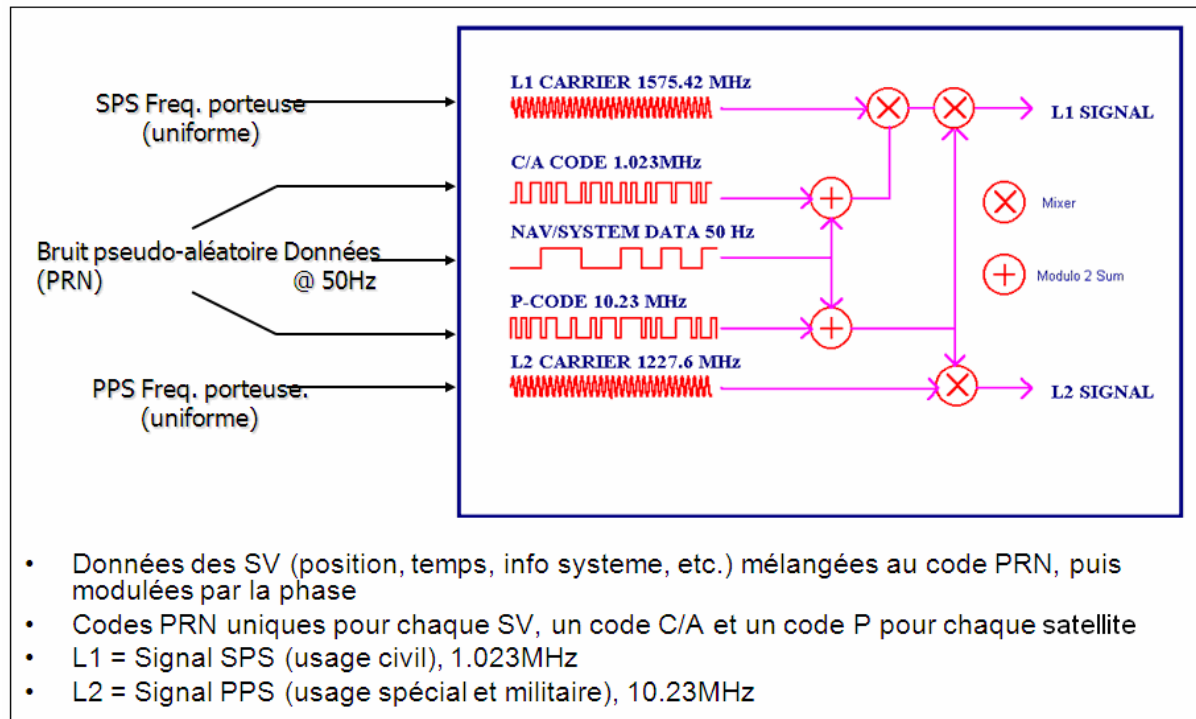


Figure II.6-Structure du signal émis par le satellite.

L'équation finale du signal émis pour le satellite i est la suivante :

$$L1_i(t) = A_p \times [P_i(t) \oplus D_i(t)] \times \cos(\omega_1(t) + \Phi) + A_g \times [C/A_i(t) \oplus D_i(t)] \times \sin(\omega_1(t) + \Phi)$$

Où :

- A_p et A_g sont les amplitudes relatives des deux signaux
- $C/A_i(t)$ une partie de la séquence de code C/A (série de +1 et -1)
- $P_i(t)$ une partie de la séquence de code P (série de +1 et -1)
- $D_i(t)$ les données du message de navigation
- $\omega_1(t) = 2\pi f_1$ vitesse angulaire de la porteuse L1

Le signal L2 est modulé uniquement par la deuxième fréquence et le message de navigation et est de la forme :

$$L2_i(t) = A_p \times [P_i(t) \oplus D_i(t)] \times \cos(\omega_2(t) + \Phi).$$

Il faut noter que les diverses modulations sont possibles grâce à une parfaite synchronisation des différents signaux. Ceci est obtenu par une multiplication de rapport entier de la fréquence fondamentale $f_0 = 10,23$ Mhz

- $10.23 \text{ MHz} \times 1 = 10.23 \text{ Mhz}$ Horloge code P
- $10.23 \text{ MHz} \div 10 = 1.023 \text{ Mhz}$ Horloge code C/A
- $10.23 \text{ MHz} \times 154 = 1575.42 \text{ Mhz}$ Horloge fréquence L1

- $10.23 \text{ MHz} \times 120 = 1227.60 \text{ Mhz}$ Horloge fréquence L2
- $10.23 \text{ MHz} \div 204600 = 50 \text{ Hz}$ message de navigation

II.1.3.4 Le message de navigation :

Le message de navigation contient les informations suivantes :

- Une indication de temps, la semaine GPS et le moment dans la semaine GPS que les récepteurs utilisent pour synchroniser en première approximation leur horloge interne
- Les corrections d'horloge du satellite, qui permettent mathématiquement à l'aide d'un polynôme d'ordre 2 de convertir le temps satellite dans l'échelle de temps GPS
- Les éphémérides du satellite
- Un modèle mondial d'ionosphère
- La différence UTC et temps GPS
- Les almanachs de l'ensemble des satellites opérationnels, ce sont des éphémérides et des corrections d'horloges dégradées. Les récepteurs les utilisent pour connaître approximativement la position des satellites dans le ciel, ce qui leur permet de les capter plus facilement et plus rapidement. Ils sont aussi utilisés par les logiciels pour les prédictions de passages de satellites en un lieu donné.

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

Le message de navigation est, quant à lui, transmis dans sa totalité en 12 minutes et 30 secondes.

Sa construction est la suivante :

Il se comporte de 25 trames (phrases) de 1500 bits d'informations à la fréquence de 50Hz. Chaque trame est donc émise en 30 secondes.

Chaque trame est divisée en 5 sous trames de 300 bits chacune émises en 6 secondes.

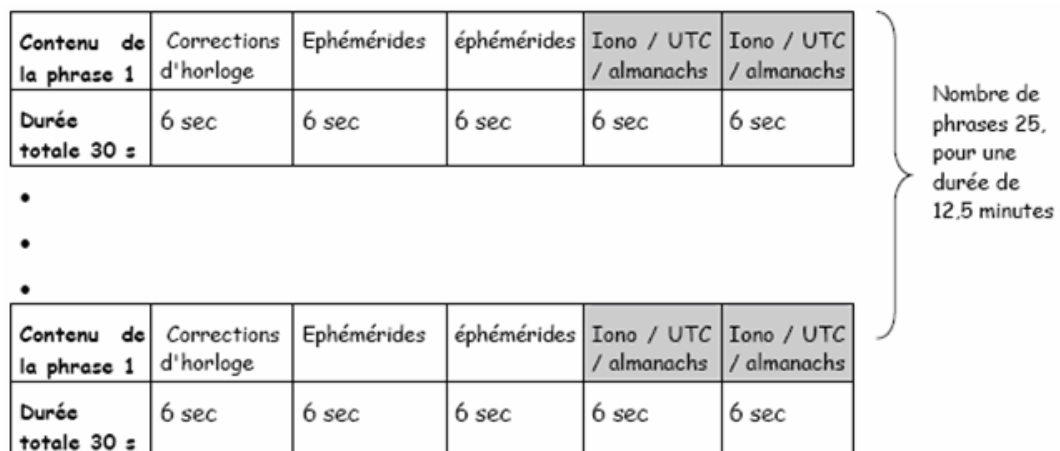


Figure II.7-Schéma de la construction du message de navigation.

Les sous-phrases non grisées contiennent les informations spécifiques au satellite, qui sont répétées dans toutes les phrases. Les sous-phrases grisées contiennent les informations générales dont le contenu change à chaque phrase et est transmis en totalité en 12,5 minutes.

Les sous trames sont représentées ainsi :

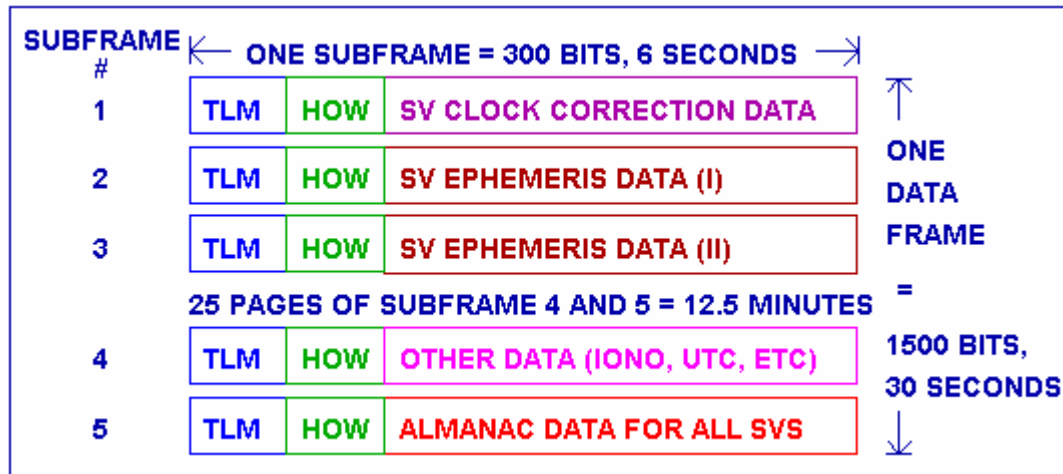


Figure II.8-Sous trame GPS.

Le schéma ci-dessous représente plus précisément le début de chaque trame :

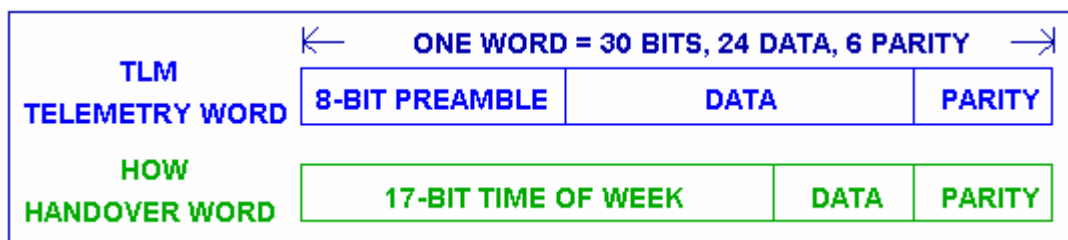


Figure II.9-Début de la sous trame GPS.

II.2 DEGRADATIONS VOLONTAIRES :

Il existe deux dégradations volontaires du système GPS. Elles sont sous le contrôle des militaires américains et sont activées sur ordre du congrès américain.

Nous avons :

- **La S.A. : Selective Availability (accès sélectif) :**

Elle a été activée le 1^{er} juillet 1991.

Le but de cette dégradation est d'interdire aux utilisateurs non autorisés d'avoir la qualité nominale du système pour le positionnement.

Pour cela, les militaires américains peuvent dégrader des éléments d'orbites et d'horloges dans le message de navigation et/ou dégrader la fréquence des horloges des satellites par ajout d'un bruit blanc.

Cette dégradation a été désactivée sur l'ensemble des satellites le 1 mai 2000 par le président Clinton et sur recommandation du congrès américain.

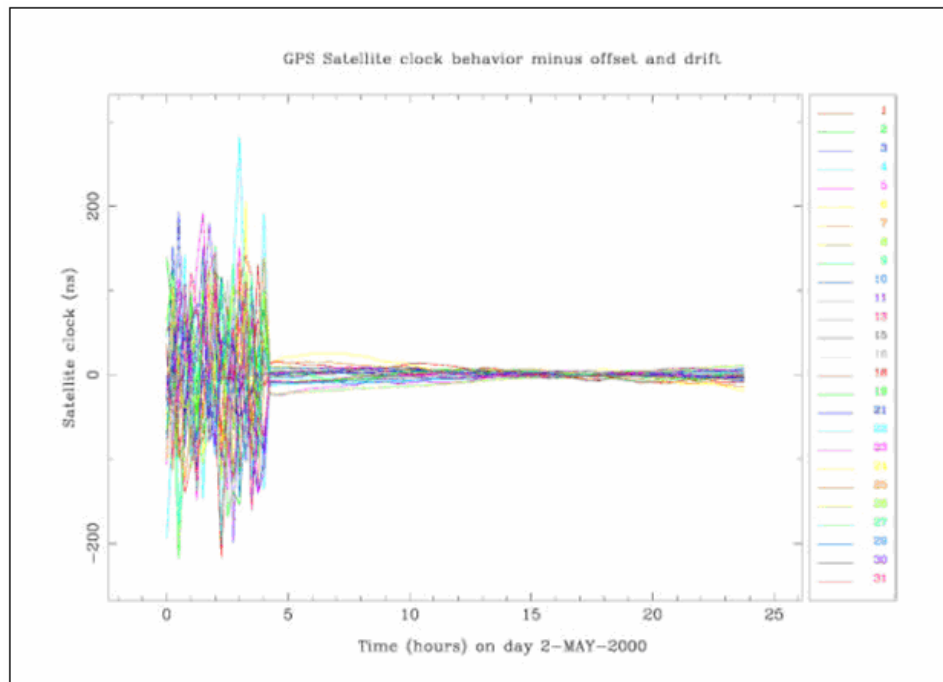


Figure II.10-La fin de la SA.

♦ L'A.S. : Anti Spoofing (anti-leurrage)

L'A.S. est une protection destinée à éviter le leurrage du système GPS par un utilisateur qui enverrait un signal proche du signal GPS pour créer une erreur dans la position d'un utilisateur.

Effet :

- Le code P est remplacé par le code $Y=P+W$
- Chiffrement du code P sur L1 ET L2, la clé est communiquée aux utilisateurs autorisés uniquement
- Mesures de L1 et C/A seulement
- Les récepteurs modernes contournent cette limite et peuvent faire des mesures de phase et de code précises sur L1 et L2 (<2mm)
- Le bruit de mesure augmente sur le code et la phase

L'A.S. est actif depuis le 31 janvier 1994 sur l'ensemble des satellites du block II.

II.3 LA CORRELATION :

Un récepteur souhaitant s'accrocher sur un satellite doit générer un code identique au code du satellite reçu. Le satellite est alors identifié puis synchronisé à partir d'une mesure de corrélation définie par :

$$I(\tau) = A \int_0^T C(t) \cdot C(t - \tau) dt$$

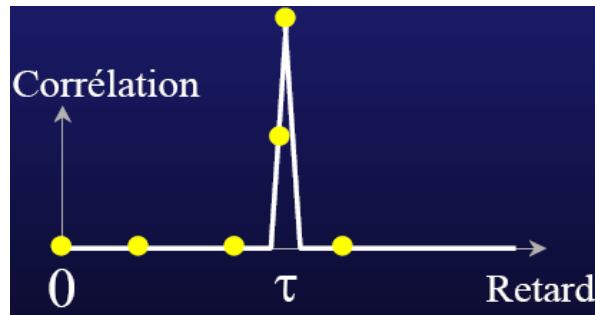


Figure II.11-La corrélation.

$C(t)$ est le code local récepteur et $C(t - \tau)$ le code reçu. Etant données les propriétés des codes PRN C/A et P, la corrélation de deux codes de satellites différents est proche de zéro. C'est ce qui va permettre d'identifier les satellites visibles. De plus, quand les codes sont identiques la corrélation est maximale pour la valeur de t qui correspond à la différence de temps de synchronisation entre les signaux (temps de propagation du signal).

L'opération de corrélation permettra donc d'estimer le temps de synchronisation utilisé pour le calcul de la pseudo distance et le démultiplexage des signaux.

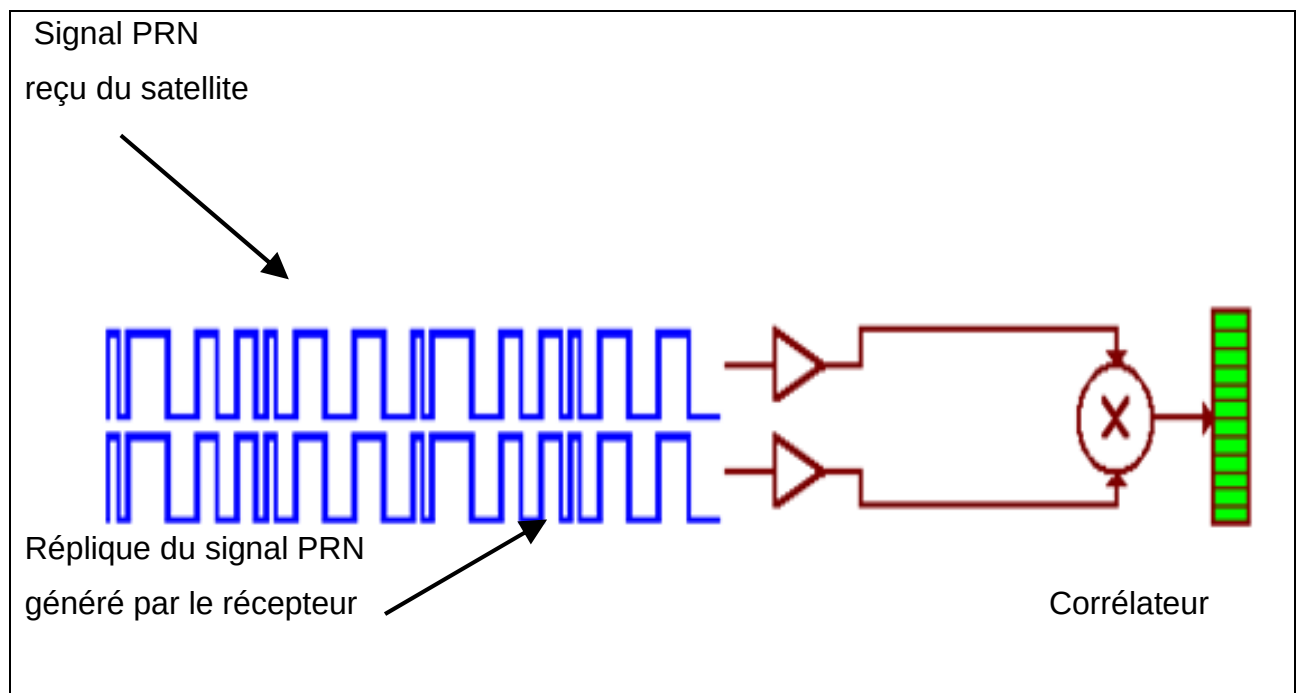


Figure II.12-Capture du code par le récepteur.

II.4 COMMENT SE POSITIONNER :

II.4.1 Bruit des mesures :

Le bruit de mesure des observations de phase ou de code dépend de la longueur d'onde et est légèrement inférieur à 1% de cette longueur. Comme le montre le tableau ci-dessous, le code a un bruit de mesure compris entre 1 à 3 mètres. Il est donc impossible de l'utiliser pour faire du positionnement au centimètre. Il faudra donc, dans ce cas, utiliser les phases.

Signal GPS	Longueur d'onde	Bruit
Code C/A	300 m	1 à 3 m
Code P	30 m	0.1 à 0.3 m
Phase	0,2 m	1 mm

Tableau II.2-Tableau des bruits de mesures suivants les types d'observation.

II.4.2 Positionnement à l'aide du code :

Pour obtenir une position absolue à l'aide des mesures de codes, on utilise les mesures de code pour calculer la distance entre les satellites et le récepteur.

Puis connaissant la position des satellites à l'instant de la mesure, nous obtenons la position du récepteur par relèvement dans l'espace.

Le principe de la mesure est le suivant :

Le récepteur génère dans une échelle de temps proche de l'échelle de temps GPS le code d'un satellite donné. Lorsqu'il capte le code du satellite, celui-ci arrive avec un décalage de temps correspondant au temps de parcours de l'onde entre le satellite et le récepteur.

Par corrélation il synchronise alors les deux signaux et en déduit le temps de parcours de l'onde puis la distance satellite - récepteur.

Cette distance est entachée des erreurs de synchronisations des horloges qu'il faut corriger.

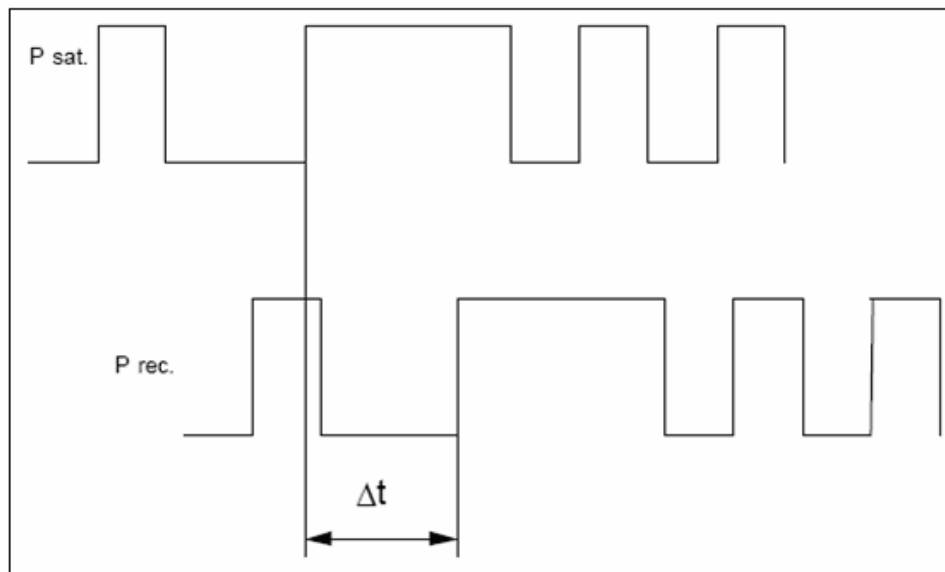


Figure II.13-Schéma de synchronisation des signaux satellites – récepteur.

Avec : $\rho = c \cdot \Delta t$

- ρ : distance géométrique satellite - récepteur entachée des erreurs de décalage entre les échelles de temps GPS satellite et récepteur.
- Δt : décalage de temps mesuré par le récepteur.
- c : vitesse de la lumière.

Remarque : Les mesures sur le code sont souvent appelées mesures de pseudo-distances.

Ce terme résulte du biais sur la mesure de distance satellite-récepteur brute dû à la désynchronisation des horloges.

Or nous avons : $\Delta t = t_r^r - t_e^s$

Où

t_r^r temps de réception du code dans l'échelle de temps récepteur.

t_e^s temps d'émission du code dans l'échelle de temps satellite.

Il est impossible physiquement de synchroniser parfaitement deux horloges, donc nos deux mesures sont biaisées l'une par rapport à l'autre. Il va donc falloir mathématiquement se ramener dans la même échelle de temps.

Il faut donc ramener le temps d'émission et le temps de réception dans la même échelle de temps celle définie pour le système GPS.

$$t_e^{gps} = t_e^s + dt_e$$

$$t_r^{gps} = t_r^r + dt_r$$

dt_e : le décalage entre le temps satellite et le temps GPS est calculé à l'aide des éléments de corrections d'horloge transmis par le message de navigation. Cette correction est de la forme

$$dt_e = a_0 + a_1 (t_e^s - t_0^s) + a_2 (t_e^s - t_0^s)^2 + \Delta t_{rel}$$

Où:

- a_0 est un décalage entre le temps satellite et le temps GPS
- a_1 est la dérive de l'horloge satellite
- a_2 est la variation de la dérive
- t_0^s est l'époque de référence des corrections
- Δt_{rel} est la correction relativiste à apporter sur le décalage d'horloge. Elle est de la forme :

$$\Delta t_{rel} = F \cdot e \cdot \sqrt{a} \cdot \sin(E), \text{ avec :}$$

- F : constante égale à $-4,4428 \cdot 10^{-10} \text{ m}^{-1/2} \cdot \text{s}$
- E : excentricité de l'orbite du satellite
- A : demi-grand axe de l'orbite du satellite
- E : anomalie excentrique

La correction relativiste peut atteindre 86 ns.

dt_r : le décalage entre le temps récepteur et le temps GPS , il est considéré comme inconnu et estimé lors du calcul.

Le temps de propagation vrai, corrigé des biais d'horloges satellite dt_e et récepteur dt_r est donc:

$$\Delta t_{\text{vrai}} = (t_r^{\text{gps}} - t_e^{\text{gps}}) = (t_r^r - t_e^s) + (dt_r - dt_e)$$

L'équation finale est donc la suivante :

$$\sqrt{(x_s - x_r)^2 + (y_s - y_r)^2 + (z_s - z_r)^2} = c\Delta t_{\text{obs}} - cdt_e + cdt_r + ?_{\text{atm}}$$

Où $\begin{pmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{pmatrix}$ sont les coordonnées du satellite et $\begin{pmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{pmatrix}$ sont les coordonnées du récepteur.

Dans cette équation :

Les coordonnées du satellite et le décalage du temps satellite par rapport au temps GPS dt_e sont données par le message de navigation.

Δt_{obs} est la mesure réalisée par le récepteur.

$?_{\text{atm}}$ est la somme des corrections des perturbations subies par l'onde à la traversée de l'ionosphère et de la troposphère. Ces corrections sont issues de modèles.

Les coordonnées du récepteur et le décalage de temps récepteur - GPS sont inconnues et sont estimées dans le calcul.

Donc, pour le calcul de la position d'un point à une époque donnée (positionnement instantané), il y a donc 4 inconnues à estimer, les 3 coordonnées du point et le décalage d'horloge récepteur. Il faut donc quatre mesures de code sur quatre satellites différents.

II.4.3 Positionnement à l'aide de la phase :

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

f s'écrit : $x = A \cos(\omega t) + \Phi_0$

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

$$\Phi(t)_{\text{radians}} = \omega t + \Phi_0 \text{ avec } \omega = 2\pi f$$

On exprime souvent la phase en cycle : $\Phi(t)_{\text{cycles}} = f \times t + \frac{\Phi_0}{2\pi}$

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 : $\Delta\Phi = \Phi(t_r) - \Phi(t_e)$

Le déphasage mesuré est : $\Delta\Phi_{\text{mes}}(t_r) = \Delta\Phi - N_i^j(t_r)$

Dans cette mesure apparaît la quantité $N_i^j(t_r)$ 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 $N_i^j \times \lambda$.

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.

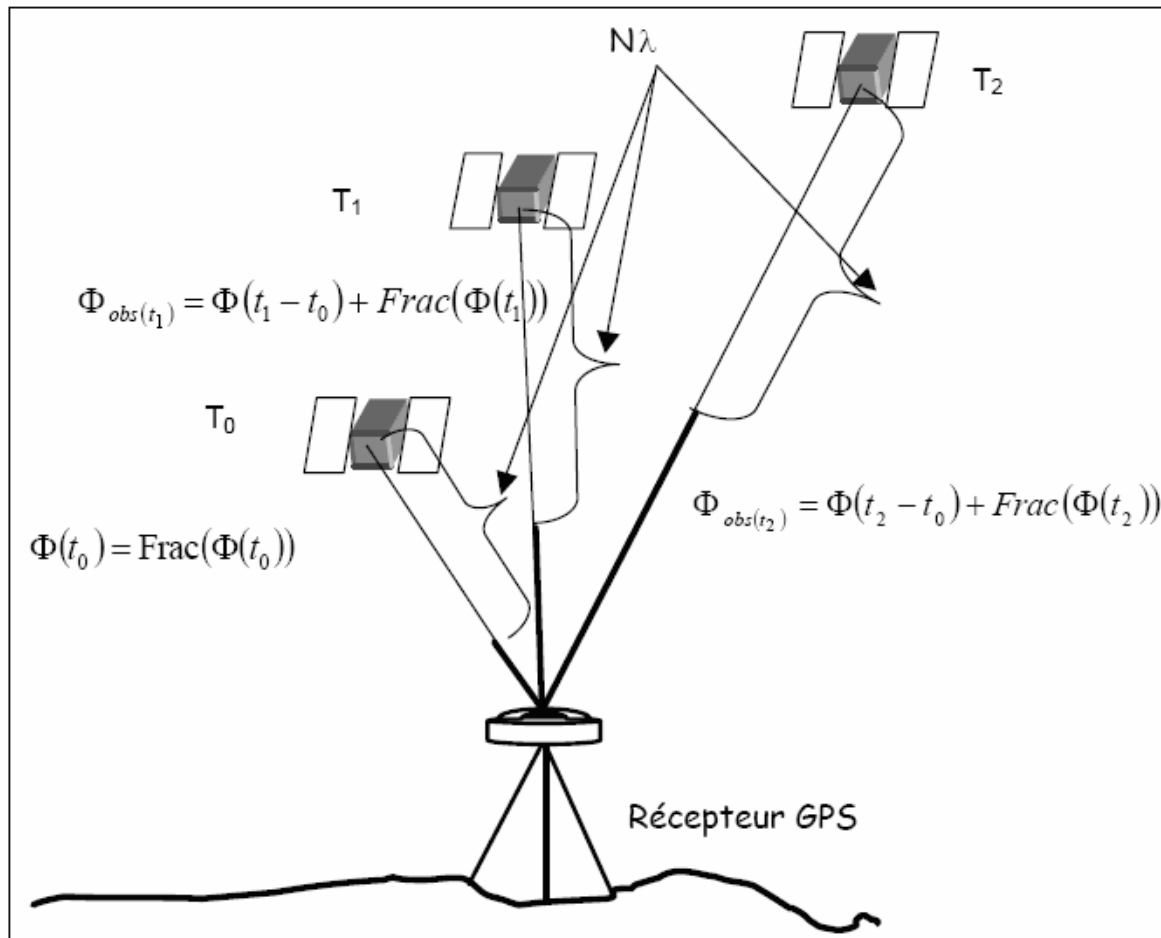


Figure II.14-Schéma de la mesure de phase.

II.4.4 Estimateur de la qualité du positionnement instantané : les DOP (Dilution of Precision) :

L'exactitude du positionnement absolu instantané est très corrélée à la qualité de la géométrie de distribution des satellites dans le ciel. Pour cela il existe un paramètre qui donne une estimation de cette qualité c'est le DOP (Dilution of Precision).

Le DOP se calcule à partir de la matrice de variance - covariance des coordonnées et du temps.

On exprime cette matrice dans le repère géodésique local (est, nord, hauteur, temps) et l'on obtient :

$$\begin{pmatrix} \sigma_e^2 & \sigma_{en} & \sigma_{eh} & \sigma_{et} \\ \sigma_{en} & \sigma_n^2 & \sigma_{nh} & \sigma_{nt} \\ \sigma_{he} & \sigma_{hn} & \sigma_h^2 & \sigma_{ht} \\ \sigma_{te} & \sigma_{tn} & \sigma_{th} & \sigma_y^2 \end{pmatrix}$$

Soit σ_0 la précision de la mesure, on définit :

Le VDOP pour la composante verticale : $VDOP = \frac{\sigma_h}{\sigma_0}$

Le HDOP pour la composante planimétrique : $HDOP = \frac{\sqrt{\sigma_n^2 + \sigma_e^2}}{\sigma_0}$

Le PDOP pour la composante 3D : $PDOP = \frac{\sqrt{\sigma_n^2 + \sigma_e^2 + \sigma_h^2}}{\sigma_0}$

Le TDOP pour la composante sur le temps : $TDOP = \frac{\sigma_t}{\sigma_0}$

Le GDOP pour les 4 composantes 3D + T : $GDOP = \frac{\sqrt{\sigma_n^2 + \sigma_e^2 + \sigma_h^2 + \sigma_t^2}}{\sigma_0}$

Plus la valeur du DOP est élevée, plus le positionnement est mauvais.

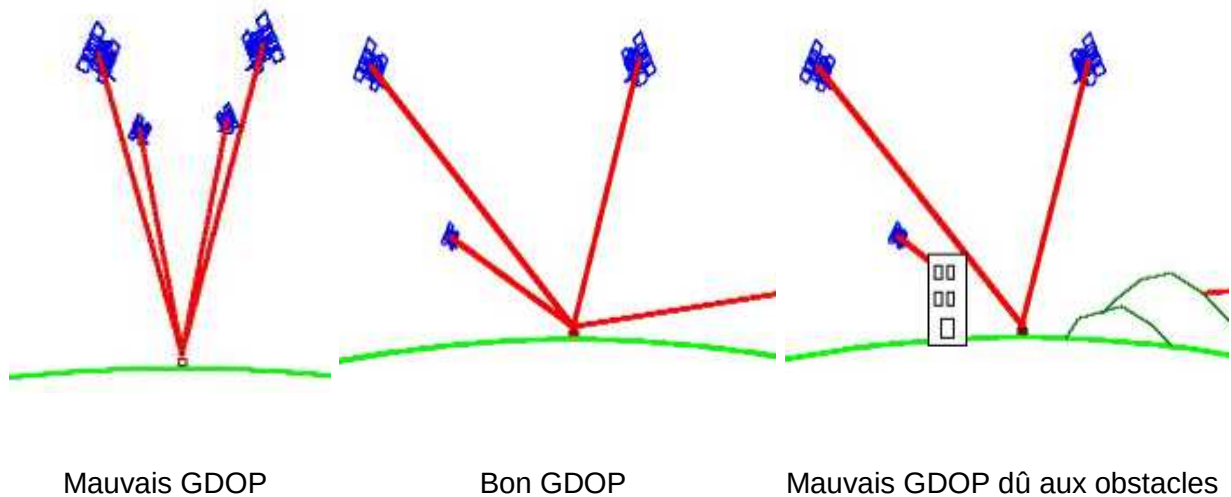


Figure II.15- Le GDOP pratiquement.

II.5 LES OBSERVABLES GPS :

Il y a deux types d'observables en GPS : la pseudo distance et la phase.

Les codes PRN transmis par les satellites sont utilisés pour trouver la distance entre le satellite et le récepteur. Le récepteur produit une réplique du signal et trouve son décalage avec le signal reçu. La pseudo distance est ce décalage multiplié par la vitesse de la lumière. La raison de cette dénomination est qu'il existe un biais de synchronisation entre l'horloge du récepteur et celle du satellite. La distance obtenue est affecté par ce biais. Ce biais est estimable en même temps que la position du l'antenne.

Le récepteur peut mesurer la phase de l'onde porteuse à partir du moment où il commence les mesures pour un satellite. Il reste une partie inconnue qui est le nombre de cycle effectués entre le satellite et le récepteur ; elle s'appelle l'ambiguïté de phase. La phase mesurée est l'observable de phase.

Les équations des observables de phase et de code s'écrivent sous la forme :

$$L_{r,i}^k = \rho_{r,i}^k + d_{orb} - (\delta t_r - \delta t^k) c + \lambda_i N_{r,i}^k - \delta ion_{r,i}^k + \delta trop_{r,i}^k + \delta m_{r,i}^k + c (b_{r,i} + b_i^k) + \varepsilon_\Phi$$

$$P_{r,i}^k = \rho_{r,i}^k + d_{orb} - (\delta t_r - \delta t^k) c + \delta ion_{r,i}^k + \delta trop_{r,i}^k + \delta m_{r,i}^k + c (b_{r,i} + b_i^k) + \varepsilon_p$$

Avec les notations suivantes :

Indice r	le récepteur r
Indice i=1 ou 2	les mesures sur les fréquences L1 ou L2 respectivement
Indice k	le satellite k

$\rho_{r,i}^k$ contient l'information géométrique et peut être utilisé pour l'estimation de la position du récepteur, l'orbite du satellite, l'excentricité de l'antenne et ses variations. Les termes δt_r et δt^k correspondent aux horloges du récepteur et du satellite (transfert de temps). δion est la signature de l'ionosphère dans les mesures, ce qui permet d'effectuer l'estimation de TEC. Enfin $\delta trop$ contient l'information concernant la troposphère.

CHAPITRE III

ERREURS ET BIAIS DE MESURE GPS

III.1 INTRODUCTION :

Un certain nombre de facteurs naturels et instrumentaux limitent la précision du GPS, surtout dans le positionnement absolu. La littérature classique parle habituellement des erreurs qui restent après la différenciation, mais il y a certains effets, qui jouent un rôle important dans les traitements non différentiels. Dans ce chapitre nous allons développer les différentes sources d'erreurs du positionnement GPS.

Toutes les mesures GPS (pseudo distance et phase) sont affectées par des biais et des erreurs. Les biais peuvent être définis comme des erreurs systématiques qui rendent les mesures vraies différentes des mesures observées d'une quantité constante, prévisible ou systématique. Les erreurs aléatoires sont imprévisibles, avec une distribution gaussienne.

Les biais sont à éliminer (réduire) soit par la modélisation soit par la différenciation des mesures. En tout cas il reste une partie aléatoire qui est plus importante pour les mesures de code que de phase.

III.2 LES DIFFERENTES SOURCES D'ERREURS :**III.2.1 Les effets atmosphériques :**

Les signaux GPS traversent l'atmosphère terrestre, ce qui les influence de manières diverses. L'atmosphère peut être divisée en différentes couches en fonction de leurs propriétés. La troposphère est la couche la plus basse, s'étendant jusqu'à une altitude d'environ 10km.

Aux altitudes comprises entre 10 et 50 km nous trouvons la stratosphère. La stratosphère définit une couche dans laquelle la température augmente avec l'altitude. Dans la partie supérieure de la stratosphère l'air peut atteindre des températures proches de 0°C. Cette élévation de la température est provoquée par l'absorption des rayons ultraviolets (UV) du soleil par la couche d'ozone. Dans les années 1920, pour les applications aéronautiques, les organisations américaines et européennes ont défini des modèles standards d'atmosphère. Un modèle standard d'atmosphère représente la variation de la température, de la pression et de la densité.

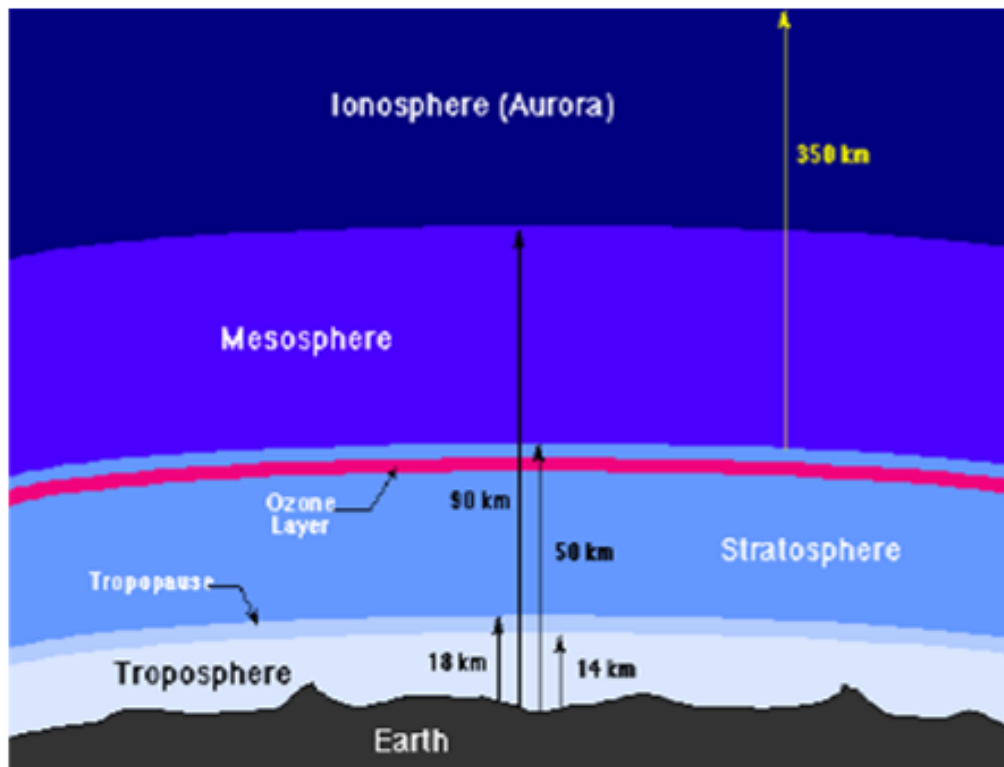


Figure III.1– Les divisions de l'atmosphère terrestre.

L'ionosphère est une couche ionisée débutant aux alentours de 50 km d'altitude et atteignant 650 kilomètres et au-delà. Dans cette région de l'atmosphère, l'énergie du soleil est si forte qu'elle casse les molécules et les atomes de l'air, laissant des ions (atomes avec des électrons manquants) et des électrons libres. L'ionosphère est divisée en plusieurs régions indiquées par les lettres D, E, et F dont les altitudes changent en fonction du temps et de la position.

L'ionosphère est une région dispersive : le retard induit sur une onde électromagnétique dépend de la fréquence de l'onde. En revanche, la troposphère n'est pas une région dispersive.

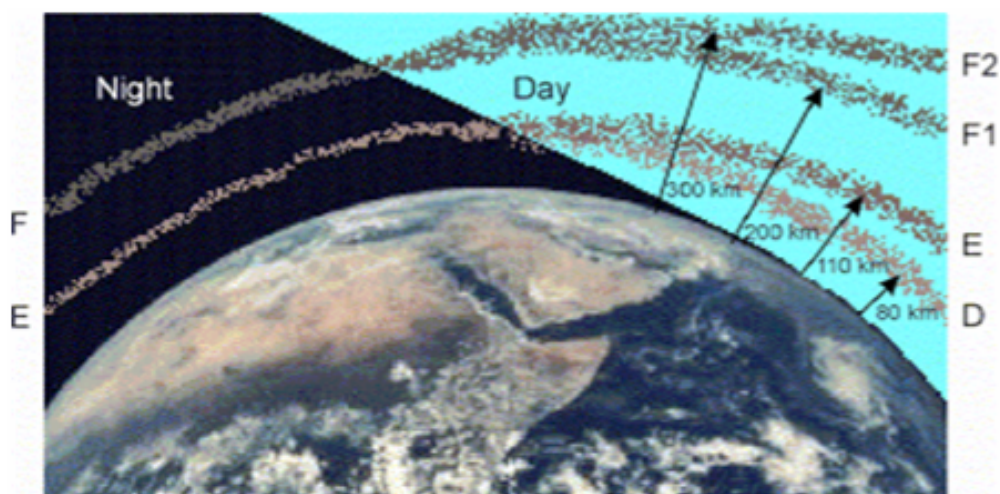


Figure III.2-L'ionosphère.

III.2.1.1 La troposphère :

III.2.1.1.1 Présentation générale :

La troposphère 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.

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.

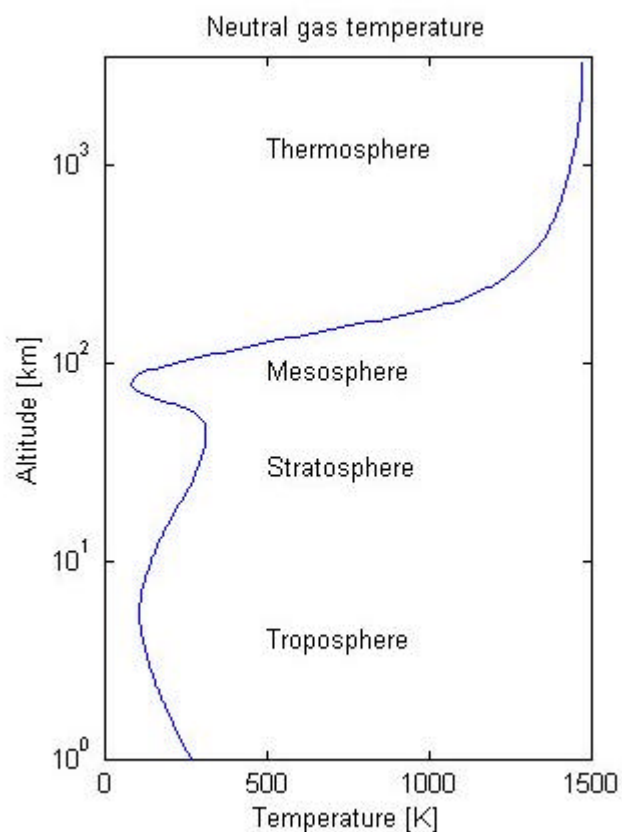


Figure III.3-Troposphère et température.

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.

A 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.

III.2.1.1.2 Modélisation :

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 degrés.

Exemple de modèle : le modèle de Saastamoinen :

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

Où :

- ρ_{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.
- δR : correction de distance troposphérique.

III.2.1.1.3 Choix des paramètres météorologiques :

Dans un calcul, le choix des paramètres météorologiques est primordial. Il existe plusieurs solutions, nous allons examiner les principales :

Mesures des paramètres sur le terrain

La mesure des paramètres sur le terrain, utilisé au début du GPS, a rapidement montré ses limites. En effet, il est impossible de mesurer correctement l'humidité dans l'air et les erreurs engendrées sont supérieures à la précision recherchée.

Modèle standard de météo

Il consiste à donner une température sèche, une humidité et une pression à une altitude de référence puis à l'aide d'un modèle, de calculer ces trois paramètres aux altitudes des points à déterminer. Cette solution, même si elle ne reflète pas la réalité permet d'avoir des

données cohérentes et c'est la technique qui, aujourd'hui, est utilisée par la quasi-totalité des logiciels commerciaux.

En général les paramètres utilisés sont les suivants :

- Température sèche 20°,
- Humidité 50%,
- Pression 1010 mbar,

Pris au niveau de la mer.

Modèle local de météo

Dans le cas d'un travail dans une région où les conditions météorologiques sont très spécifiques, il est possible de construire un modèle local. Dans ce cas on choisit une température, une humidité et une pression moyenne du lieu de travail à une altitude donnée. Puis à l'aide d'un modèle on extrapole la météo aux points à déterminer suivant leurs altitudes.

Estimation d'inconnues

La méthode la plus précise, mais aussi la plus délicate à mettre en oeuvre est l'estimation d'inconnues de troposphère lors du calcul de la ligne de base. Elle n'est aujourd'hui mise en oeuvre que dans les logiciels de recherche.

III.2.1.2 L'ionosphère :

III.2.1.2.1 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.

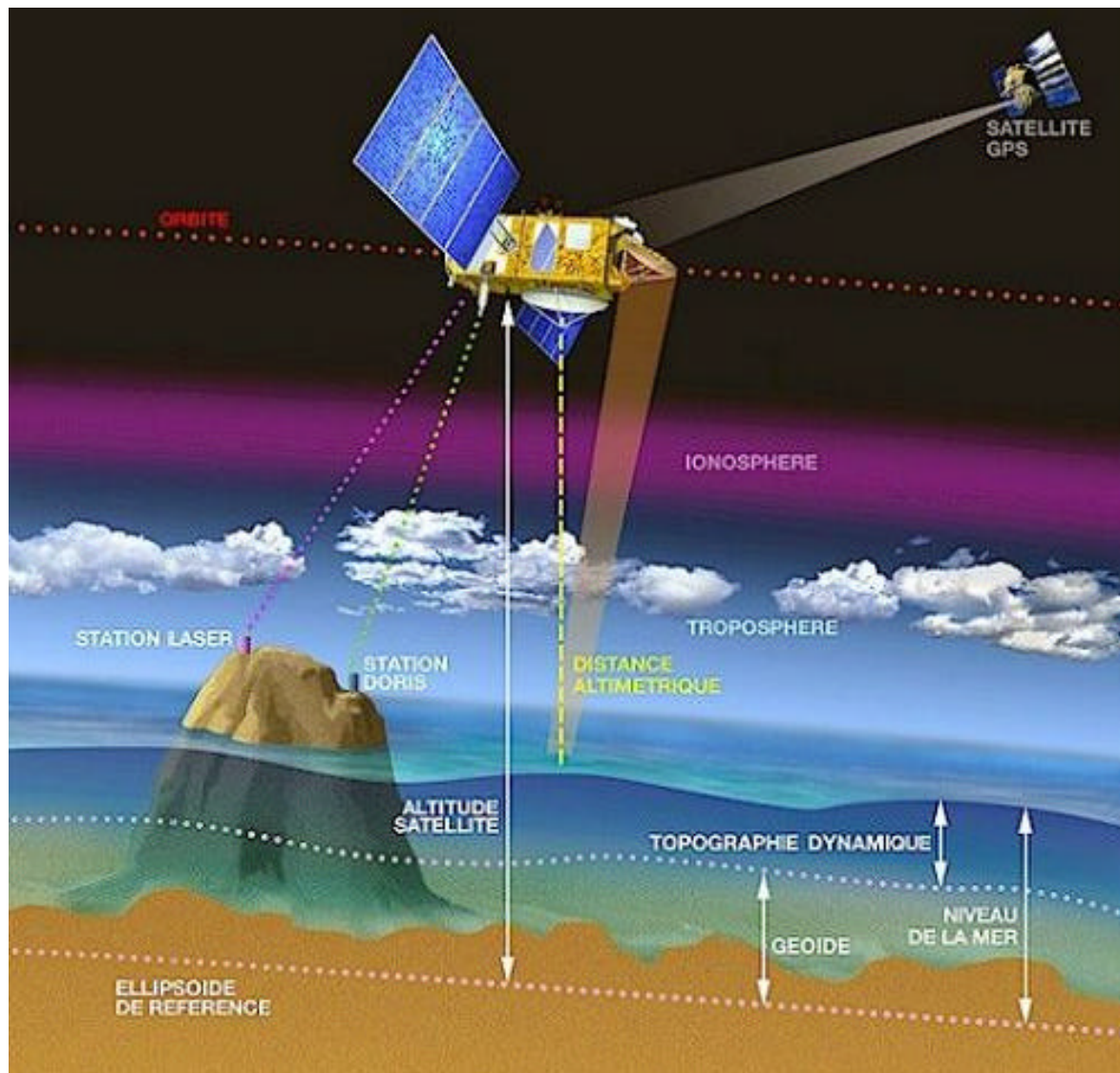


Figure III.4-Influence de l'ionosphère sur le positionnement GPS.

L'agitation ionosphérique n'est pas constante au court du temps et varie en fonction des paramètres suivants :

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

III.2.1.2.2 Utilisation de deux fréquences pour éliminer les effets ionosphériques :

Les systèmes de positionnement précis par satellite fonctionnent avec deux fréquences principalement pour pouvoir éliminer le retard ionosphérique. Voici les deux méthodes employées :

Correction ionosphérique à partir de deux fréquences.

On a :

$$\Phi_{1,mes} = \rho + \rho_{1,ion}$$

$$\Phi_{2,mes} = \rho + \rho_{2,ion}$$

Avec :

$\Phi_{i,mes}$ mesure brute sur une fréquence.

ρ mesure corrigée du retard ionosphérique

$\rho_{i,ion}$ retard ionosphérique

La valeur du retard ionosphérique est proportionnelle à l'inverse du carré de la fréquence :

$$\rho_{i,ion} = \frac{A}{L_i^2}$$

Avec : A = constante à un instant donné.

L_i fréquence GPS.

$$\text{Donc : } \rho_{1,ion} = \frac{(\Phi_{1,mes} - \Phi_{2,mes})}{1 - L^2} \quad \text{avec } L^2 = \frac{L_1^2}{L_2^2}$$

On obtient ainsi la valeur de la correction ionosphérique pour la première fréquence.

Combinaison linéaire des deux fréquences L1 et L2

La deuxième méthode consiste à faire une combinaison linéaire qui élimine mathématiquement le terme d'ionosphère. Cette combinaison linéaire est appelée L3 "ionosphere free" et elle est utilisée par la majorité des logiciels traitant des données bifréquences.

On la crée de la manière suivante :

$$\Phi_{3,mes} = \frac{L_1^2}{L_1^2 - L_2^2} \Phi_{1,mes} - \frac{L_2^2}{L_1^2 - L_2^2} \Phi_{2,mes}$$

III.2.2 Erreurs d'orbite et horloge des satellites :

Pour le positionnement GPS, les coordonnées des satellites sont supposées être connues précisément, ce qui n'est pas tout à fait le cas. Ces coordonnées sont diffusées par les satellites sous forme de 16 paramètres pseudo-kepleriens. Six d'entre eux représentent les éléments d'une orbite elliptique à un instant donné. Les autres paramètres donnent la déviation d'orbite de cette ellipse. Ces orbites sont valides pour une période s'étendant de deux heures avant jusqu'à deux heures après une époque référence t_0 . La figure suivante illustre le changement toutes les deux heures (sauts de coordonnées ou biais d'horloge). Les orbites radiodiffusées sont calculées à partir des observations de six stations de contrôle. Au fil du temps les orbites radiodiffusées sont devenues plus précises (de 20-50 m initialement à 2 m).

L'erreur d'horloge du satellite est exprimée par un polynôme du deuxième degré :

$$\delta t^k = b + d(t - t_0) + a(t - t_0)^2$$

b est le biais, d est la dérivée, a est l'accélération, et t_0 est l'époque de référence des éphémérides. Ces paramètres font partie des éphémérides radiodiffusées. En principe la validité correspond à $|t - t_0| \leq 2 \text{ h}$.

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 :

$$\frac{db}{b} = \frac{dr}{r}$$

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 (km)	dr (m)
1	260
10	26
100	2.6
1000	0.26

Tableau III.1: influence des erreurs des orbites sur le calcul d'une ligne de base.

Or aujourd'hui la qualité de la détermination des orbites radiodiffusées 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.

Afin d'améliorer la qualité des orbites pour les applications scientifiques les plus précises, plusieurs équipes calculent les orbites des satellites GPS avec plus de précision. Les organisations comme l'IGS (le plus utilisé), le NGA (National Geospatial-Intelligent Agency) ou le NGS (National Geodetic Survey) mettent à la disposition des utilisateurs les éphémérides et les horloges précises.

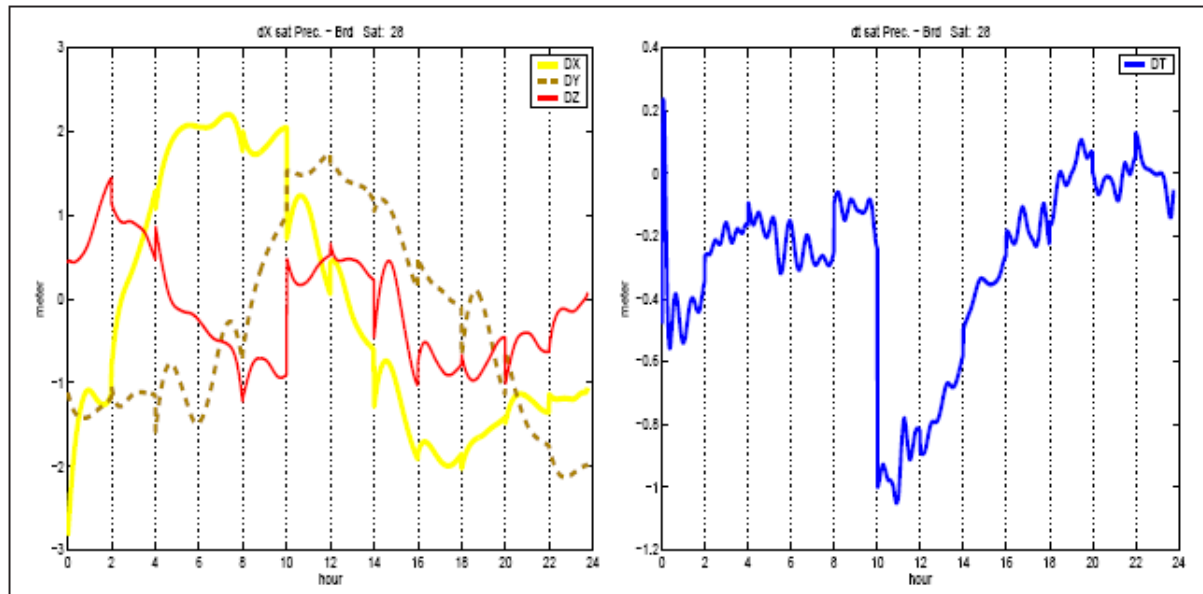


Figure III.5–Différence entre les éphémérides précises et radiodiffusées.

Les orbites précises de l'IGS sont publiées dans le format SP3 (Standard Product # 3). Les formats standards d'orbite ont beaucoup d'avantages, dont le plus évident est l'échange entre les logiciels. Les formats ASCII et binaires satisfont cette demande, mais le format ASCII a une plus grande généralité car indépendant du système d'exploitation. Le format SP1 du NGS est à la base des formats SP3, SP3b, et SP3c. Avec les besoins grandissants de la communauté des utilisateurs en nouvelles informations, on a développé ces formats avec : les corrections d'horloge et les lignes de commentaires (SP3), les orbites des satellites GLONASS (SP3b), et les informations supplémentaires d'horloge (SP3c). Les orbites et les données d'horloges des satellites sont disponibles par intervalles de 15 min. Afin de calculer les éphémérides pour l'époque souhaitée nous devons utiliser une méthode d'interpolation appropriée. Il est possible d'utiliser les différentes méthodes classiques d'interpolation. La méthode standard est l'interpolation de Lagrange.

III.2.3 Effet relativiste :

Le champ de potentiel gravitationnel modifie la fréquence d'une horloge placée dans ce champ. Pour les satellites GPS, qui embarquent des horloges atomiques, cet effet se manifeste sous trois formes :

1. Il y a un décalage constant pour tous les satellites quand ils sont observés à partir de la terre. Cette partie est éliminée par les constructeurs des satellites en introduisant un décalage a priori, dit "factory offset"
2. La légère excentricité de chaque satellite cause un effet périodique qui dépend de la position du satellite :

$$\Delta t_{\text{rel}} = \frac{2}{c^3} \mathbf{X}^T \dot{\mathbf{X}}$$

Où $\mathbf{X}$ et $\dot{\mathbf{X}}$ sont les vecteurs de position et de vitesse du satellite. Ce délai est important pour le positionnement non différentiel.

3. Le délai de Sagnac dû à la rotation de la terre.

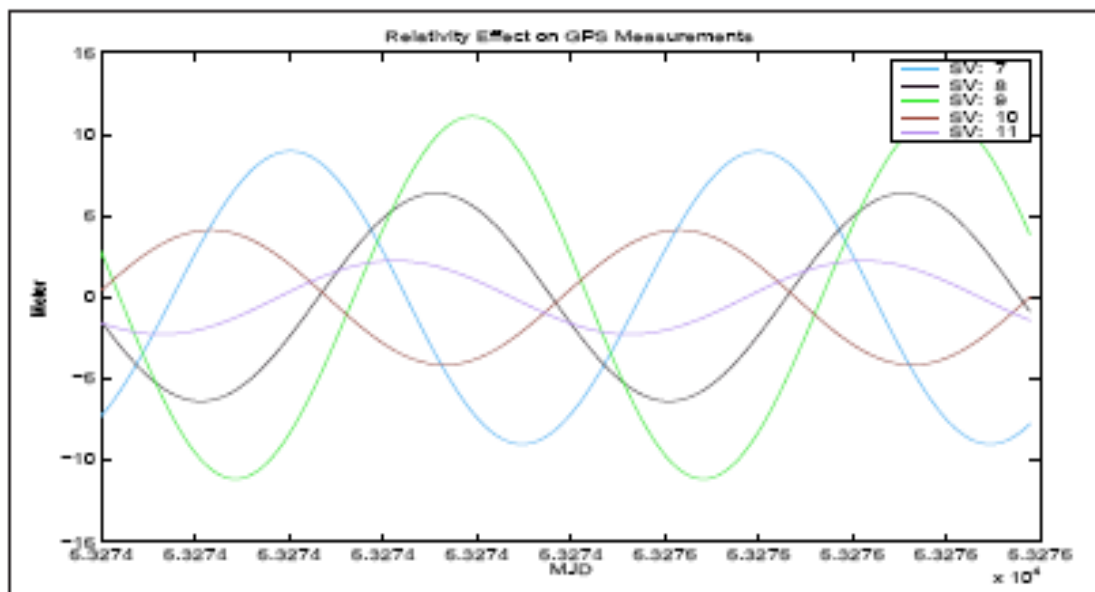


Figure III.6—Correction relativiste des signaux GPS.

III.2.4 Décalage du centre de phase des satellites:

Sur certains satellites (Block I et II), le centre d'émission et le centre de masse sont décalés. Les éphémérides radiodiffusées sont publiées par rapport au centre de phase, mais les éphémérides précises donnent les coordonnées du centre de masse.

Les coordonnées de tous les satellites doivent être rapportées au centre de phase.

La valeur du décalage dépend du choix du centre de calcul des orbites. Par exemple l'IGS utilise les décalages du tableau III.3 et NGA utilise les valeurs du tableau III.2. Ce choix n'affecte pas le résultat final (dans la mesure où ces décalages sont presque totalement corrélés aux estimations d'horloge des satellites) mais il faut tenir compte du décalage utilisé

pour les éventuelles corrections. On doit tenir compte de cet effet pour les traitements non différentiels.

Satellite GPS	Δx	Δy	Δz
Block II PRN	0.2794	0.0000	0.9519
Block IIA PRN	0.2794	0.0000	0.9519
Block IIR PRN 02	-0.0099	0.0061	-0.0820
Block IIR PRN 11	0.0019	0.0011	1.5141
Block IIR PRN 13	0.0024	0.0025	1.6140
Block IIR PRN 14	0.0018	0.0002	1.6137
Block IIR PRN 16	-0.0098	0.0060	1.6630
Block IIR PRN 18	-0.0098	0.0060	1.5923
Block IIR PRN 19	-0.0079	0.0046	-0.0180
Block IIR PRN 20	0.0022	0.0014	1.6140
Block IIR PRN 21	0.0023	-0.0006	1.5840
Block IIR PRN 22	0.0018	-0.0009	0.0598
Block IIR PRN 23	-0.0088	0.0035	0.0004
Block IIR PRN 28	0.0019	0.0007	1.5131

Tableau III.2–Décalages des centres de phase des antennes GPS utilisé par le NGA, dans le système de coordonnées lié au satellite en mètres.

Afin de corriger les coordonnées des satellites du décalage du centre de phase, on doit définir le système de coordonnées lié au satellite. L'origine de ce système est le centre de masse du satellite. L'axe z vise le centre de la terre. L'axe y est parallèle aux panneaux solaires et perpendiculaire à la direction satellite-soleil. L'axe x complète un repère cartésien direct.

Satellite GPS	Δx	Δy	Δz
Block II/IIA	0.279	0.000	1.023
Block IIR	0.000	0.000	0.000

Tableau III.3–Décalages des centres de phase des antennes GPS utilisé par l'IGS, dans le système de coordonnées lié au satellite en mètres.

III.2.5 Variation du centre de phase du récepteur :

Le centre de phase du récepteur (point de réception des signaux GPS) n'occupe pas une position fixe : il varie avec l'élévation et l'azimut du satellite. Cette variation peut être assez grande et le biais introduit sur la composante verticale peut arriver jusqu'à quelques centimètres.

III.2.6 Phase Wind Up :

L'effet de phase Wind up vient de ce que les ondes GPS sont circulairement polarisées. La phase observée change avec le changement d'orientation des antennes du satellite et du récepteur. Cet effet est très petit pour les applications différentielles (de l'ordre de 2 mm pour une ligne de base de 500 km).

Aussi en positionnement relatif on peut le négliger, mais pour les méthodes non différentielles cet effet est considérable : sans corriger les observations, nous n'aurons pas la précision centimétrique.

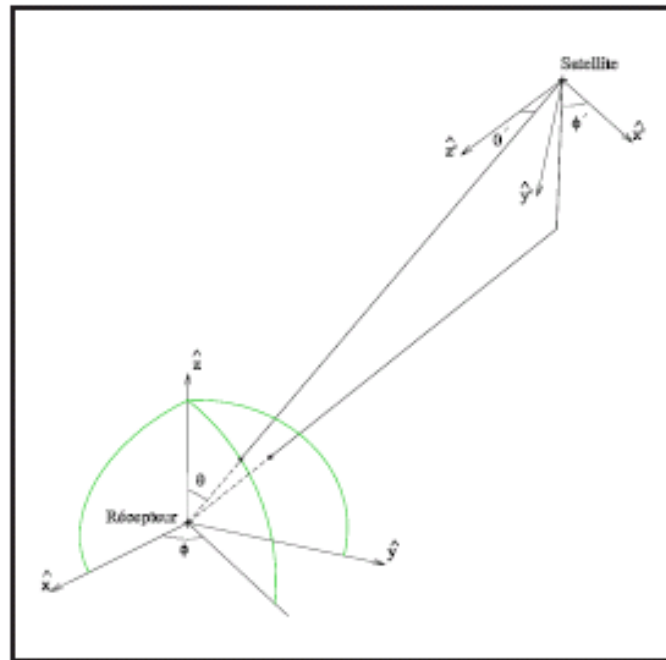


Figure III.7–Effet de Phase wind-up.

III.2.7 Délai différentiel de groupe TGD et biais différentiel de code :

Le DCB (Differential Code Bias) est le décalage d'émission (ou de réception) entre fréquences des signaux GPS, inévitable par construction. Ce délai existe aussi bien pour les satellites que pour le récepteur. Pour des raisons de cohérence, les orbites et les horloges précises et radiodiffusées se réfèrent à la combinaison ionospheric free. Donc l'utilisateur mono fréquence doit utiliser les valeurs de DCB des satellites. Différents types de codes impliquent différentes sortes de DCB. Il y a deux sortes de DCB :

P1 – P2 et C1 – P1.

P1 – P2 est le biais entre les mesures des codes P1 et P2. Il est, typiquement, de l'ordre de quelques nanosecondes.

C1 – P1 est le décalage d'émission des signaux C/A et P1 du satellite et du récepteur. Une partie de ce DCB dépend du satellite et une partie constante est due au récepteur. C1 – P1 peut être calculé en moyennant les différences entre codes

C/A et P1. Certains récepteurs n'ont pas la possibilité de mesurer P1. Pour ces récepteurs il faut appliquer le biais qui existe entre le code C/A et le code P1 qui dépend des satellites. Le DCB est de l'ordre de 2 ns (60 cm). Les DCB sont uniques pour chaque satellite et leur changement est faible au cours du temps.

Un paramètre similaire est diffusé par les satellites ; il s'appelle Délai Différentiel de Groupe ou TGD (Differential (Time) Group Delay). C'est le délai entre L1 et L2 ou plus précisément P1 et P2 pour chaque satellite. Les TGD sont estimés par le constructeur. La relation entre DCB et TGD est illustrée par la figure III.8. γ vaut f_1^2/f_2^2 . On a donc

$$TGD = \frac{P1 - P2}{1 - \gamma}$$

L'utilisateur mono fréquence doit appliquer la correction ci-dessous aux horloges des satellites. Pour L1 on a :

$$dT_{i1}^k = dT_{i1}^k - TGD$$

et pour L2 :

$$dT_{i2}^k = dT_{i2}^k - \gamma TGD$$

où k est l'indice du satellite.

Certains centres de calcul de l'IGS mettent les DCB à la disposition des utilisateurs.

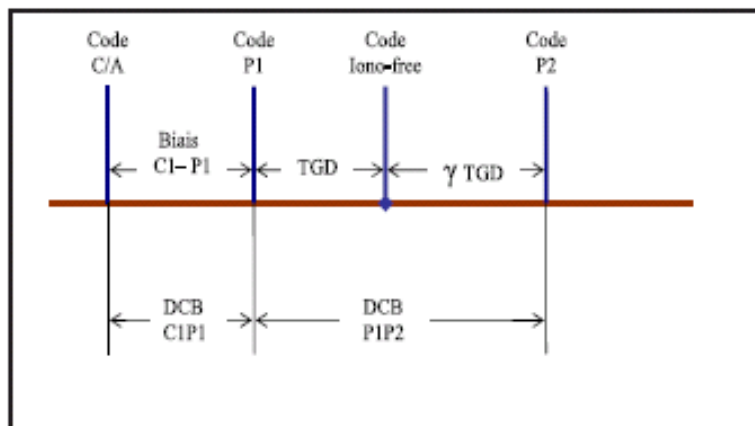


Figure III.8– Relation entre TGD et DCB.

III.2.8 Effet de marée terrestre :

La marée terrestre est la déformation élastique de la terre causée par l'attraction de la lune et du soleil. Cette déformation dépend du temps et de la position. Dans le positionnement relatif, pour une distance de quelques dizaines de kilomètres, cet effet est négligeable, mais pour le positionnement absolu (PPP), il est important d'en tenir compte. La marée terrestre est de l'ordre de quelques décimètres verticalement et quelques centimètres en longitude et en latitude.

III.2.9 Effet de surcharge océanique :

La surcharge océanique est le déplacement de la croûte terrestre dû à la marée océanique. La grandeur de ce déplacement est de l'ordre de 0 – 5cm au bord des océans et est très faible loin des côtes.

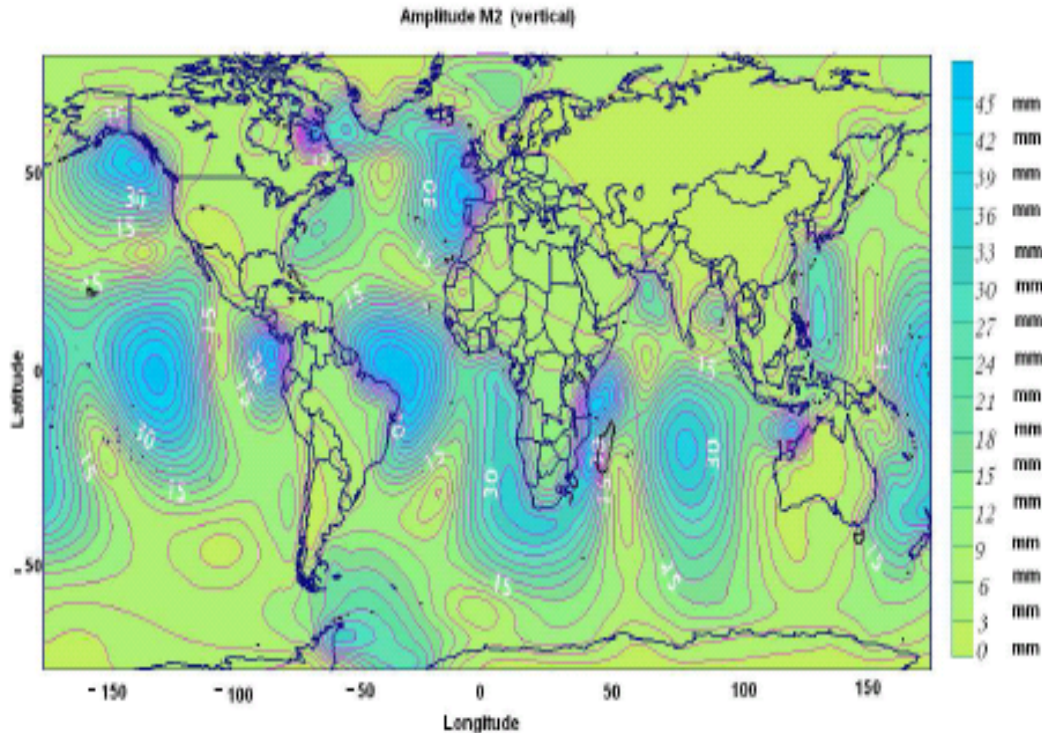


Figure III.9—Déplacement de la croûte terrestre dû à la surcharge océanique.

III.2.10 Bruit du récepteur :

Le bruit du récepteur est surtout sensible sur les mesures de code. Ce bruit est causé par l'instabilité de l'oscillateur, la haute fréquence des signaux, les défaillances matérielles et logicielles. Le bruit sur le code C/A est plus important que sur le code P. Les récepteurs modernes ont moins de bruit de mesure (de l'ordre de quelques décimètres).

Un paramètre pour l'évaluation du bruit des récepteurs est le SNR (Signal to Noise Ratio). Normalement les constructeurs donnent une valeur a priori du SNR. Le bruit de phase est de l'ordre de quelques millimètres. Le critère de C/N_0 (Carrier to Noise ratio) est utilisé pour évaluer le bruit de phase.

III.2.11 Multi trajet :

Le phénomène de multi trajet est dû à la réception du signal via un autre trajet que le trajet direct. Cela vient du fait que les surfaces autour de l'antenne reflètent les signaux. Le multi trajet dépend seulement de l'environnement de l'antenne. Gérer ce biais est très important dans les utilisations cinématiques urbaines ainsi que pour les applications très précises comme les études tectoniques.

Plusieurs facteurs concourent à éliminer le multi trajet. Premièrement les ondes réfléchies ont moins de puissance que les ondes directes. Deuxièmement les ondes GPS sont RHCP (Right Handed Circularly Polarized) tandis que les ondes réfléchies deviennent LHCP (Left Handed Circularly Polarized). Les antennes GPS, par construction, reçoivent les ondes RHCP et éliminent les ondes LHCP. Mais s'il y a deux réflexions successives l'onde redevient RHCP.

Dans le concept de station permanente, un autre avantage est la répétitivité des observations : on peut trouver la signature du multi trajet à la même heure que le jour précédent avec 4min de décalage. En analysant les données, par exemple par analyse spectrale, on peut identifier son existence.

En général mieux vaut éviter le plus possible le multi trajet en utilisant les antennes de type Choke Ring ou avec plan absorbant. Les méthodes de filtrage des ondes font partie des méthodes d'élimination du multi trajet. Une autre possibilité est d'éviter les satellites proches de l'horizon.

Afin de vérifier l'importance du multi trajet sur les mesures on peut utiliser les observables MP1 et MP2 :

$$MP1 = P1 - \left(\frac{2}{\gamma-1} + 1 \right) L1 + \left(\frac{2}{\gamma-1} \right) L2$$

$$MP2 = P2 - \left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} \right) L1 + \left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} - 1 \right) L2$$

où $\gamma = (f_1/f_2)^2$

MP1 peut être calculé avec le code C/A en remplaçant P1 par C1.

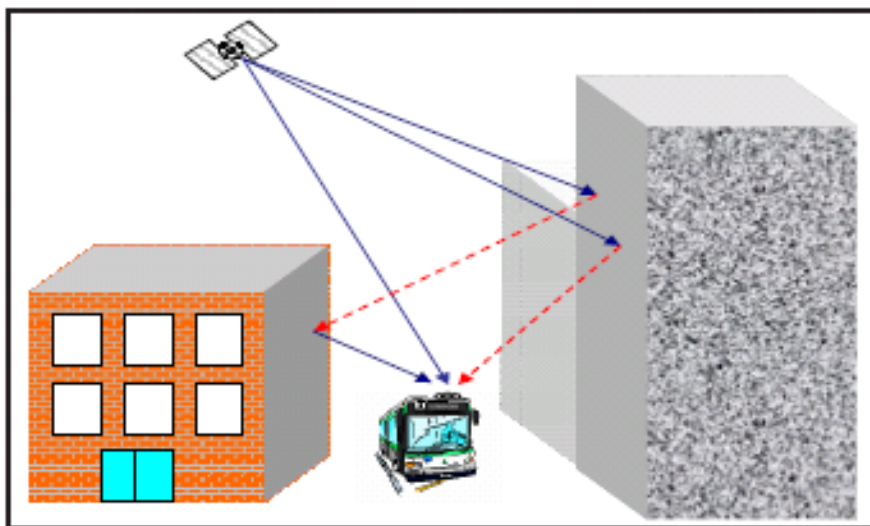


Figure III.10 – Effet du multi trajet. Les lignes bleues (gras) représentent les ondes RHCP et les rouges (tirets) les LHCP.

III.2.12 Saut de cycle :

Un saut de cycle est le changement rapide d'une mesure de phase en nombre entier. Ce phénomène n'affecte pas la partie fractionnaire de la phase. La cause d'un saut de cycle est la perte de réception du signal d'un satellite pendant un certain temps, ou des problèmes matériels. Il y a plusieurs méthodes pour la détection et la correction des sauts de cycle. La détection se fait habituellement par les différentes combinaisons des mesures.

III.2.12.1 Combinaison des mesures pour la détection des sauts de cycle :

La simple différence entre deux époques de la combinaison sans géométrie ($L_1 - L_2$), est une mesure de vérification pour le saut de cycle. On a :

$$\delta L_4 = L_4(t_i + 1) - L_4(t_i) = \lambda_1 \delta N_1 - \lambda_2 \delta N_2 - \delta \Delta_{ion}$$

où L_4 est la combinaison sans géométrie, t_i l'époque, delta montre la différenciation entre deux époques, et Δ_{ion} est l'effet résiduel de l'ionosphère sur L_4 .

La variation de la valeur de L_4 est due au changement de délai ionosphérique entre deux époques et des biais qui en général sont assez petits entre deux époques.

Si on trouve des changements rapides, on peut s'attendre à la présence d'un saut de cycle.

La deuxième combinaison est la combinaison code-phase :

$$Phc = \lambda_4 \left(\frac{L_1}{\lambda_1} - \frac{L_2}{\lambda_2} \right) - \lambda_5 \left(\frac{P_1}{\lambda_1} - \frac{P_2}{\lambda_2} \right)$$

Où $\lambda_4 = \left(\frac{1}{\lambda_1} - \frac{1}{\lambda_2} \right)^{-1}$ et $\lambda_5 = \left(\frac{1}{\lambda_1} + \frac{1}{\lambda_2} \right)^{-1}$

Nous avons utilisé cette combinaison au niveau de la double différence.

Un autre critère peut être la différence entre doubles différences sur L_1 et sur L_2 .

C'est une combinaison L_4 sans géométrie au niveau de la double différence.

Pour une station seule, on peut utiliser les simples différences observées entre les satellites moins les valeurs calculées. Le changement de cette combinaison est assez lent au cours du temps ; les changements rapides sont dus aux sauts de cycle.

Après détection des sauts de cycle il faut soit réintroduire les nouvelles ambiguïtés, soit corriger d'un nombre entier de cycles.

III.2.13 Faiblesse du volume polyédrique :

Un « coefficient d'affaiblissement de la précision », GDOP (*Geometric Dilution Of Precision*) peut être associé au niveau de précision correspondant à la configuration géométrique des satellites avec le récepteur. En effet, si quatre satellites par exemple sont utilisés pour le positionnement d'un récepteur, la localisation spatiale des cinq éléments conduit à une représentation pentaédrique. Plus le volume est grand, moins l'indicateur GDOP est élevé et donc meilleure est la précision. Pour calculer le GDOP d'un positionnement, le récepteur GPS n'a besoin que des éphémérides des satellites utilisés.

On considère généralement que la configuration géométrique est acceptable lorsque le GDOP est inférieur à 6. L'utilisateur peut ainsi avoir une idée de la confiance à apporter dans une mesure :

- une valeur de GDOP de 2 à 3 est excellente (grande précision).
- une valeur de GDOP de 5 à 6 est bonne (précision moyenne).
- une valeur de GDOP de 9 à 10 est passable (mauvaise précision).

Le GDOP est donc un indicateur précieux du repérage. Associé à l'erreur de distance U.E.R.E (User Equivalent Ranging Error), il permet d'exprimer l'erreur générale de position par le produit $(G.D.O.P) \times (U.E.R.E) = \text{Erreur globale de position}$.

III.3 ANALYSE DES POSTES D'ERREURS :**III.3.1 Classement des principaux postes d'erreurs :**

Dans le tableau suivant, nous récapitulerons les principales causes d'erreurs, les conséquences sur une estimation d'une ligne de base et les solutions à mettre en oeuvre pour réduire ou éliminer ces erreurs.

Causes	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 de récepteurs bifrquences
Couche basse de l'atmosphère : la troposphère	Influence surtout la composante verticale	Modèles adaptés estimation statistique de paramètres
Les multi trajets réflexions multiples enregistrées par le récepteur comme mesures propres	Perte d'exactitude	Augmentation de la durée d'observation
Non stabilité des antennes : Variation du centre de phase.	Perte d'exactitude surtout sur de longues distances et avec des antennes de types différents	Utilisation de cartographies de variations des centres de phase
Dégradation volontaire	Perte d'exactitude	Technologie des récepteurs

Tableau III.4-Postes d'erreurs.

CHAPITRE IV

DIFFERENTS TYPES DE POSITIONNEMENTS GPS

IV.1 INTRODUCTION :

Pour effectuer un positionnement à l'aide du GPS, on peut recourir à l'une ou l'autre des deux méthodes suivantes : le positionnement par point unique (c.-à-d. absolu) ou le positionnement différentiel (c.-à-d. relatif). Le positionnement GPS par point unique n'utilise qu'un seul récepteur GPS, tandis que le positionnement différentiel emploie deux ou plusieurs récepteurs GPS qui suivent simultanément les mêmes satellites. Les travaux de levé avec le GPS sont habituellement réalisés en mode différentiel. Cela s'explique par le fait que le mode différentiel permet d'atteindre un degré d'exactitude plus élevé que ne le permet le positionnement GPS par point unique. Toutefois, un désavantage important du positionnement différentiel est qu'il dépend des mesures ou des corrections fournies par un récepteur de référence. En d'autres mots, on doit pouvoir disposer de deux ou plusieurs récepteurs GPS. Les progrès récents en positionnement GPS démontrent qu'un utilisateur pourvu d'un seul récepteur GPS peut obtenir une exactitude de positionnement comparable à celle du positionnement différentiel (c.-à-d., avec une exactitude de l'ordre de quelques centimètres à quelques décimètres).

IV.2 TYPES DE POSITIONNEMENTS BASES SUR LA PSEUDO-DISTANCE :

Nous abordons ici les méthodes de positionnement basé sur l'observation de pseudo-distances, c'est-à-dire la mesure du code C/A. C'est la mesure qu'il est généralement possible de faire couramment avec les récepteurs de navigation.

IV.2.1 Positionnement absolu :

Le positionnement GPS par point unique, aussi appelé positionnement autonome, n'emploie qu'un seul récepteur GPS. En d'autres mots, un récepteur GPS unique suit simultanément quatre satellites GPS ou plus afin de déterminer ses propres coordonnées par rapport au centre de la Terre. Pour déterminer la position par point unique du récepteur en tout temps, les coordonnées des satellites ainsi qu'au moins quatre distances jusqu'à quatre satellites sont requises. Le récepteur obtient les coordonnées des satellites par l'intermédiaire des messages de navigation diffusés, tandis que les distances sont obtenues soit à partir du code C/A ou du code P, tout dépendant du type de récepteur.

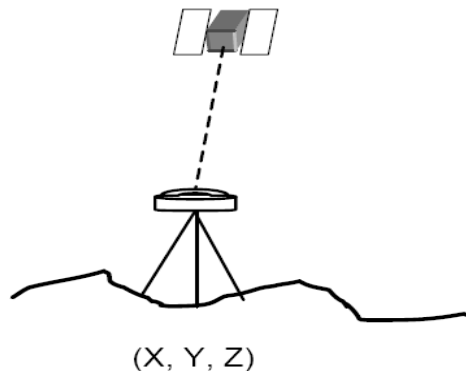


Figure IV.1-Le positionnement absolu.

Comme on le sait bien, les pseudo distances mesurées sont contaminées par les erreurs de synchronisation des horloges des satellites et des récepteurs. La correction des erreurs d'horloge des satellites peut être effectuée en appliquant la correction d'horloge du satellite contenue dans le message de navigation, tandis que l'erreur d'horloge du récepteur est traitée comme paramètre inconnu additionnel dans le processus d'estimation. Le nombre total de paramètres inconnus est donc de quatre : trois pour les coordonnées du récepteur et un pour l'erreur d'horloge du récepteur. C'est là la raison qui justifie le recours aux données d'au moins quatre satellites. Si le récepteur suit plus de quatre satellites, on applique soit l'estimation par les moindres carrés, soit la technique de filtrage de Kalman. Comme les coordonnées des satellites sont fournies dans le Système géodésique mondial (SGM) 84, les coordonnées du récepteur seront également calculées dans le système SGM 84.

Cette méthode consiste à obtenir la position du récepteur, en absolu, par intersection des sphères (Figure IV.2) d'émission de chaque satellite. Elle permet d'obtenir une erreur moyenne de positionnement d'une dizaine de mètres à la volée.

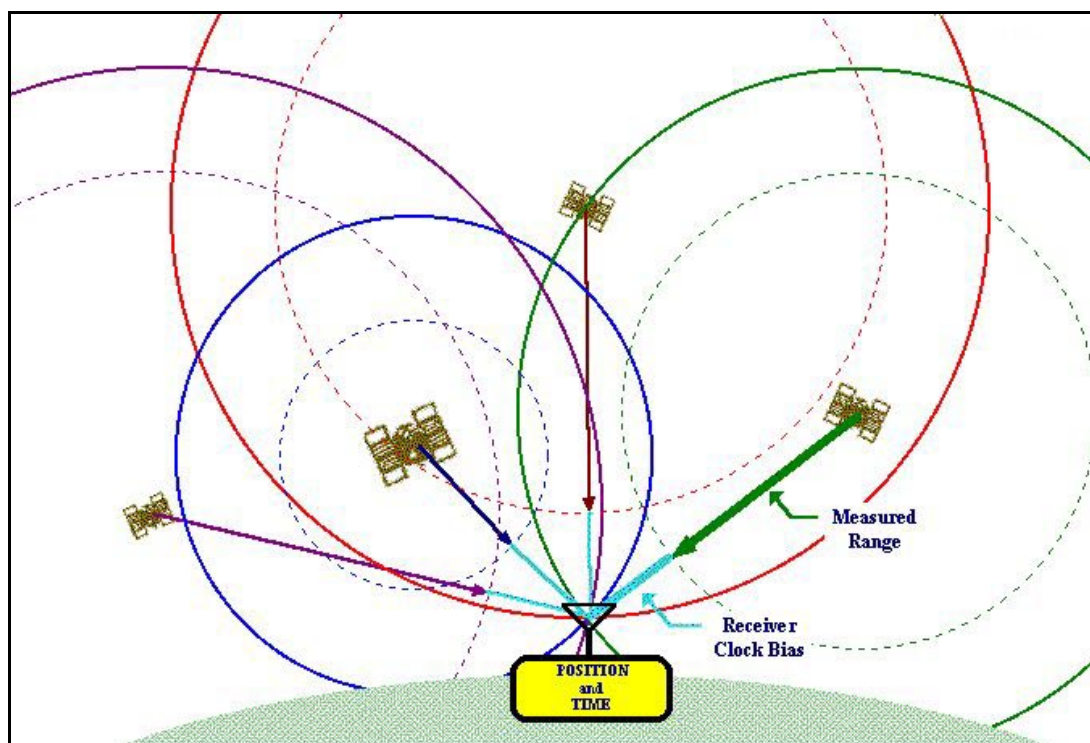


Figure IV. 2- Mesure de pseudo-distance.

Le graphe suivant (Figure IV.3) présente l'histogramme de la distribution des écarts entre les mesures instantanées et la valeur géodésique (donnée par la fiche signalétique du point observé). La précision décamétrique annoncée est validée par 99,5% des mesures.

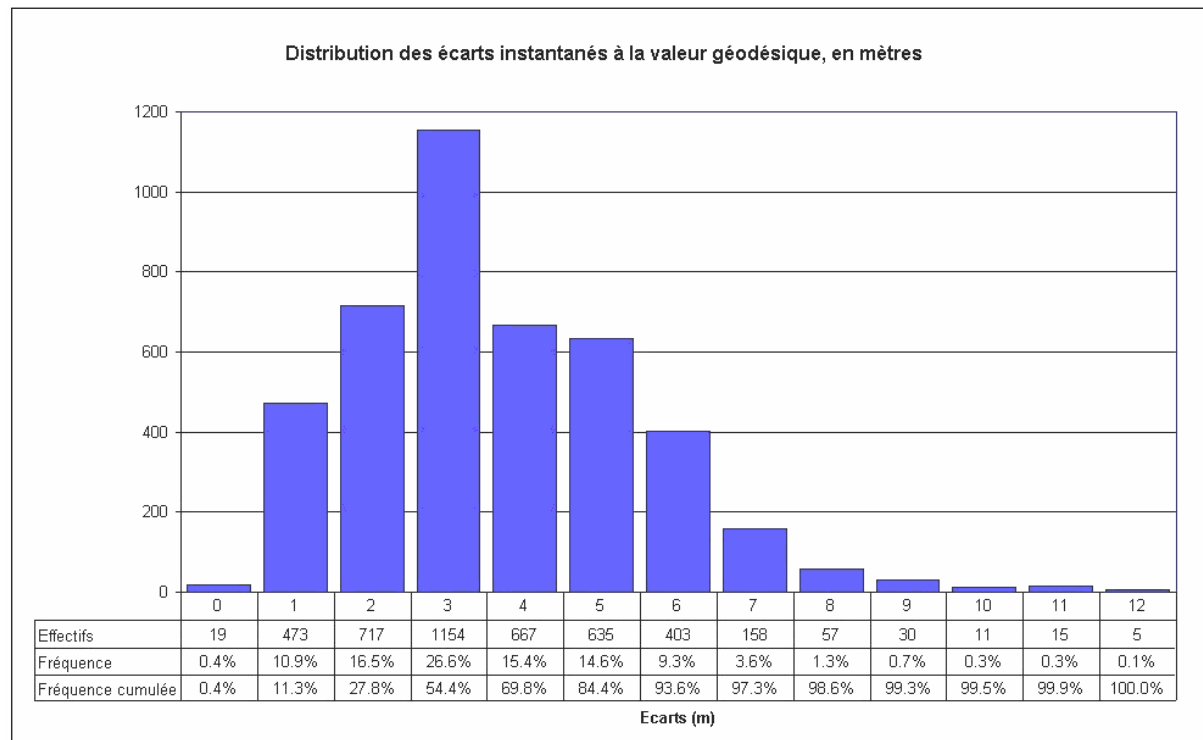


Figure IV.3-Positionnement GPS à la volée, précision planimétrique.

Il peut, cependant, être nécessaire d'obtenir des résultats plus fins et les études menées dernièrement ont montré que le calcul d'une position moyenne, sur environ 10 minutes, était un bon moyen de réduire l'erreur sur la position absolue. Deux éléments ont été considérés : tout d'abord, le comportement temporel de la moyenne instantanée des mesures, puis la validité de cette valeur moyenne par rapport aux coordonnées connues. Pour le premier point, nous avons constaté qu'une période d'observation de vingt minutes environ garantissait une convergence absolue de la moyenne instantanée à moins de 1 mètre de sa valeur finale (Figure IV.5).

De manière générale, sur l'ensemble des points test observés, on constate que les mesures se répartissent aléatoirement dans un cercle d'un rayon moyen d'environ huit mètres (Figure IV.4). Par conséquent, on peut ainsi mesurer pleinement le gain du calcul de la moyenne, minimisant le caractère aléatoire de la mesure isolée.

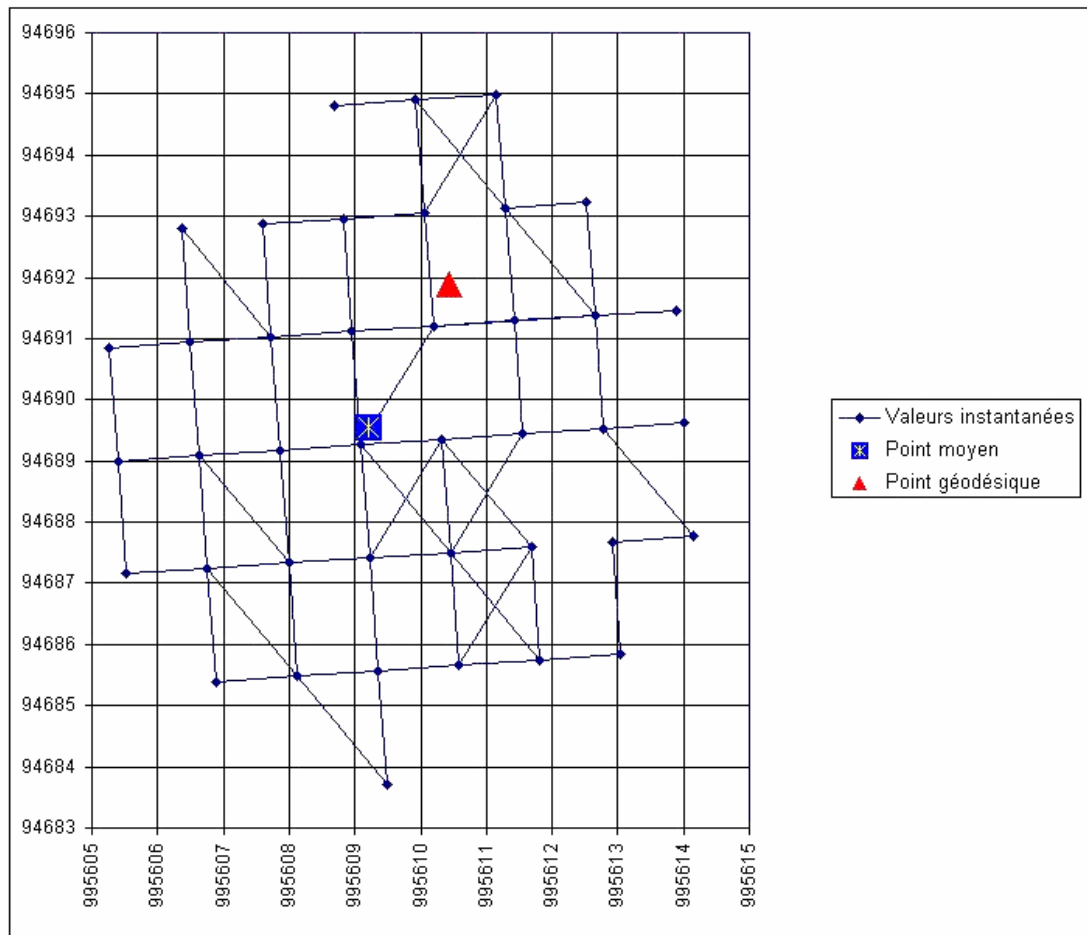


Figure IV.4- Répartition géographique des mesures instantanées.

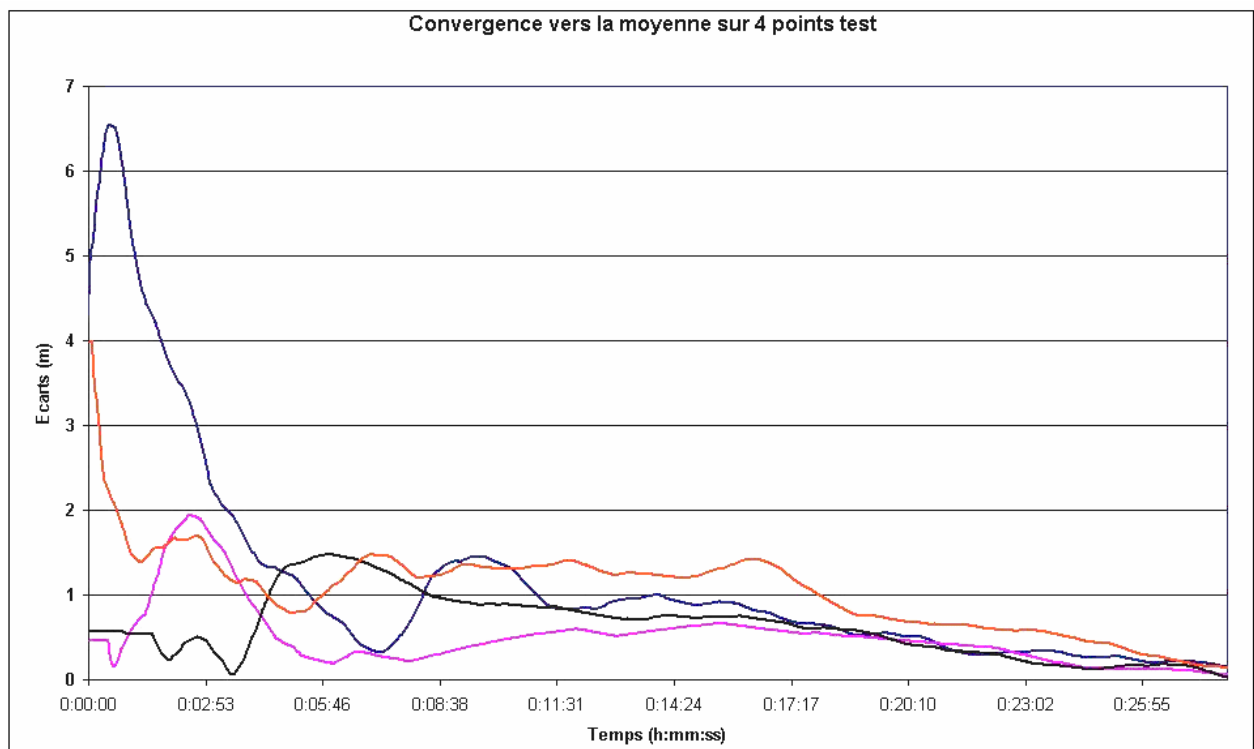


Figure IV.5-Comportement temporel de la moyenne instantanée.

Pour conclure, la précision du positionnement autonome est étroitement liée à la précision des éphémérides radiodiffusées. De multiples corrections sont envisageables pour améliorer le résultat, mais la qualité du récepteur utilisé (niveau de bruit sur les mesures) et la présence de multi-trajets sur le site, seront les facteurs limitant.

IV.2.2 Positionnement différentiel :

Les méthodes de positionnement différentiel peuvent s'appliquer avec tous les types de matériel (navigation ou géodésique) et se déclinent en deux grandes familles : le post-traitement et le temps réel. La première méthode est la plus simple et la moins coûteuse ; la seconde est plus complexe et nécessite un système de communication pour transmettre les données.

Dans ce type de positionnement, on considère que les principales erreurs du GPS (orbitales, atmosphériques et dérive d'horloge) sont du même ordre de grandeur dans la région avoisinant la station de contrôle (ou pivot). Ce pivot enregistre les mesures et calcule en continu la position des satellites en visibilité. Il détermine alors les corrections différentielles qui sont envoyées, ou appliquées, à tous les récepteurs situés dans son secteur. C'est la méthode dite des corrections aux positions. Elle présente néanmoins une contrainte majeure : les mêmes satellites doivent être observés par les deux stations. Un problème de masque peut faire échouer cette méthode, qui est de ce fait, le plus souvent utilisée dans le domaine maritime. En positionnement différentiel, la méthode d'application de corrections aux observations est préférable à celle des corrections appliquées aux positions.

Quelque soit la méthode de correction, qu'elle soit appliquée en temps réel ou en post-traitement, il demeure que plus le récepteur mobile est éloigné du pivot plus les erreurs aux deux emplacements diffèrent. Le positionnement différentiel devient alors de plus en plus inexact. On distingue alors trois classes de ligne de base :

- **les bases très courtes** (inférieures à 5 km). Dans ce cas, on peut utiliser indifféremment un récepteur mono fréquence ou bi-fréquence, ces seuls critères de précision étant noyés dans le bilan d'erreur global. Pratiquement, la différence se verra au temps d'initialisation du récepteur. Pour la mesure en mono fréquence, 5 min sont nécessaires à l'initialisation et 10 min pour une détermination centimétrique. En bi-fréquence, l'initialisation prend environ 30 s et calcule un point en 6 min.
- **les bases moyennes** (de 5 à 20 km). Sur le territoire métropolitain, il est assez rare d'avoir à réaliser des bases de cet ordre de grandeur, sauf dans le cas de chantier de rattachement très spécifique. Là

encore, le temps d'initialisation va jouer le rôle déterminant. Sur une base de 5 à 10 km, un mono fréquence aura besoin de 30 à 60 min alors qu'un bi-fréquence n'en demandera que 7 à 15. Et si la valeur de base est poussée entre 10 et 20 km, on passe à des durées de 1 à 2 h, et 15 à 30 min, respectivement.

- **les bases longues** (au-delà de 20 km). Il est alors très difficile de fixer raisonnablement les ambiguïtés entières. Les temps d'observations et les volumes de calcul deviennent dans ces cas extrêmement lourds.

Le but de cette méthode est 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)

Le but est de déterminer les coordonnées d'un point inconnu (k), à partir des coordonnées d'un point connu (i) et pour cela déterminer la base à partir de mesures de phases aux deux points i et k, simultanément sur les mêmes satellites

$$\vec{B}_{i \rightarrow k} = \begin{pmatrix} X_K - X_i \\ Y_K - Y_i \\ Z_K - Z_i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta X_{ik} \\ \Delta Y_{ik} \\ \Delta Z_{ik} \end{pmatrix}$$

On a vu précédemment que l'expression de la mesure de phase à la station i sur le satellite j est:

$$\Phi_i^j = f(dt^j - dt_i) + \frac{f}{c} \rho_i^j - N_i^j$$

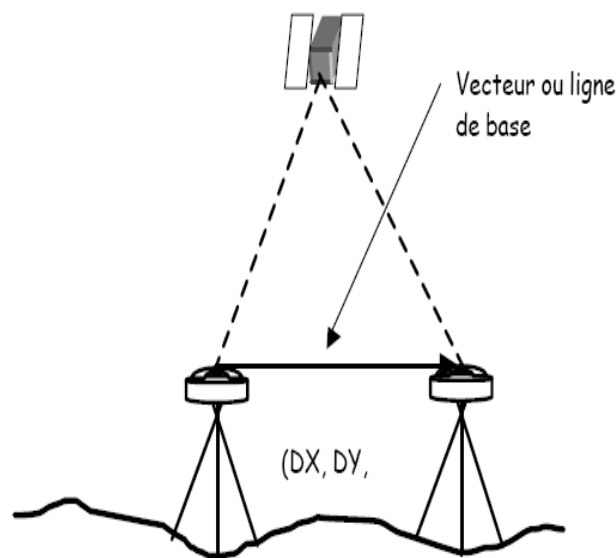


Figure IV.6-Le positionnement relatif.

Cette expression n'est pas directement utilisée dans les programmes de calcul, on forme en effet les différences comme suit :

IV.2.2.1 La simple différence par mesure de phase :

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.

On rappelle qu'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.

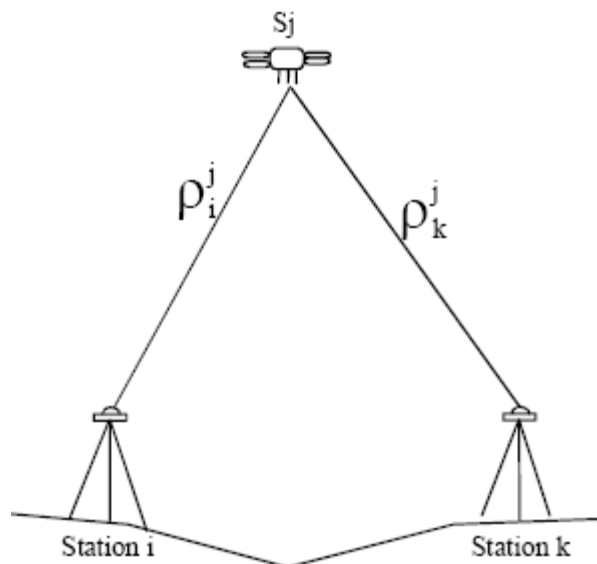


Figure IV.7-La simple différence.

Les stations i et k observent le même satellite j au même instant, et on forme la simple différence

$$\Phi_{ik}^j = \Phi_k^j - \Phi_i^j$$

$$\Phi_{ik}^j = f(dt_i - dt_k) + \frac{f}{c}(\rho_k^j - \rho_i^j) - (N_k^j - N_i^j)$$

IV.2.2.2 La double différence par mesure de phase :

La 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.

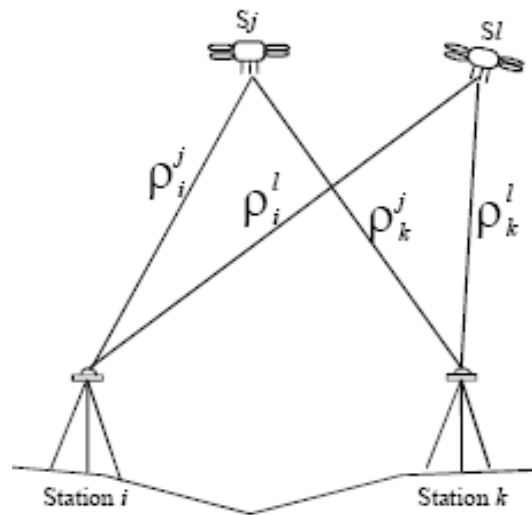


Figure IV.8-La double différence.

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

$$\Phi_{ik}^{jl} = \Phi_{ik}^l - \Phi_{ik}^j$$

$$\Phi_{ik}^{jl} = \frac{f}{c} (\rho_k^l - \rho_k^j + \rho_i^j - \rho_i^l) - (N_k^l - N_k^j + N_i^j - N_i^l)$$

IV.2.2.3 La triple différence par mesure de phase :

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.

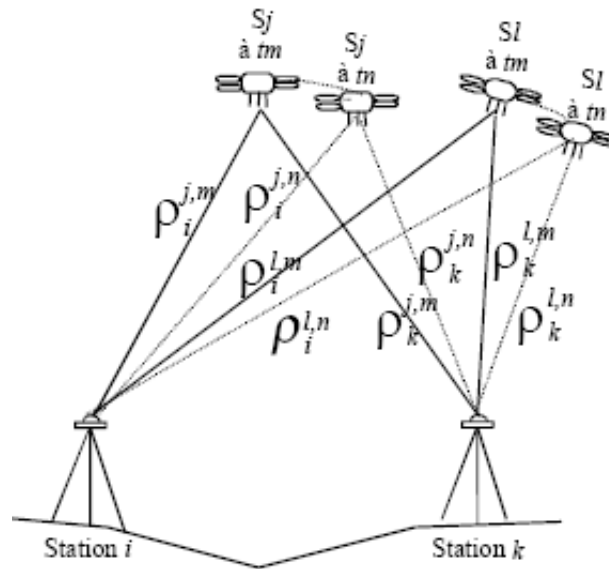


Figure IV.9-La triple différence.

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

$$\Phi_{ik}^{jl,nn} = \Phi_{ik}^{l,n} - \Phi_{ik}^{j,m}$$

$$= \frac{f}{c} (\rho_k^{l,n} - \rho_k^{j,n} + \rho_i^{j,n} - \rho_i^{l,n} - \rho_k^{l,m} + \rho_k^{j,m} - \rho_i^{j,m} + \rho_i^{l,m})$$

IV.3 TYPES DE POSITIONNEMENTS BASES SUR LA PHASE :

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

IV.3.1 Le mode statique :

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

IV.3.1.1 Statique monofréquence:

Ce mode est utilisée pour des lignes de bases inférieures à 15-20 km; les mesures de phases se font sur L1, la durée des observations étant environ une heure. On oriente les antennes. Les calculs en standard se font avec les orbites radiodiffusées, des modèles de ionosphère et troposphère.

La précision est de l'ordre de $2\text{mm} \pm 5 \cdot 10^{-6} \text{ D}$.

IV.3.1.2 Statique bi fréquence:

Les mesures de phases se font sur les deux longueurs d'onde L1 et L2, les durées variant de quelques heures à plusieurs jours pour des longueurs de bases de quelques dizaines de kilomètres à quelques milliers de kilomètres. La précision dépend du mode de calcul adopté:

Avec les logiciels standards le calcul se fait sur L3, avec modèle de troposphère (certain avec possibilité d'introduire des données météo), et utilisent des éphémérides radiodiffusées ou précises. Les calculs plus précis, avec des logiciels scientifiques permettent d'estimer des paramètres de troposphère, d'ionosphère, d'orbites, d'horloge, ils utilisent les fichiers de calibration d'antennes. Selon les options de calculs la précision est entre $2\text{mm} \pm 10^{-6} \text{ D}$ et $2\text{mm} \pm 10^{-8} \text{ D}$.

Ces deux modes sont utilisés pour l'élaboration de réseaux, et implique des mesures surabondantes de ligne de base. Le calcul des lignes de bases est une première étape qui est ensuite complétée par un ajustement de réseau. Ceci permet d'avoir une estimation réaliste de la précision. En effet les écarts types qui sortent des calculs de lignes de base sont très optimistes, il n'est pas rare d'avoir des écarts-types de quelques dixièmes de

millimètres pour une base de plusieurs dizaines de kilomètres pour une durée d'observation de plusieurs heures.

IV.3.1.3 Statique rapide :

Ce qui différencie ce mode des précédents c'est le mode de calcul qui fait intervenir des algorithmes de résolution rapides des ambiguïtés qui permettent d'observer avec des temps plus courts. Bien que le mode statique rapide existe en monofréquence, il est bien plus efficace en bifréquence avec la combinaison L5. La longueur d'onde étant plus grande la résolution des ambiguïtés est plus facile. Les logiciels de résolution rapide des ambiguïtés font d'autre part intervenir des techniques probabilistes.

Cette technique est en général utilisée pour des distances inférieures à 15 km, et il faut remarquer ici que bien qu'on observe en bifréquence l'erreur d'ionosphère n'est pas éliminée par la combinaison des phases puisque ce n'est pas L3.

La durée d'observation est très dépendante de la longueur des bases (quelques minutes pour des bases inférieures au kilomètre, 10 à 20 minutes pour des bases supérieures à 10 km) mais dépend aussi de la constellation des satellites visibles. On peut rappeler aussi que la méthode est d'autant plus sensible au trajet multiple que la durée d'observation est courte.

IV.3.2 Le mode dynamique :

Le mode dynamique se décline en plusieurs méthodologies d'observations, dont la facilité de mise en œuvre est fortement conditionnée par le matériel employé d'une part, et d'autre part, par la finalité des mesures. Dans ce type de positionnement on a un récepteur fixe et un (ou plusieurs) récepteur(s) mobiles.

IV.3.2.1 Cinématique :

Lorsqu'il est basé sur la mesure de phase, le mode cinématique nécessite l'entière détermination des ambiguïtés pour obtenir des précisions décimétriques. Anciennement, il était nécessaire d'initialiser le mobile sur une position fixe mais à présent, des algorithmes de calcul "on the fly" sont couramment intégrés dans les contrôleurs. On l'applique généralement pour établir une relation entre des éléments physiques et des données recueillies à bord d'un véhicule en mouvement (avion pour des prises de vues aériennes).

IV.3.2.2 Semi cinématique :

De l'Anglais **Stop-and-Go**. Cette méthode consiste à stationner sur chacun des points à mesurer pendant une dizaine de secondes. Avant le départ du mobile, les ambiguïtés

entières doivent être déterminées et le mobile doit maintenir un verrouillage sur quatre satellites au moins. Si le verrouillage est perdu, l'opérateur doit alors retourner au dernier point correctement mesuré et relancer l'initialisation. Cette méthode est donc très rapide et efficace mais nécessite de travailler dans des zones bien dégagées.

IV.3.2.3 Pseudo cinématique :

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

IV.3.2.4 Statique rapide :

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

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

Tableau IV.1-Récapitulatif des méthodes GPS.

IV.4 FIXATION DES AMBIGUITES ENTIERES :**IV.4.1 Description :**

L'ambiguïté de phase est le nombre entier de longueurs d'ondes contenu dans la distance initiale entre le récepteur et le satellite. Cette valeur demeure constante tant et aussi longtemps qu'il n'y pas d'interruption dans l'acquisition du signal, appelée saut de cycle. Dans le cas contraire, une nouvelle ambiguïté de phase doit être déterminée ou les sauts de cycles doivent être corrigés.

IV.4.2 Corrections :

Les ambiguïtés de phase sont des paramètres inconnus qu'on estime habituellement par moindres carrés. En raison du comportement constant de ce paramètre, celui-ci pourrait aussi être éliminé des équations d'observations en différenciant ces dernières temporellement, mais cela affaiblit la géométrie de la solution et ne permet pas de bénéficier des avantages de la résolution des ambiguïtés de phase. Lors des calculs par 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 et avoir une meilleure confiance dans le résultat.

Par exemple pour un calcul standard d'ambiguïtés libres, la précision est de l'ordre de 10^{-5} x Distance. En fixant les ambiguïtés la précision est de l'ordre de 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.4.3 : Estimation :

Considérons un récepteur bi fréquences capable d'utiliser le code P dans ces mesures, donc on aura :

$$P_1 = \rho + I - e_1$$

$$\Phi_1 = \rho - I + \lambda_1 N_1 - E_1$$

$$P_2 = \rho + \left(f_1 / f_2\right)^2 I - e_2$$

$$\Phi_2 = \rho - \left(f_1 / f_2\right)^2 I + \lambda_2 N_2 - E_2$$

P_1, P_2 sont les mesures de code sur les deux fréquences L_1, L_2 (en mètre).

Φ_1, Φ_2 sont les mesures de phase sur les deux fréquences L_1, L_2 (en mètre).

ρ distance géométrique récepteur-satellite.

I retard ionosphérique.

e_1, e_2 sont les erreurs sur les mesures de code sur les deux fréquences L_1, L_2 .

E_1, E_2 sont les erreurs sur les mesures de phase sur les deux fréquences L_1, L_2 .

N_1, N_2 sont les deux ambiguïtés sur les mesures de phase sur les deux fréquences L_1, L_2 .

En fait, nous avons

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

On peut mettre les équations précédentes sous la forme matricielle suivante :

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

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

La matrice inverse des coefficients est :

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

IV.5 ORBITOGRAPHIE:**IV.5.1 Introduction:**

Un satellite n'est en théorie soumis qu'à la gravité de la Terre et son déplacement obéit aux lois de Kepler. Ces lois sont déduites de la mécanique newtonienne et de la gravité. Les principales caractéristiques du déplacement d'un véhicule satellite sont :

- l'orbite est elliptique avec un foyer situé au centre de masse de la Terre.
- les points, 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.

Aussi la vitesse d'un satellite évolue entre le périégée et l'apogée pour maintenir constant la somme de son énergie cinétique et de son énergie potentielle. Cette dernière est plus importante lorsque le véhicule est éloigné du centre de masse de la Terre alors que l'énergie cinétique est maximale au périégée du satellite.

IV.5.2 Position relative d'un satellite et d'un observateur :

Un observateur se trouve sur la surface de la Terre en un point Q. La position de ce point est déterminée dans un système de coordonnées orthogonal attaché à la Terre (ECEF = *Earth Centered Earth Fixed*). L'origine O de ce système est fixée au centre de la Terre. La direction de l'axe OX est donnée par l'intersection de l'équateur terrestre et le méridien de Greenwich, l'axe OY est dans le plan de l'équateur et orthogonal à OX, et l'axe OZ correspond à l'axe de rotation de la Terre.

Dans le système ECEF, la position de l'observateur est donnée par le vecteur

$$\overrightarrow{OQ} = \mathbf{r}_{obs} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}$$

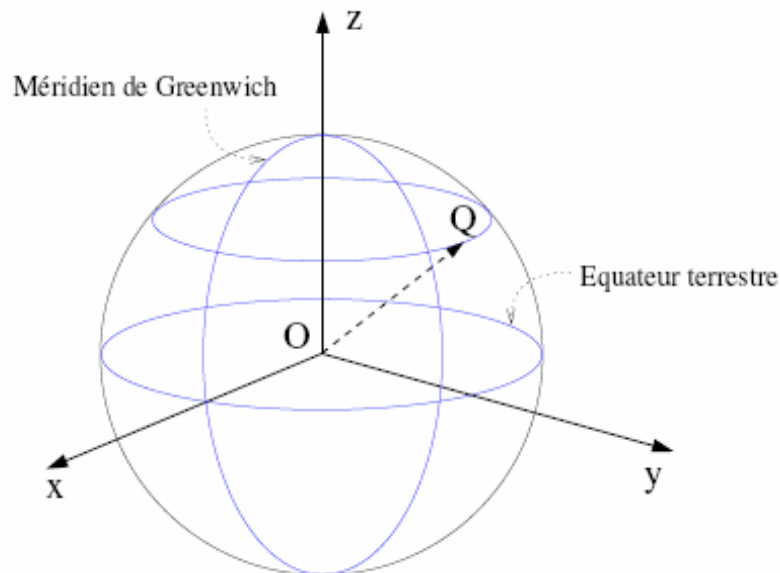


Figure IV.10-La position de l'observateur dans le système ECEF.

En même temps, un satellite S se trouve dans l'espace autour de la Terre. Son orbite décrit une ellipse presque circulaire, dont le rayon moyen est d'environ 26000 km, soit un peu plus de quatre fois le rayon terrestre. Le tour complet de l'orbite est parcouru en 12 heures environ.

Les paramètres de l'orbite et la position du satellite, connus avec une grande précision sont donnés dans le système de coordonnées de Kepler :

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

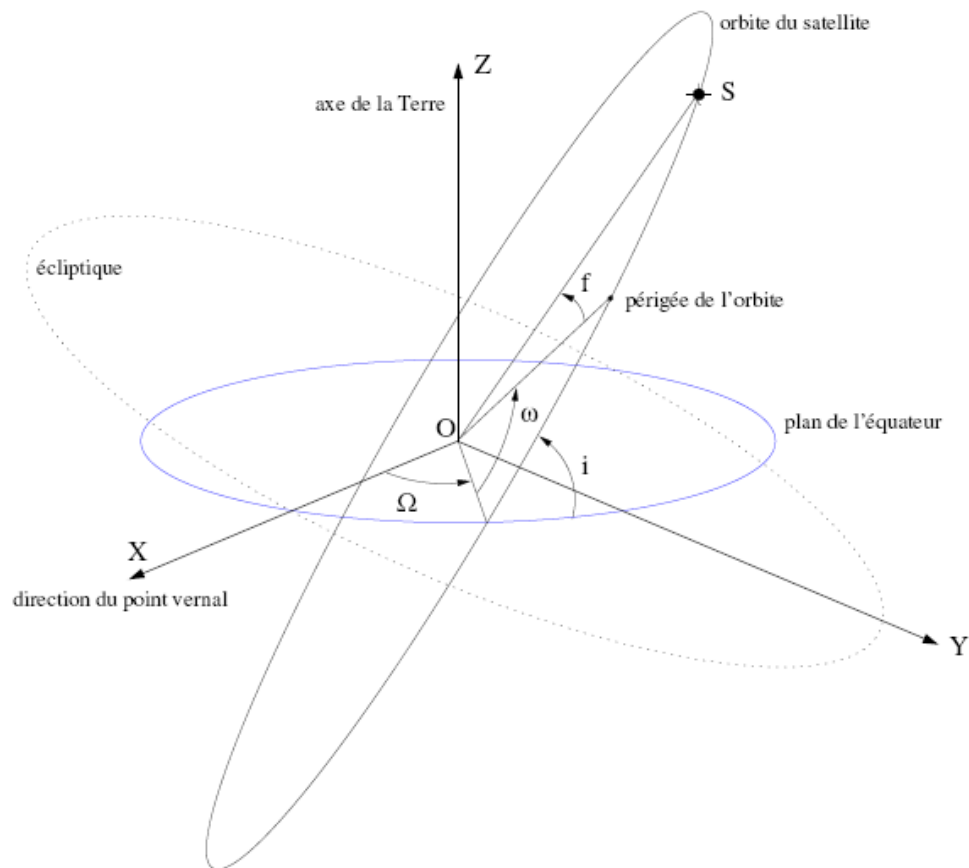


Figure IV.11-Position du satellite dans le système de coordonnées de Kepler.

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

Supposons que la position du satellite, qui varie au cours du temps, est représentée dans le système ECEF par le vecteur $\overrightarrow{OS} = \overrightarrow{rs}(t)$.

L'observateur reçoit au temps t un message du satellite. A cause de la distance, ce message aura été envoyé par le satellite à un instant antérieur $t-\tau$, où $\tau > 0$ représente la durée de la transmission. L'ordre de grandeur de ce délai est d'environ 60 millisecondes.

Ce message fournit sous forme codée de nombreuses informations en rapport avec le calcul de positionnement par GPS. En particulier, il contient la position exacte du satellite dans le système de coordonnées de Kepler ainsi que l'heure exacte à l'horloge du satellite au moment de l'envoi. La précision de cette horloge est de 10^{-9} secondes.

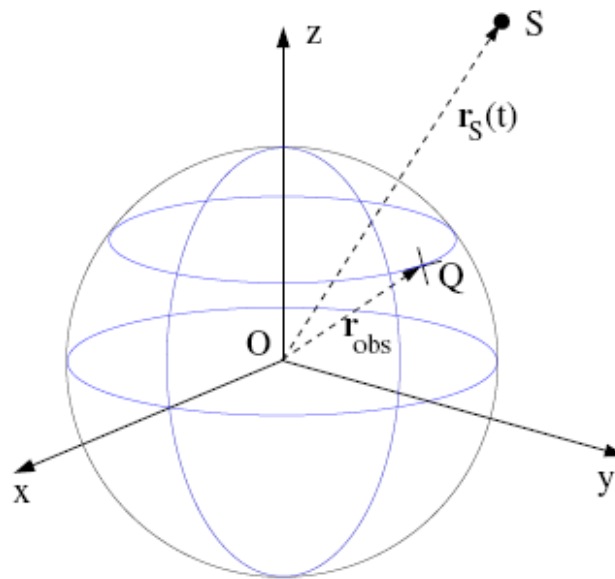


Figure IV.12-La position du satellite dans le système ECEF.

A cause de la rotation de la Terre, la position de l'observateur aura changé par rapport au satellite pendant le temps de transmission du message. Le déplacement est d'environ 30 m pour un observateur qui serait situé sur l'équateur.

Désignons par Q_0 et S_0 les positions respectives de l'observateur et du satellite au moment de l'envoi du message, et par Q_1 la position de l'observateur au moment de la réception du message.

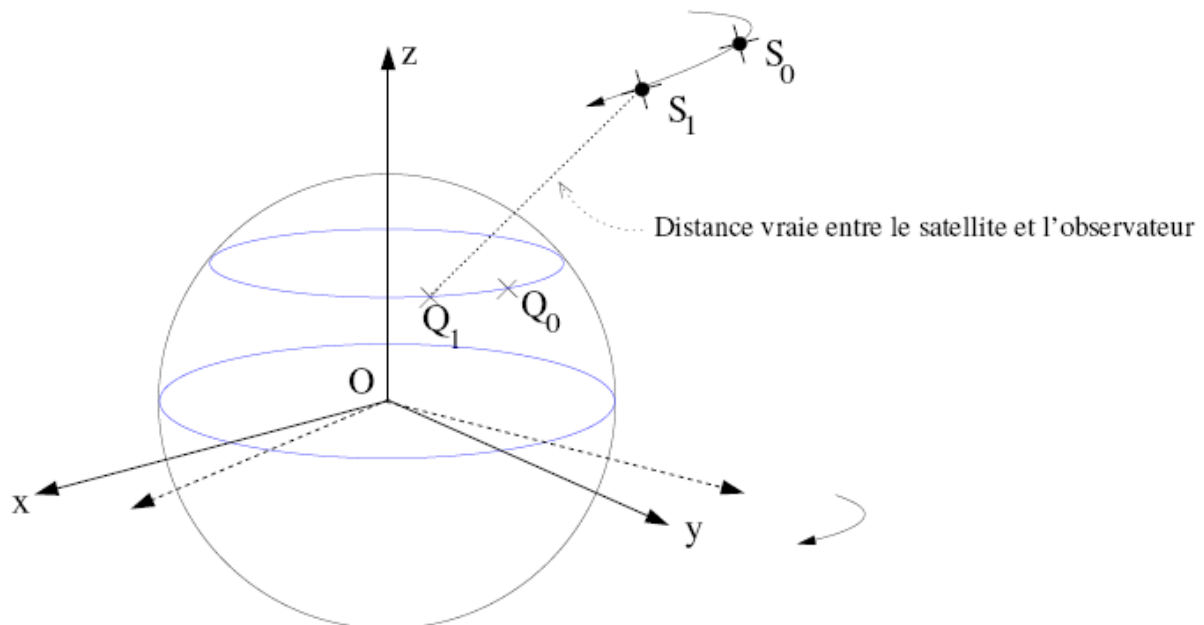


Figure IV.13-La variation de la position de l'observateur durant la transmission du message.

Pour calculer la distance entre l'observateur et le satellite, on peut transformer les coordonnées du point S_0 (telles qu'elles étaient au moment de l'envoi) comme si le système de coordonnées du satellite avait suivi la même rotation que l'observateur. Si le satellite avait

aussi tourné autour de l'axe OZ durant l'intervalle de temps τ , sa position « virtuelle » S_1 serait donnée par la rotation autour de l'axe OZ du vecteur $\overrightarrow{OS_0} = \overrightarrow{rs}(t - \tau)$, c'est-à-dire

$$\overrightarrow{OS_1} = R_3(\omega_e \tau) \overrightarrow{rs}(t - \tau)$$

$R_3(\phi)$ est la matrice de rotation d'angle ϕ autour de l'axe OZ :

$$R_3(\phi) = \begin{bmatrix} \cos(\phi) & \sin(\phi) & 0 \\ -\sin(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Et ω_e représente la vitesse angulaire de rotation de la Terre.

De cette manière, la distance vraie entre le satellite et l'observateur peut être exprimée par la longueur du vecteur $\overrightarrow{Q_1S_1}$, c'est-à-dire :

$$\|\overrightarrow{Q_1S_1}\| = \|\overrightarrow{OS_1} - \overrightarrow{OQ_1}\| = \|R_3(\omega_e \tau) \overrightarrow{rs}(t - \tau) - r_{obs}\|.$$

IV.5.3 Conversion des coordonnées entre le système de Kepler et le système 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. L'algorithme de transformation est décrit ci-dessous.

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

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

t_{0e}	temps de référence de l'éphéméride
t_S	temps exact à l'horloge du satellite
μ_0	anomalie moyenne du point de l'ellipse correspondant au temps de référence t_{0e}
Δn	correction de la vitesse angulaire moyenne de rotation
e	excentricité de l'orbite
$\sqrt{a}$	racine carrée du demi grand-axe de l'ellipse
Ω_0	ascension droite de l'orbite au temps de référence
$\dot{\Omega}$	taux de variation de l'ascension droite
i_0	inclinaison de l'orbite au temps de référence
$\dot{i}$	taux de variation de l'inclinaison
ω	argument du périégée de l'ellipse

Tableau IV.2-Données de l'éphéméride d'un satellite.

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

$C_{\omega e}$ $C_{\omega s}$	coefficients de correction de l'argument du périégée
C_{re} C_{rs}	coefficients de correction du rayon de l'orbite
C_{ie} C_{is}	coefficients de correction de l'inclinaison de l'orbite

Tableau IV.3-Les coefficients de correction.

Le calcul de la position du satellite, c'est-à-dire l'obtention de ses coordonnées dans le système de coordonnées ECEF à partir de ses éphémérides, se fait par l'algorithme suivant :

1.	temps passé depuis le temps de référence :	$t = t_S - t_{0e}$
2.	anomalie moyenne au temps t :	$\mu = \mu_0 + \left(\sqrt{\frac{GM}{a^3}} + \Delta n \right) t$ $(GM = 3.986005 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2)$
3.	anomalie excentrique :	$E = \mu + e \sin E$ (résolution de l'équation de Kepler par une méthode itérative)
4.	anomalie vraie :	$f = \arctan \left(\frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E}{\cos E - e} \right)$
5.	longitude du noeud ascendant :	$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_e) t - \omega_e t_{0e}$ (ω_e : vitesse angulaire de rotation de la Terre = $7.292115147 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$)
6.	argument corrigé du périégée :	$\omega_c = \omega + f + C_{\omega c} \cos 2(\omega + f) + C_{\omega s} \sin 2(\omega + f)$
7.	distance radiale corrigée :	$r = a(1 - e \cos E) + C_{rc} \cos 2(\omega + f) + C_{rs} \sin 2(\omega + f)$
8.	inclinaison corrigée :	$i = i_0 + \dot{i} \cdot t + C_{ic} \cos 2(\omega + f) + C_{is} \sin 2(\omega + f)$
9.	coordonnées ECEF du satellite :	$X_S = r \cos \omega_c \cos \Omega - r \sin \omega_c \cos i \sin \Omega$ $Y_S = r \cos \omega_c \sin \Omega - r \sin \omega_c \cos i \cos \Omega$ $Z_S = r \sin \omega_c \sin i$

Tableau IV.4-Calcul de la position du satellite.

Remarque :

Si $t > 302.400 \text{ s}$, alors on soustrait 604.800 de t .

Si $t < (-302.400) \text{ s}$, alors on ajoute 604.800 à t .

IV.5.4 Exemple d'un extrait d'almanach :

Un almanach des satellites GPS contient des données de l'orbite et de la position des satellites, correspondant ici aux satellites PRN-01 et PRN-02. Ces données sont mises à jour chaque semaine et sont publiées sur Internet :

```

***** Week 121 almanac for PRN-01 *****
ID:                                01
Health:                            000
Eccentricity:                      0.5200386047E-002
Time of Applicability(s):          61440.0000
Orbital Inclination(rad):           0.9673390706
Rate of Right Ascen(r/s):          -0.7588887536E-008
SQRT(A) (m 1/2):                   5153.674316
Right Ascen at Week(rad):           0.7924119310E-001
Argument of Perigee(rad):           -1.736871094
Mean Anom(rad):                    -0.2029831838E+001
Af0 (s):                           0.2079010010E-003
Af1 (s/s):                         0.0000000000E+000
week:                               121
***** Week 121 almanac for PRN-02 *****
ID:                                02
Health:                            000
Eccentricity:                      0.2202987671E-001
Time of Applicability(s):          61440.0000
Orbital Inclination(rad):           0.9323331497
Rate of Right Ascen(r/s):          -0.8217485148E-008
SQRT(A) (m 1/2):                   5151.892090
Right Ascen at Week(rad):           0.2071884858E+001
Argument of Perigee(rad):           -1.988380277
Mean Anom(rad):                    0.1848168591E+001
Af0 (s):                           -0.1220703125E-003
Af1 (s/s):                         -0.7275957614E-011
week:                               121
***** Week 121 almanac for PRN-03 *****
[...]
```

Figure IV.14-Extrait d'un almanach.

IV.6 LE FORMAT RINEX :

Le format RINEX (Receiver Independant EXchange Format), format d'échange indépendant du récepteur, a été développé par l'Institut d'Astronomie de l'Université de Berne dans le but de fournir dans un même format les données collectées en format propriétaire par des récepteurs de marques différentes.

Il existe six types de fichier différents :

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

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

- *ssss* : acronyme de la station
- *ddd* : jour de l'année du premier enregistrement
- *f* : numéro de la session dans le jour, avec 0 pour une journée complète
- *yy* : année
- *t* : type du fichier avec, entre parenthèses, la lettre correspondante utilisée sous Windows lorsque les fichiers sont compressés :

O(Y) : fichier d'Observation (: la lettre E est utilisée quand les fichiers sont préalablement compressés "Hatanaka").

N(X): fichier de Navigation.

M (W): fichier Météo.

G (V): fichier de navigation GLONASS.

IV.6.1 Le fichier d'observation :

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

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

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

IV.6.1.1 L'en-tête :

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

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

IV.6.1.2 Exemple d'en-tête de fichier d'observation :

2.10	OBSERVATION DATA	G (GPS)	RINEX VERSION / TYPE
teqc 2000Feb29		20050707 15:37:29UTC	PGM / RUN BY / DATE
ANGE			MARKER NAME
10085M001			MARKER NUMBER
F.Bertin	ANGERS AGGLOMERATION		OBSERVER / AGENCY
82205	LEICA RS500	4.20/1.39	REC # / TYPE / VERS
1229	LEIAT504		ANT # / TYPE
4319045.0810	-41299.2210	4677465.1520	APPROX POSITION XYZ
0.0000	0.0000	0.0000	ANTENNA: DELTA H/E/N
1 1			WAVELENGTH FACT L1/2
4 L1 L2 C1 P2			# / TYPES OF OBSERV
30.0000			INTERVAL
2005 6 17 2 0	0.0000000	GPS	TIME OF FIRST OBS
2005 6 17 2 59	59.0000000	GPS	TIME OF LAST OBS
Texte libre permettant de fournir des infos complémentaires			COMMENT
0			RCV CLOCK OFFS APPL
13			LEAP SECOND
30			# OF SATELLITES
G01 1021 1024 1029 1024 1021 1021 1024 1021 1024			PRN / # OF OBS
			END OF HEADER

Figure IV.15-Entête d'un fichier d'observation.

Explications ligne par ligne (En italique grisé figurent les lignes facultatives)

1. Ligne indiquant le numéro de version, le type de fichier et le système satellite. Le format est un flottant de 11 caractères dont deux pour la partie décimale, 11 espaces, une chaîne d'un caractère, 19 espaces et une chaîne d'un caractère puis à nouveau 19 espaces. Cette ligne est obligatoire et doit être la première ligne du fichier.

2. Nom du programme ayant créé le fichier (chaîne de 20 caractères), nom de l'agence ayant créé le fichier (chaîne de 20 caractères) et date de la création du fichier (chaîne de 20 caractères).
3. Nom de la station (chaîne de 60 caractères).
4. *Numéro de la station (chaîne de 20 caractères).*
5. Nom de la personne responsable de la station (chaîne de 20 caractères) et société à laquelle elle appartient (chaîne de 40 caractères).
6. Numéro de série du récepteur (chaîne de 20 caractères), type du récepteur (chaîne de 20 caractères) et version du software interne du récepteur (chaîne de 20 caractères).
7. Numéro de série de l'antenne (chaîne de 20 caractères), type de l'antenne (chaîne de 20 caractères).
8. Coordonnées cartésiennes géocentriques approchées de la station (trois réels de 14 caractères dont quatre pour la partie décimale).
9. Valeurs d'excentrement du point de référence de l'antenne par rapport au repère dont les coordonnées approchées sont celles de la ligne précédente (trois réels de 14 caractères dont quatre pour la partie décimale). La valeur de la composante verticale est la hauteur d'antenne.
10. Facteur de longueur d'onde pour respectivement les fréquences L1 et L2 (trois entiers de 6 caractères). Les valeurs sont 1 lorsque les longueurs d'onde sont entières et 2 lorsque les données ont été enregistrées en mode "squaring". Pour L2, la valeur est 0 lorsque le récepteur est mono fréquence.
11. Nombre et type d'observable (Entier de six caractères puis 9 chaînes de deux caractères précédées de quatre espaces).
12. *Fréquence d'échantillonnage (réel de 10 caractères dont 3 pour la partie décimale)*
13. Date de la première époque de mesure (cinq entiers de 6 caractères plus un réel de 13 caractères dont 7 pour la partie décimale) suivi du système de temps GPS ou GLONASS codé sur une chaîne de 3 caractères.
14. *Date de la dernière époque de mesure contenue dans le fichier (cinq entiers de 6 caractères plus un réel de 13 caractères dont 7 pour la partie décimale)*
15. *Lignes de commentaires facultatives. Le nombre de lignes de commentaires n'est a priori pas limité mais certains logiciels de traitement n'en supportent pas un trop grand nombre.*
16. *Cette ligne indique si l'époque et les mesures sont corrigées de la dérive d'horloge du récepteur. La valeur est 1 quand c'est le cas sinon 0 valeur par défaut. Le format est un entier de 6 caractères*

17. *Décalage entre le temps GPS et le temps UTC depuis le 6 janvier 1980. Cette valeur codée sur un entier de 6 caractères est à 14 s depuis le premier janvier 2006.*
18. *Nombre de satellites pour lesquels il existe des données dans le fichier. Cette valeur est codée sur un entier de 6 caractères.*
19. *Numéro du satellite et nombre de données de ce satellite pour chaque observable de la ligne 11. Le format de cette ligne est de trois espaces, une chaîne d'un caractère, un entier de deux caractères et 9 entiers de 6 caractères*
20. Ligne vide signalant simplement la fin de l'en-tête

IV.6.1.3 Les blocs de mesure :

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

Figure IV.16-Le bloc de mesure d'un fichier d'observation.

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

Chaque ligne suivante présente les valeurs pour chaque satellite dans l'ordre où ils sont listés à la ligne 1 de chaque observable dans l'ordre où ils sont listés dans l'en-tête. Ainsi à la ligne 2 on trouve la valeur pour le satellite 3 de la mesure sur L1, puis la valeur de L2, C1, P2. Chacune de ces valeurs est codée sur un réel de 14 caractères dont **3** pour la partie décimale. Les deux chiffres qui suivent immédiatement cette partie décimale correspondent dans l'ordre: à la valeur du "LLI" (Loss of Lock Indicator) et à un codage du rapport signal sur bruit.

IV.6.1.4 Quelques précisions :

Les observables possibles sont :

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

Les valeurs du flag sont :

- 0 : OK.
- 1 : Coupure de courant entre l'époque précédente et l'époque actuelle.
- 2 : Début d'un mouvement d'antenne dans le cas d'un enregistrement cinématique
- 3 : Occupation d'un nouveau site
- 4 : modification d'informations d'en-tête
- 5 : Enregistrement d'un top externe
- 6 : Enregistrement de sauts de cycle

L'indicateur LLI est codé sur 3 bits :

- 0 ou blanc : OK ou inconnu
- Le bit 0 mis à 1 signifie qu'il y a eu perte de signal entre l'époque courante et la précédente, donc risque de saut de cycle
- Le bit 1 mis à 1 signifie que pour ce satellite et cette époque de mesure, la longueur d'onde utilisée pour enregistrer le signal est inversée par rapport à ce qu'indiquait la ligne 10 de l'en-tête. Ainsi, si on utilisait une longueur d'onde entière, alors on utilise la demi longueur d'onde (squaring) et si on utilisait la demi longueur d'onde, alors on utilise pour cette époque la longueur d'onde entière.
- Le bit 2 est mis à 1 lorsque l'antispoofing est actif

Le signal sur bruit :

Le codage du rapport signal sur bruit prend une valeur comprise entre 1 et 9. La valeur 1 correspond au niveau minimum du rapport signal sur bruit. La valeur 9 au niveau maximum. On considère que l'on a un bon rapport signal/bruit lorsque la valeur est au moins de 5. Lorsque la valeur n'existe pas où est nulle, cela signifie en théorie que l'on ne connaît pas le

rapport signal sur bruit. Cependant, certains traducteurs RINEX mettent la valeur 0 pour indiquer une donnée mauvaise.

IV.6.2 Le fichier de navigation :

GPS NAVIGATION MESSAGE FILE - HEADER SECTION DESCRIPTION			
HEADER LABEL (Columns 61-80)	DESCRIPTION	FORMAT	
RINEX VERSION / TYPE	- Format version (2.10) - File type ('N' for Navigation data)	F9.2,11X, A1,19X	
PGM / RUN BY / DATE	- Name of program creating current file - Name of agency creating current file - Date of file creation	A20, A20, A20	
* COMMENT	Comment line(s)	A60	*
* ION ALPHA	Ionosphere parameters A0-A3 of almanac (page 18 of subframe 4)	2X,4D12.4	*
* ION BETA	Ionosphere parameters B0-B3 of almanac	2X,4D12.4	*
* DELTA-UTC: A0,A1,T,W	Almanac parameters to compute time in UTC (page 18 of subframe 4) A0,A1: terms of polynomial T : reference time for UTC data W : UTC reference week number. Continuous number, not mod(1024)!	3X,2D19.12, 2I9 *)	*
* LEAP SECONDS	Delta time due to leap seconds	I6	*
END OF HEADER	Last record in the header section.	60X	
Records marked with * are optional			

Tableau IV.5- Description de l'entête du message de navigation.

GPS NAVIGATION MESSAGE FILE - DATA RECORD DESCRIPTION		
OBS. RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
PRN / EPOCH / SV CLK	- Satellite PRN number - Epoch: Toc - Time of Clock year (2 digits, padded with 0 if necessary) month day hour minute second - SV clock bias (seconds) - SV clock drift (sec/sec) - SV clock drift rate (sec/sec2)	I2, 1X,I2.2, 1X,I2, 1X,I2, 1X,I2, 1X,I2, F5.1, 3D19.12 *)
BROADCAST ORBIT - 1	- IODE Issue of Data, Ephemeris - Crs (meters) - Delta n (radians/sec) - M0 (radians)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 2	- Cuc (radians) - e Eccentricity - Cus (radians) - sqrt(A) (sqrt(m))	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 3	- Toe Time of Ephemeris (sec of GPS week) - Cic (radians) - OMEGA (radians) - CIS (radians)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 4	- i0 (radians) - Crc (meters) - omega (radians) - OMEGA DOT (radians/sec)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 5	- IDOT (radians/sec) - Codes on L2 channel - GPS Week # (to go with TOE) Continuous number, not mod(1024)! - L2 P data flag	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 6	- SV accuracy (meters) - SV health (bits 17-22 w 3 sf 1) - TGD (seconds) - IODC Issue of Data, Clock	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 7	- Transmission time of message (**) (sec of GPS week, derived e.g. from Z-count in Hand Over Word (HOW)) - Fit interval (hours) (see ICD-GPS-200, 20.3.4.4) Zero if not known - spare - spare	3X,4D19.12

**) Adjust the Transmission time of message by -604800 to refer to the reported week, if necessary.

*) In order to account for the various compilers, E,e,D, and d are allowed letters between the fraction and exponent of all floating point numbers in the navigation message files. Zero-padded two-digit exponents are required, however.

Tableau IV.6-Description des données du fichier de navigation.

2.10	N: GPS NAV DATA			RINEX VERSION / TYPE	
XXRINEXN V2.10	AIUB			PGM / RUN BY / DATE	
EXAMPLE OF VERSION 2.10 FORMAT	3-SEP-99 15:22			COMMENT	
.1676D-07	.2235D-07	-.1192D-06	-.1192D-06	ION ALPHA	
.1208D+06	.1310D+06	-.1310D+06	-.1966D+06	ION BETA	
.133179128170D-06	.107469588780D-12	552960	1025	DELTA-UTC: A0,A1,T,W	
13				LEAP SECONDS	
				END OF HEADER	
6 99 9 2 17 51 44.0	-.839701388031D-03	-.165982783074D-10	.000000000000D+00		
.910000000000D+02	.934062500000D+02	.116040547840D-08	.162092304801D+00		
.484101474285D-05	.626740418375D-02	.652112066746D-05	.515365489006D+04		
.409904000000D+06	-.242143869400D-07	.329237003460D+00	-.596046447754D-07		
.111541663136D+01	.326593750000D+03	.206958726335D+01	-.638312302555D-08		
.307155651409D-09	.000000000000D+00	.102500000000D+04	.000000000000D+00		
.000000000000D+00	.000000000000D+00	.000000000000D+00	.910000000000D+02		
.406800000000D+06	.000000000000D+00				
13 99 9 2 19 0 0.0	.490025617182D-03	.204636307899D-11	.000000000000D+00		
.133000000000D+03	-.963125000000D+02	.146970407622D-08	.292961152146D+01		
-.498816370964D-05	.200239347760D-02	.928156077862D-05	.515328476143D+04		
.414000000000D+06	-.279396772385D-07	.243031939942D+01	-.558793544769D-07		
.110192796930D+01	.271187500000D+03	-.232757915425D+01	-.619632953057D-08		
-.785747015231D-11	.000000000000D+00	.102500000000D+04	.000000000000D+00		
.000000000000D+00	.000000000000D+00	.000000000000D+00	.389000000000D+03		
.410400000000D+06	.000000000000D+00				

Figure IV.17-Exemple de fichier de navigation.

Dans notre exemple, nous avons :

- Le numéro du satellite : 6
- La date sous la forme : aa/mm/jj : 99/9/2
- Le temps d'observation sous la forme : hh/mm/ss : 17/51/44.0
- Et les autres chiffres, entre l'identification du satellite 6 et 13, représentent les éphémérides du satellite 6, où nous pouvons trouver :

af0, af1, af2, IODE, Cr, deltan, M0, Cuc, ecc, Cus, sqrtA, toc, Omega0, Cis, i0, Crc, omega, Omegadot, idot, weekno, svaccr, svhealth, tgd, iode,....

CHAPITRE V

SOLUTION DU POSITIONNEMENT ET SIMULATION

V.1 INTRODUCTION :

Le positionnement de niveau centimétrique avec le GPS, et la stabilité à long terme des solutions, font appel à certaines stratégies de calcul. Tout d'abord, on peut utiliser les orbites précises des satellites, par exemple celles de l'IGS. De plus, on effectue un positionnement différentiel qui exige la combinaison des observations de deux récepteurs GPS, au minimum ; les coordonnées d'au moins une station doivent être connues. La position de l'utilisateur peut alors être estimée relativement à cette station de référence. Les observations de phase de la porteuse sont utilisées et la stratégie de calcul repose sur l'estimation des lignes de base. Le mode de traitement différentiel est très répandu mais aussi très efficace, et il permet, en outre, d'éliminer la plupart des erreurs comme les erreurs communes des satellites, des horloges des récepteurs,....

V.2 SOLUTION DU POSITIONNEMENT:

Dans cette partie, on va considérer que les distances géométriques entre le récepteur et les satellites sont déjà trouvées ainsi que les positions de ces derniers.

Si le récepteur et les satellites sont synchronisés, on aura 3 inconnues seulement donc trois équations :

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

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

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

Avec dt_R : le retard de l'horloge récepteur.

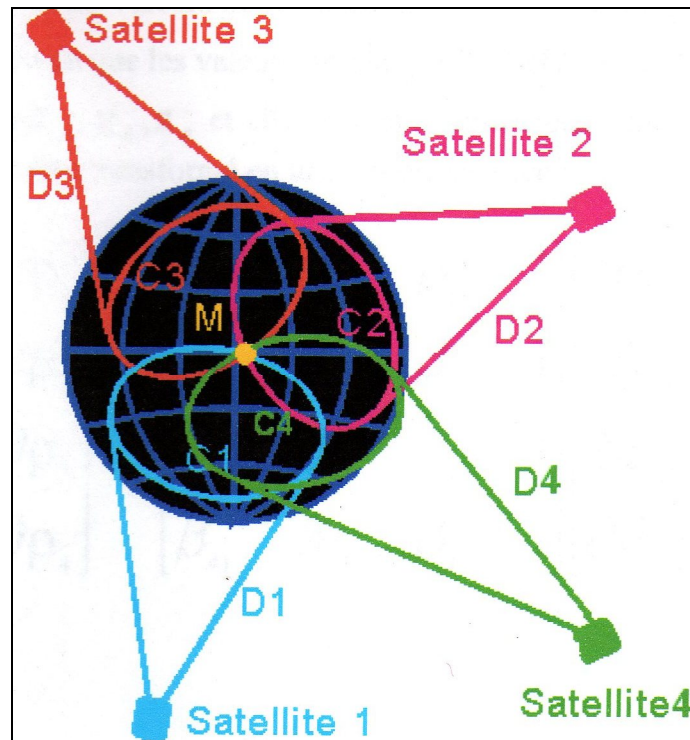


Figure V.1-Le positionnement GPS.

La résolution de ces équations n'est pas évidente car les équations ne sont pas linéaires. Pour résoudre ce problème il faut les rendre linéaires comme suit :

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

Tel que :

$i=1, 2, 3$ et 4 ,

La position du récepteur et son retard d'horloge: x_R , y_R , z_R et dt_R sont les inconnues.

ρ_i C'est la pseudo distance.

Et la position des satellites : x_i , y_i , z_i sont connues.

Quand on dérive l'équation précédente, on aura :

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

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

Dans cette équation $\partial x_R, \partial y_R, \partial z_R$ et ∂dt_R peuvent être considérées comme les seules inconnues. Les quantités x_R, y_R, z_R et dt_R sont traitées comme des valeurs connues, car dans notre algorithme, nous sommes tenus d'introduire des valeurs initiales.

A l'aide de ces valeurs, on pourra calculer $\partial x_R, \partial y_R, \partial z_R$ et ∂dt_R qui serviront à leurs tours à modifier les valeurs initialisées de x_R, y_R, z_R et dt_R ; et la boucle continue jusqu'à ce que les valeurs de $\partial x_R, \partial y_R, \partial z_R$ et ∂dt_R soient assez petites.

Les valeurs finales de x_R, y_R, z_R et dt_R sont la solution recherchée.

L'équation précédente peut être transformée sous la forme matricielle suivante :

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

Avec :

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

$$\beta_{i2} = \frac{(y_i - y_R)}{\rho_i - dt_R}$$

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

La solution sera :

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

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

Généralement les récepteurs actuels peuvent poursuivre plusieurs satellites afin d'améliorer la précision de positionnement, dans ce cas la matrice précédente deviendra :

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

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

$$EMLP = \frac{1}{5} \sqrt{\mathcal{E}_1^2 + \mathcal{E}_2^2 + \mathcal{E}_3^2 + \mathcal{E}_4^2 + \mathcal{E}_5^2}$$

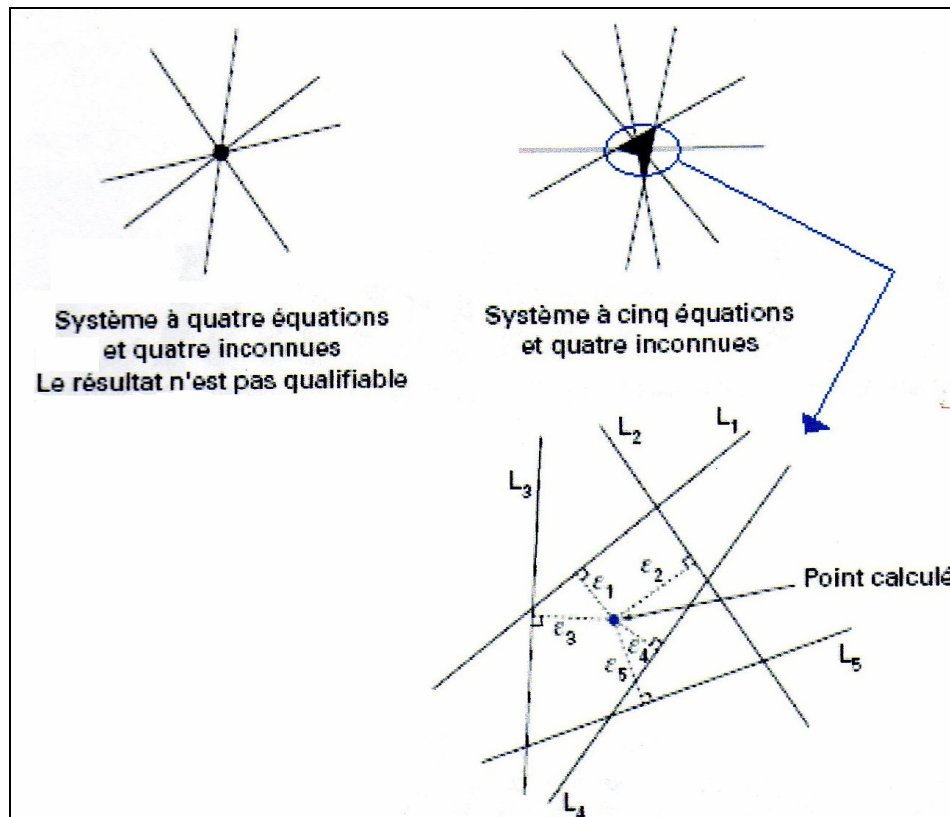


Figure V.2-Notion d'EMLP.

V.3 CORRECTIONS :**V.3.1 L'horloge satellite :**

Les corrections à apporter sont mentionnées au paragraphe II.4.2

V.3.2 Retard ionosphérique :**V.3.2.1 Récepteur monofréquence :**

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

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

$$AMP = \begin{cases} \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_m^n, & AMP \geq 0 \\ 0, & AMP < 0 \end{cases} \text{ (sec).}$$

$$x = \frac{2\pi(t - 50400)}{PER} \quad \text{(Radians).}$$

$$PER = \begin{cases} \sum_{n=0}^3 \beta_n \phi_m^n, & PER \geq 7200 \\ 7200, & PER < 7200 \end{cases} \text{ (sec).}$$

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

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

$$\phi_m = \phi_i + 0.064 \cos(\lambda_i - 1.617) \quad \text{(demi-cercle).}$$

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\psi \sin(A)}{\cos \phi_i} \quad \text{(demi-cercle).}$$

$$\phi_i = \begin{cases} \phi_u + \psi \cos(A), & |\phi_i| \leq 0.416 \\ +0.416, & |\phi_i| > +0.416 \\ -0.416, & |\phi_i| < -0.416 \end{cases} \quad \text{(demi-cercle).}$$

$$\psi = \frac{0.0137}{Elv + 0.11} - 0.22 \quad \text{(demi-cercle).}$$

$$t = 4.32 * 10^4 \lambda_i + t_{GPS} \quad (\text{sec}).$$

Où $0 \leq t < 86400$ Donc,

Si $t \geq 86400$ secondes, on soustrait 86400.

Si $t < 0$ secondes, on ajoute 86400.

Remarque :

A : angle d'azimut entre l'utilisateur et le satellite, mesuré positivement dans le sens horaire en prenant pour origine le nord vrai (en demi-cercle).

ϕ_u : latitude de l'utilisateur (en demi-cercle).

λ_u : longitude de l'utilisateur (en demi-cercle).

Elv : angle d'élévation entre l'utilisateur et le satellite.

V.3.2.2 Récepteur bifréquence :

Dans les récepteurs bifréquences, on peut utiliser la combinaison de deux fréquences afin de modéliser le retard ionosphérique comme suit :

$$I_{iono} = \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \partial t \quad (\text{sec}).$$

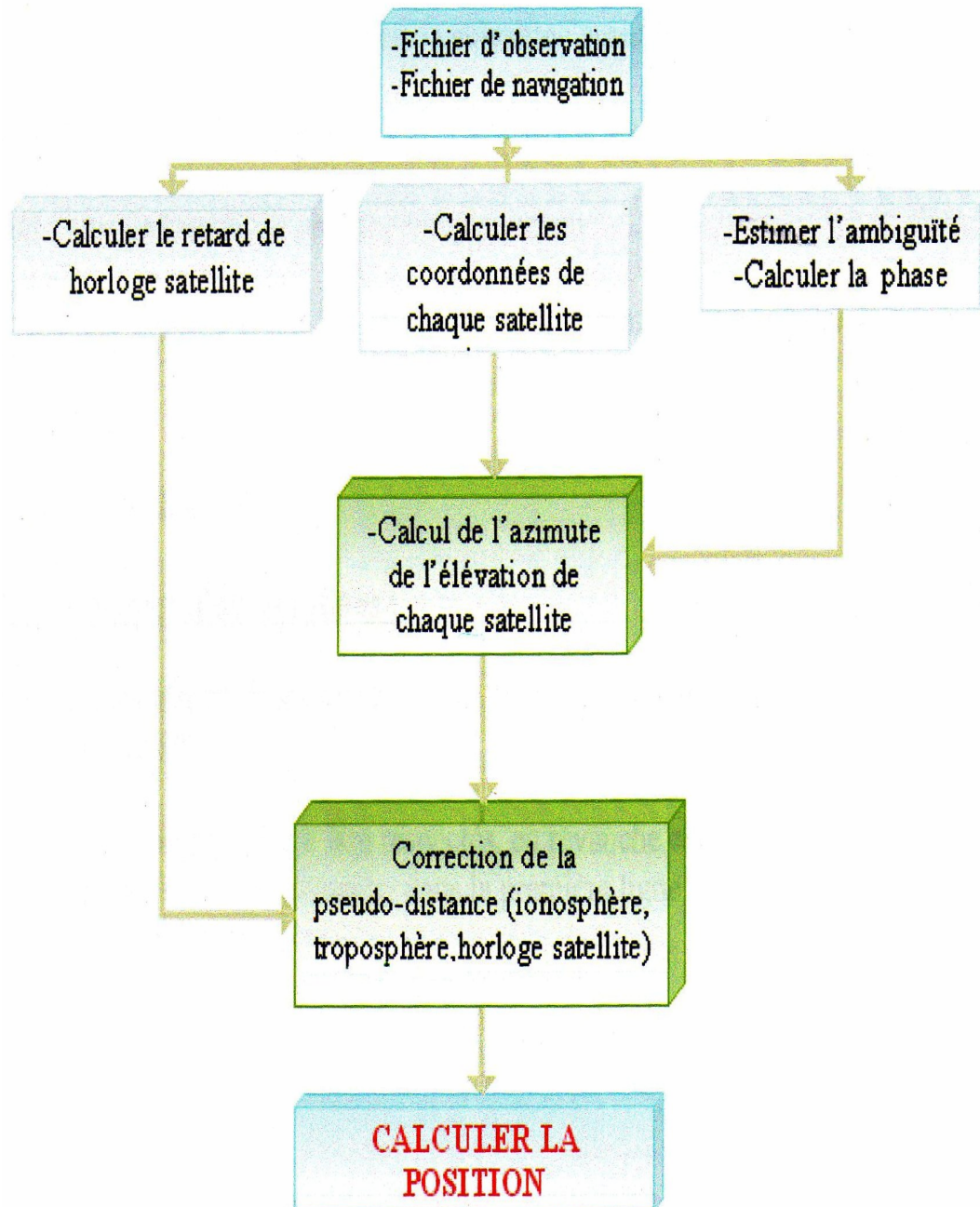
Avec f_1, f_2 sont les fréquences des deux ondes L_1 et L_2 respectivement, et ∂t est la différence de temps mesuré entre les deux fréquences.

V.3.3 Retard troposphérique :

Comparé au retard ionosphérique, le retard troposphérique est plus petit (de l'ordre de 2 mètres en moyenne), mais il n'est pas transmis par les satellites.

Comme il est mentionné au chapitre III, il existe plusieurs modèles qui nous permettent d'avoir ce retard, cependant, on a opté pour le modèle simple suivant qui exprime ce délai en mètres :

$$T_{tropo} = \frac{2.47}{\sin(ELv) + 0.0121}$$

V.4 ORGANIGRAMME DE TRAVAIL :

V.5 DESCRIPTION DES DONNEES :

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

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

5178677.7900 -33495.4600 3710826.5900

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

5178755.9600 -33508.9600 3710834.3900

Qui correspondent aux coordonnées géographiques, obtenues par la transformation de coordonnées, suivantes :

$\varphi_0 = 35.805^\circ$ (latitude).

$\lambda_0 = -0.370^\circ$ (longitude).

$H_0 = 242.81$ mètres (hauteur au dessus de l'ellipsoïde WGS84).

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

SV21

SV03

SV23

SV15

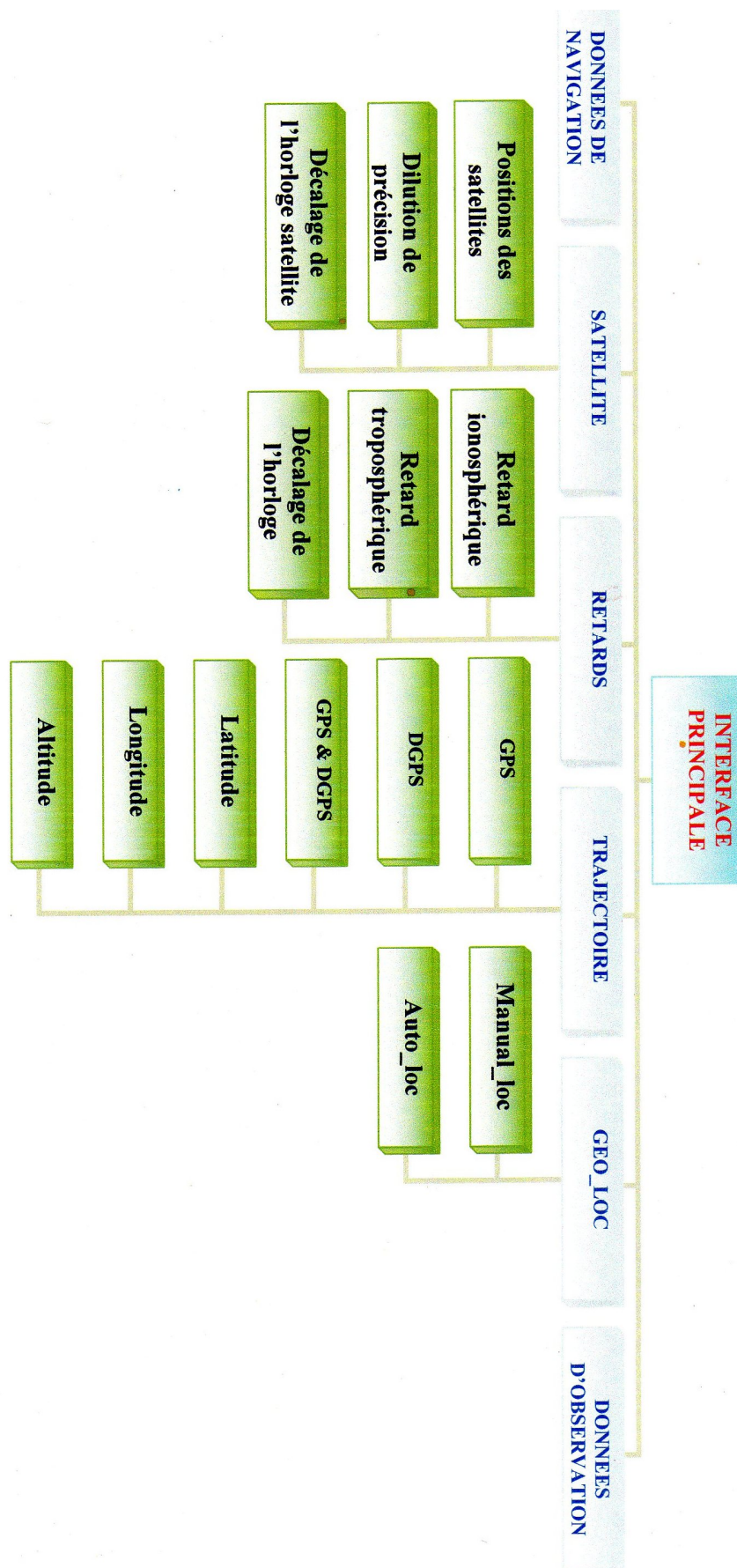
SV31

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

V.6 INTERFACE:

Pour faciliter la visualisation des résultats, on a réalisé une interface à l'aide de la fonction guide sous MATLAB 7.0.

V.6.1 Organigramme de l'interface :



ORGANIGRAMME DE L'INTERFACE

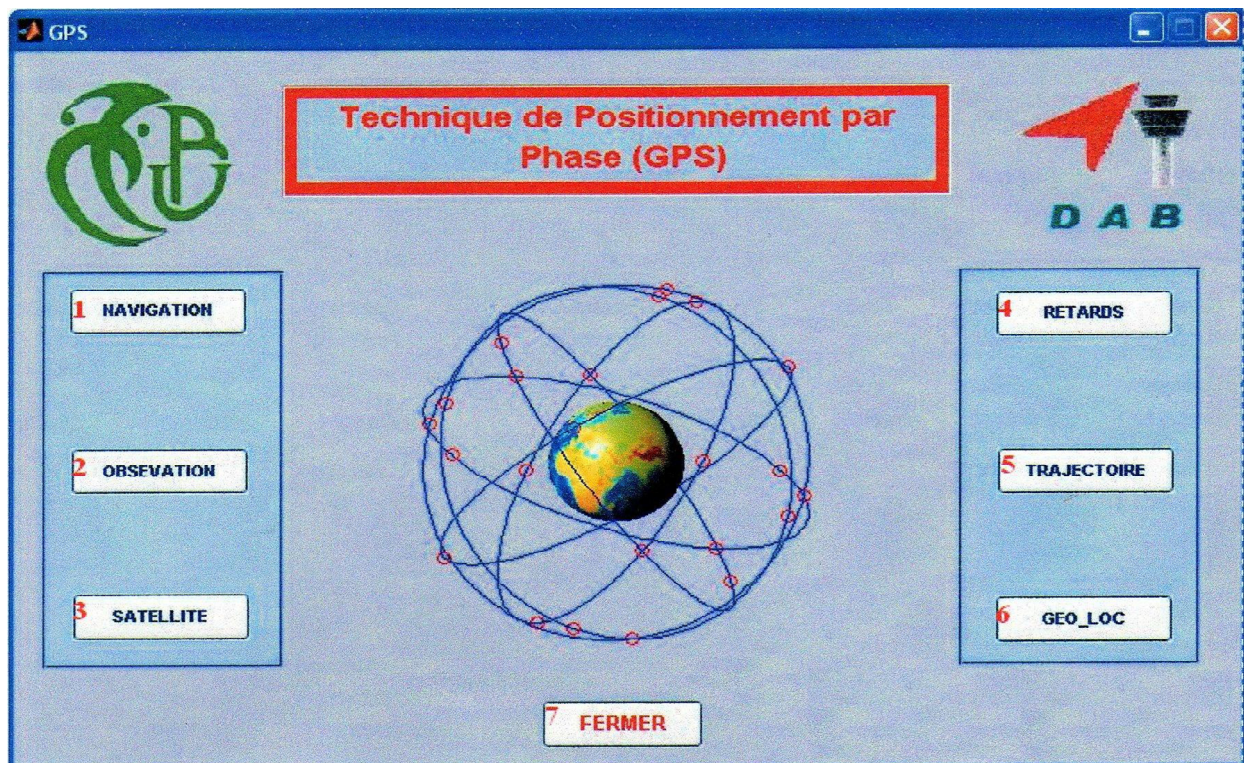
V.6.2 Présentation de l'interface et fonctions utilisées :

Figure V.3-Interface principale.

- Bouton 1 : ouvre la fenêtre de navigation.
- Bouton 2 : ouvre la fenêtre observation.
- Bouton 3 : ouvre la fenêtre satellite.
- Bouton 4 : ouvre la fenêtre retard.
- Bouton 5 : ouvre la fenêtre trajectoire.
- Bouton 6 : ouvre la fenêtre Geo_Loc.
- Bouton 7 : ferme la fenêtre principale.

DONNEES DE NAVIGATION

af 0	1.30283e-005	Cus	7.63871e-006	Cis	-4.65661e-008
af 1	4.54747e-013	Cuc	3.0566e-006	i 0	0.973353
af 2	0	Crc	238.813	i dot	5.8431e-010
Crs	59.4063	Cic	1.3411e-007	Omega0	-2.75582
Omegadot	-7.77461e-009	tg d	-2.79397e-009	toe	309600
Omega	-1.96473	E	0.0137495	deltemps	4.21732e-009
Sqrt A	5153.65	M 0	-2.45974		

Satellite: ☐ sat 21 ☐ sat 03 ☒ sat 23 ☐ sat 15 ☐ sat 31

LIRE **QUITTER**

Figure V.4-Interface NAVIGATION.

Cette interface permet de lire les données de navigation (le fichier RINEX) de chaque satellite observé et de les afficher de façon simple et efficace.

DONNEES D'OBSERVATIONS

Temps:

	Pr (C/A)	m	Pr (P1)	m	Phi (L1)	cycle
SAT 21	2.12613e+007		2.12613e+007		-355597	
SAT 03	2.03931e+007		2.03931e+007		-465345	
SAT 23	2.32821e+007		2.32821e+007		273871	
SAT 15	2.3111e+007		2.3111e+007		-1.29927e+006	
SAT 31	2.12936e+007		2.12936e+007		-552099	

TEMPS (s):

LIRE **QUITTER**

Figure V.5- interface OBSERVATION.

Cette fenêtre permet d'afficher les mesures effectuées sur l'onde L en indiquant le temps de l'observation qui est inclut entre 0 et 120 secondes, dans le cas où le temps introduit n'est pas inclut dans cet intervalle, la fenêtre suivante apparaît :



Figure V.6-Fenêtre ERREUR.

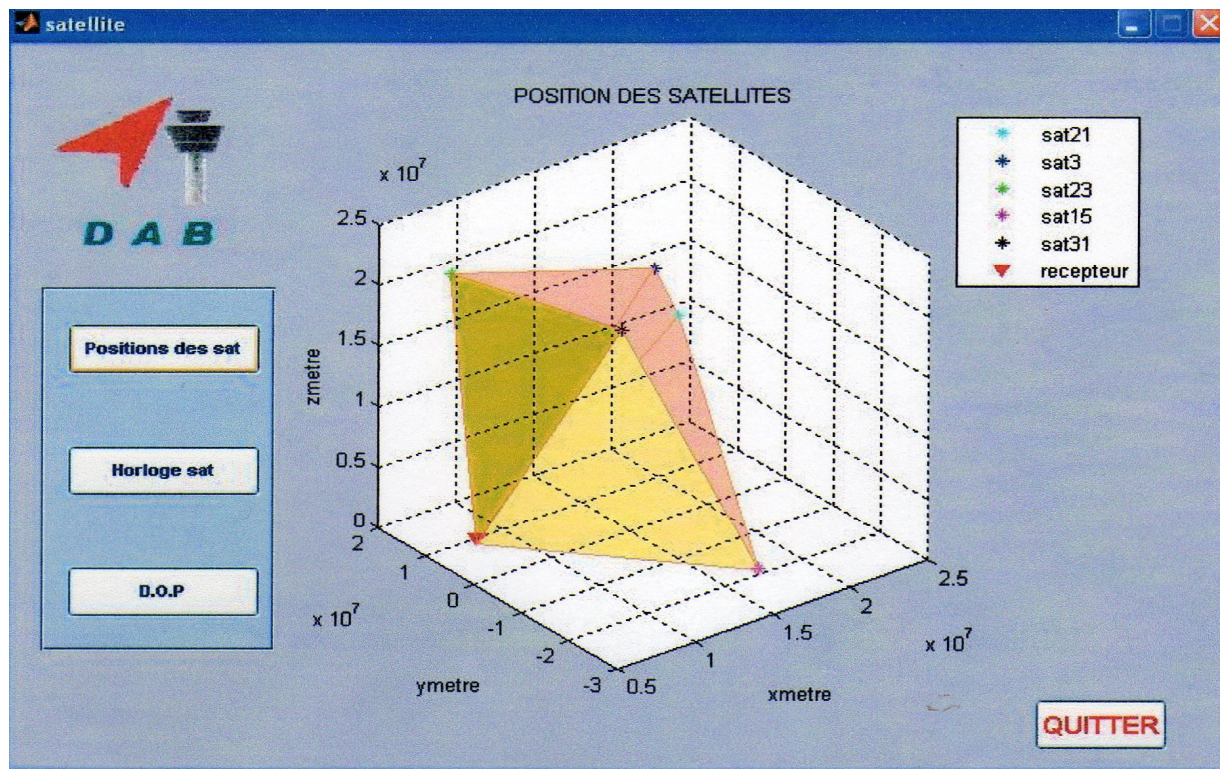


Figure V.7- Interface position des satellites.

Cette figure représente les positions des satellites par rapport à celle du récepteur dans le système de coordonnées ECEF. On remarque la bonne répartition des satellites, ce qui permettra une bonne précision des mesures.

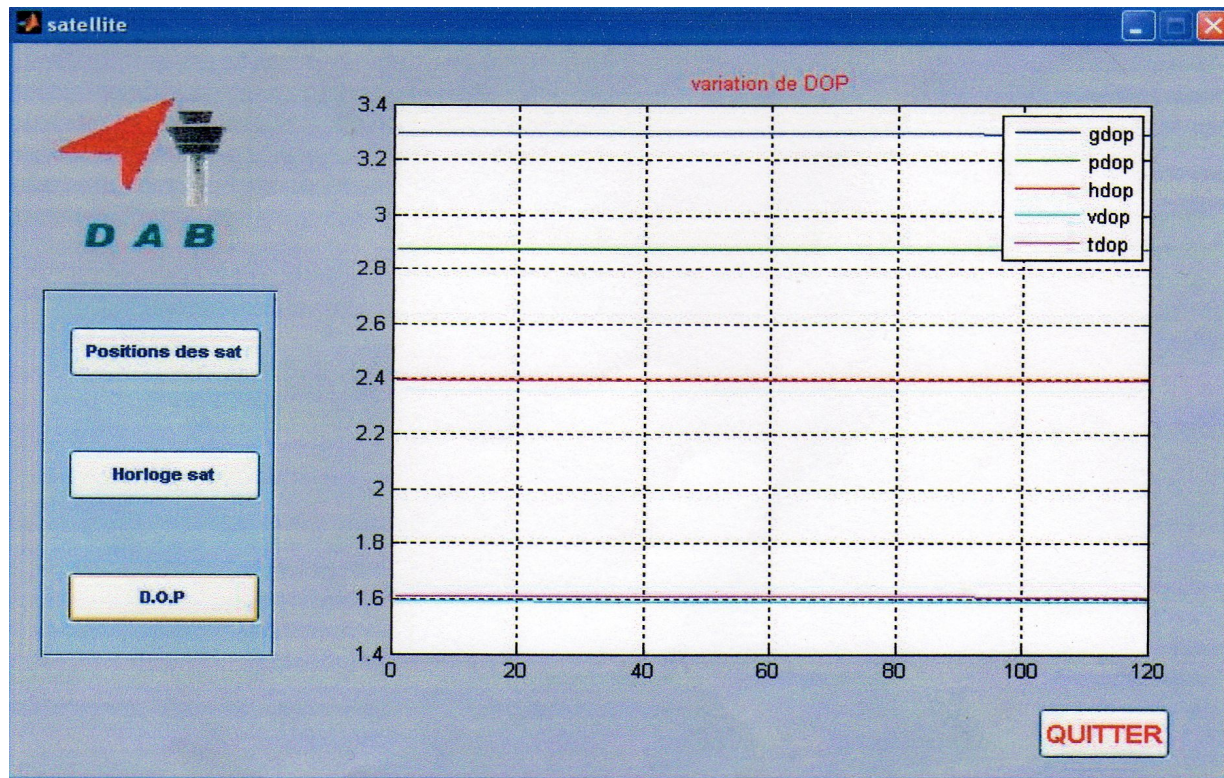


Figure V.8-Interface DOP.

Cette figure indique la dilution de précision déduite des positions des satellites poursuivis. On remarque que le GDOP a une valeur acceptable (de l'ordre de 3.3, sachant qu'un bon GDOP est entre 3 et 2).

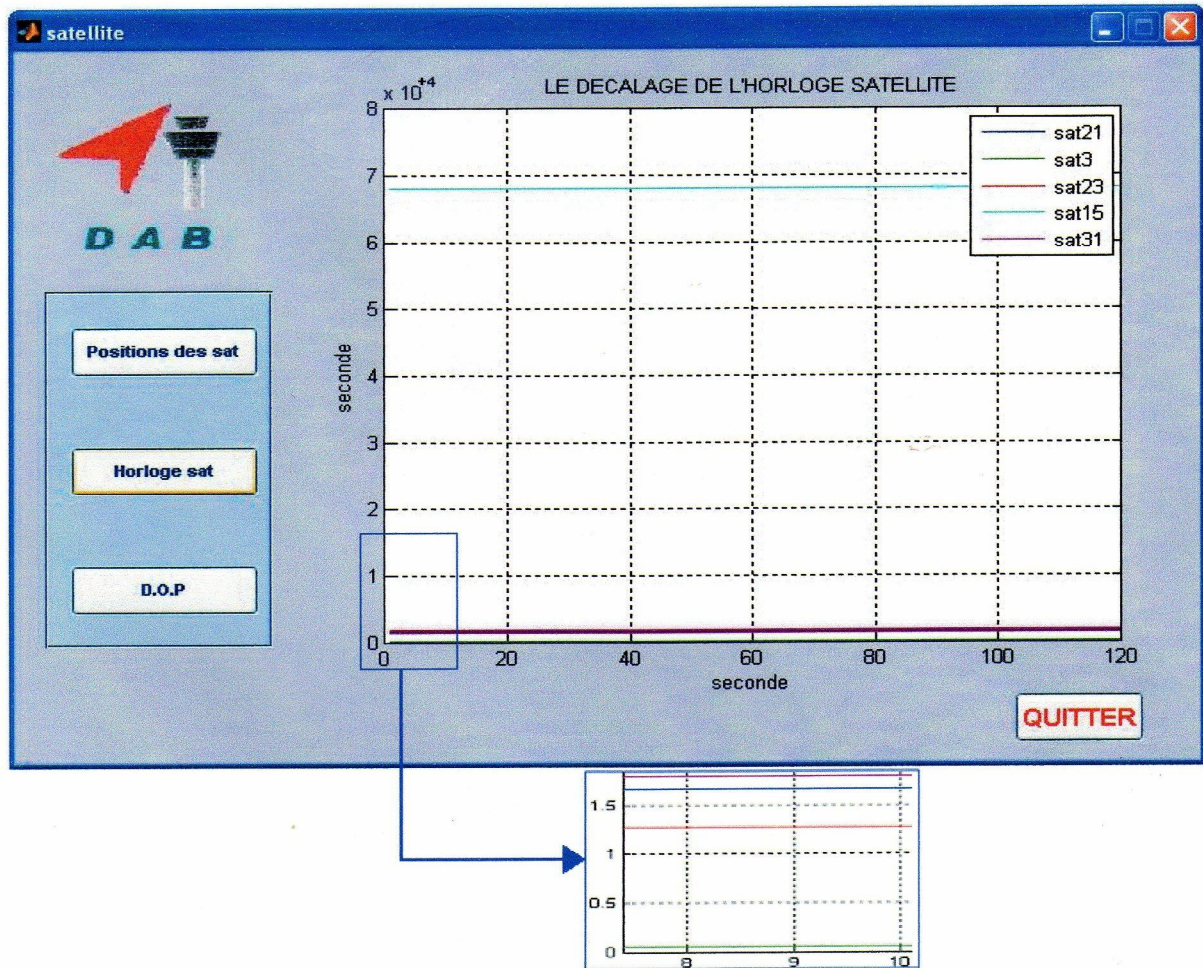


Figure V.9-Interface retard des horloges satellites.

La figure ci-dessus illustre le décalage des horloges satellites et il facilite de constater que les 5 pentes sont presque nulles, et cela s'explique par le fait que les horloges atomiques à bord des satellites sont extrêmement stables, donc leurs variations sont presque nulles.

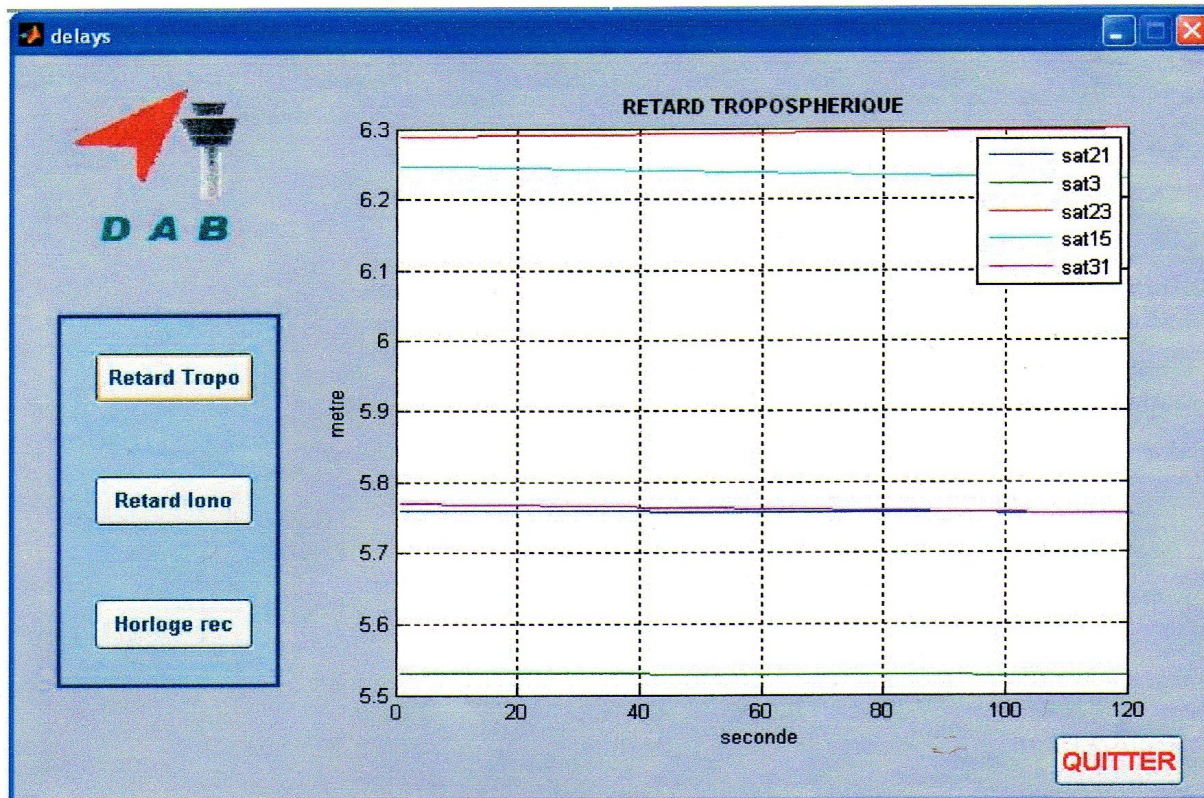


Figure V.10-Interface retard troposphérique.

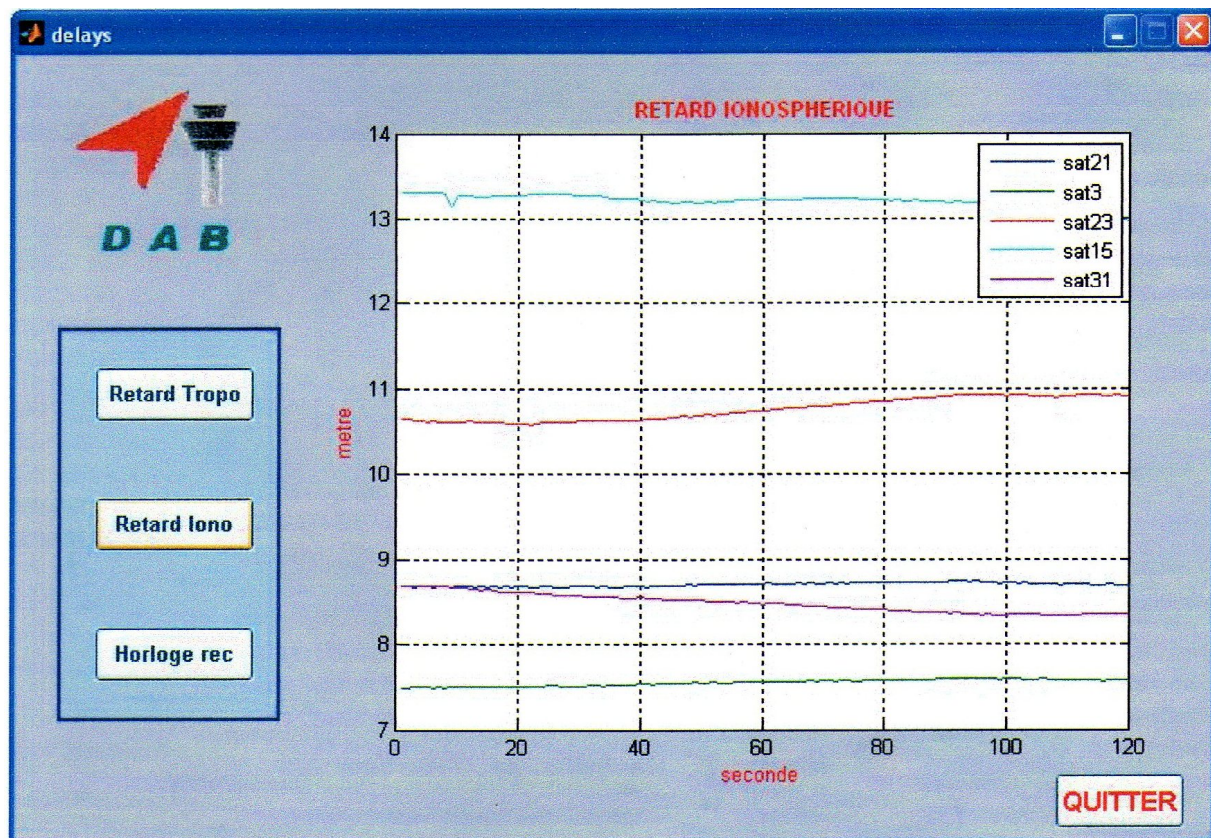


Figure V.11-Interface retard ionosphérique.

Les figures V.10 et V.11 montrent l'influence de l'atmosphère sur le positionnement GPS, on remarque que le retard ionosphérique est plus grand que le retard troposphérique, et que

les satellites les plus concernés par ces erreurs sont les satellites 15 et 23 à cause de leurs angles d'élévation, car plus cet angle est petit, plus la distance à parcourir par le signal dans les milieux dispersifs est grande.

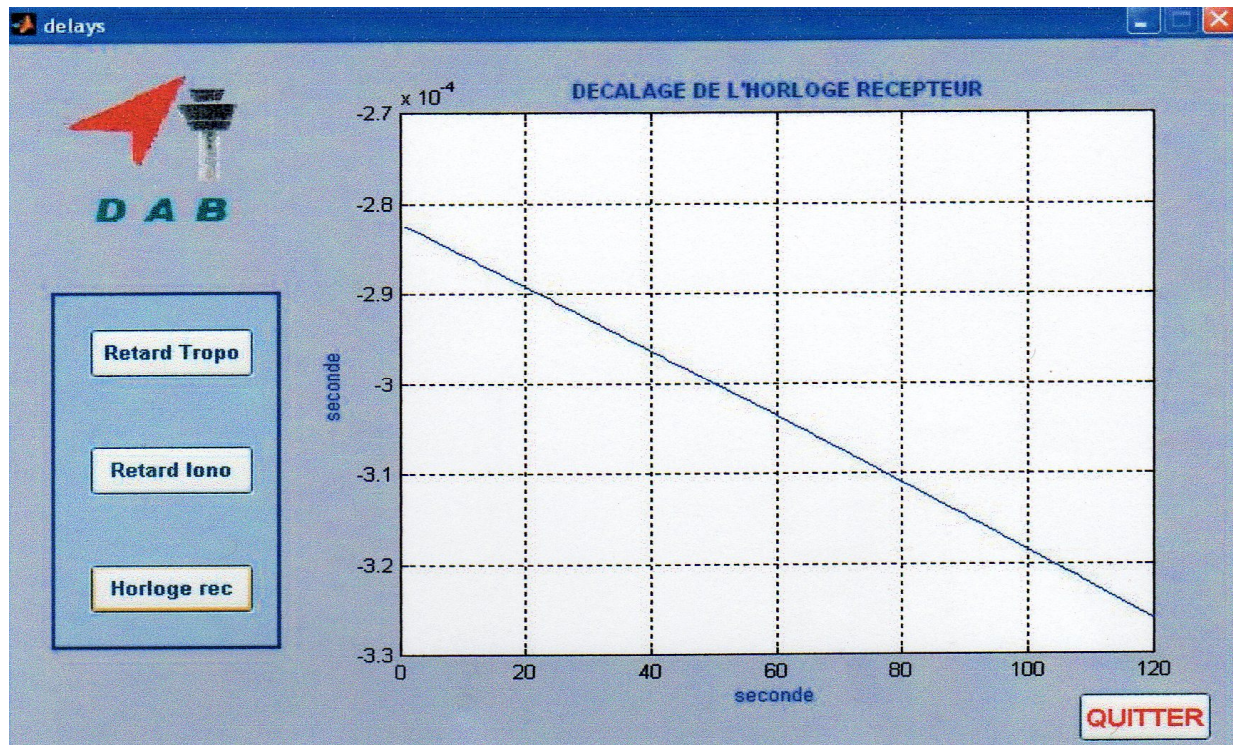


Figure V.12-Interface retard de l'horloge récepteur.

Cette figure illustre le décalage de l'horloge récepteur. On remarque que, contrairement au décalage de l'horloge satellite, ici la pente est grande car, généralement, dans les récepteurs on utilise des horloges à quartz. Ce qui rend ces horloges moins stables que celles des satellites.

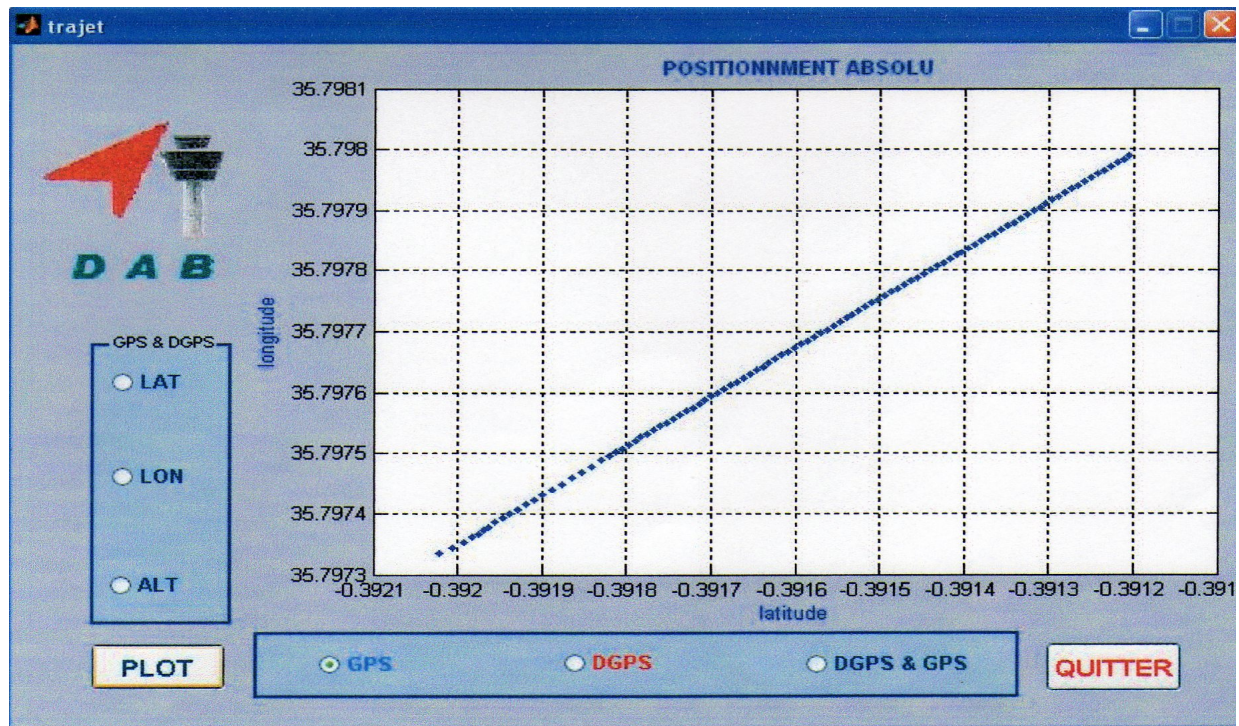


Figure V.13-Interface GPS.

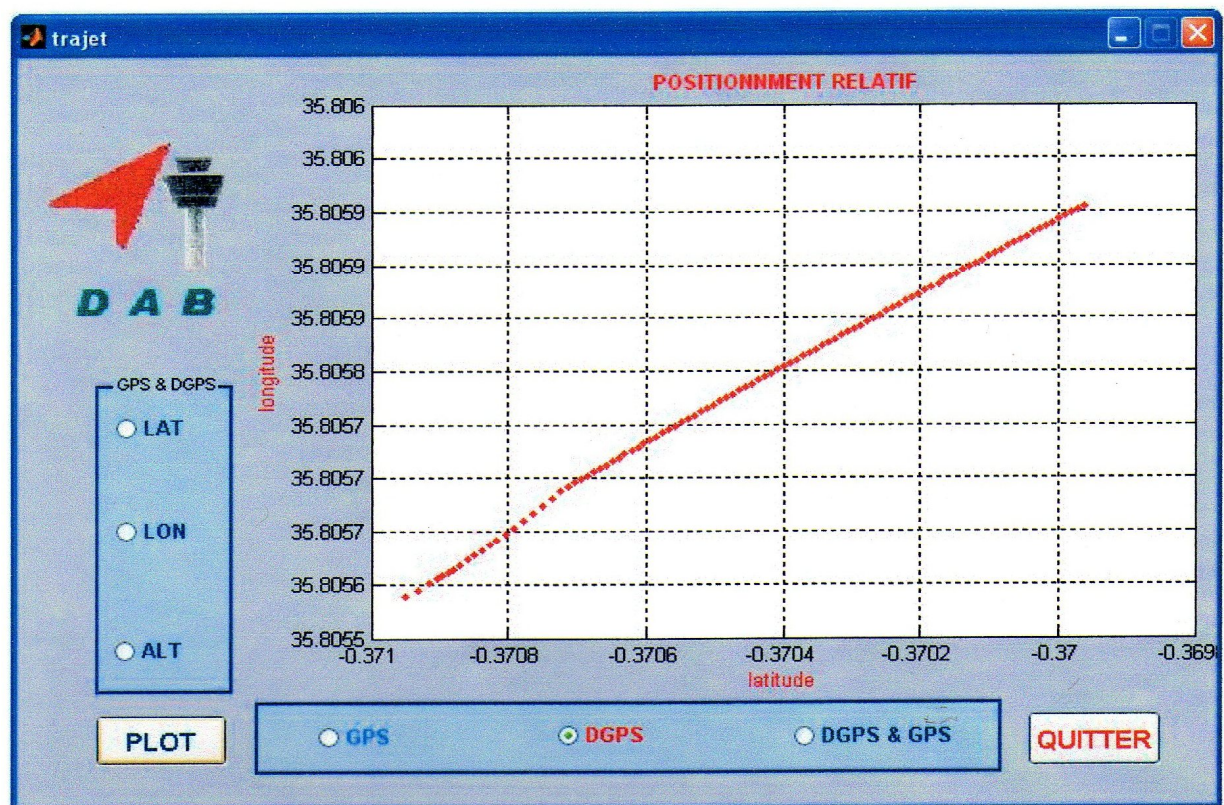


Figure V.14-Interface DGPS.

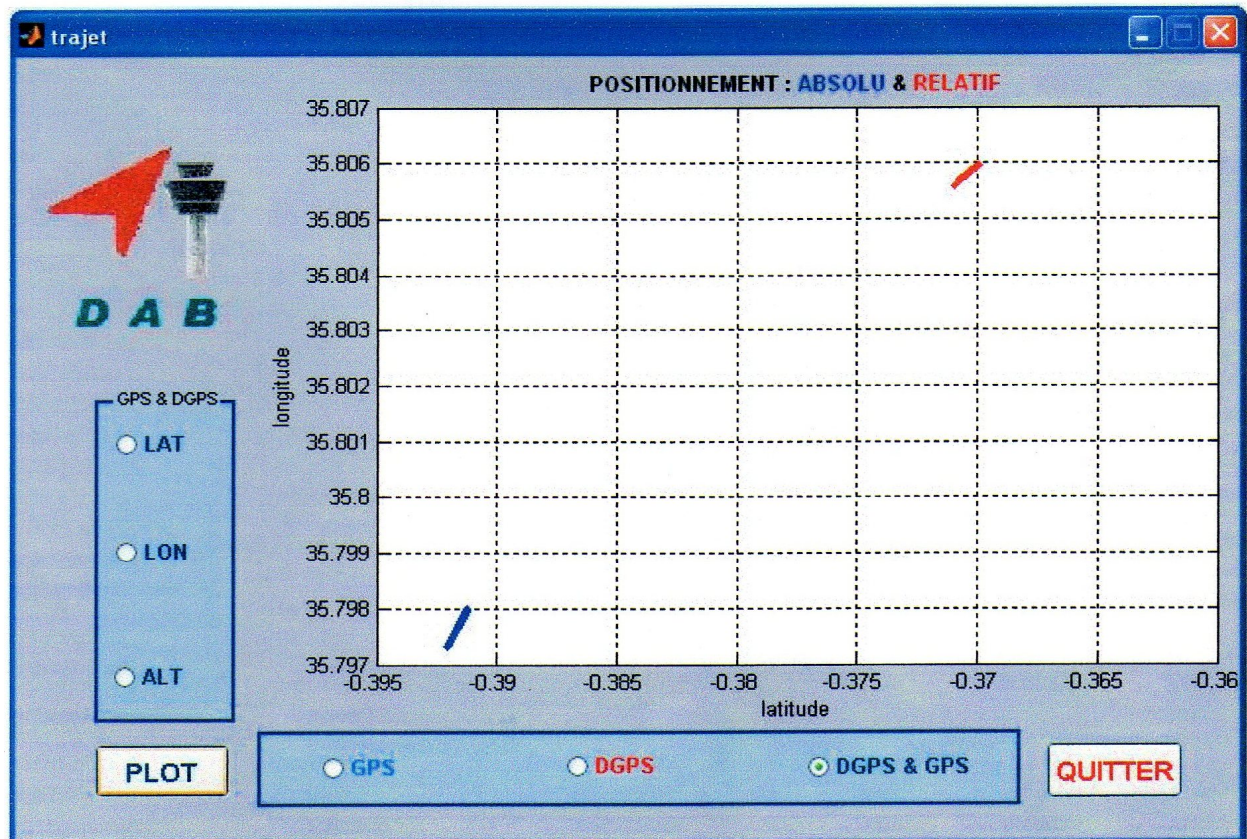


Figure V.15-Interface GPS et DGPS.

Les figure V.13, V.14 et V.15 représente la solution de positionnement obtenue par les deux modes : absolu (bleu) et relatif (rouge).



Figure V.16-Interface latitude.

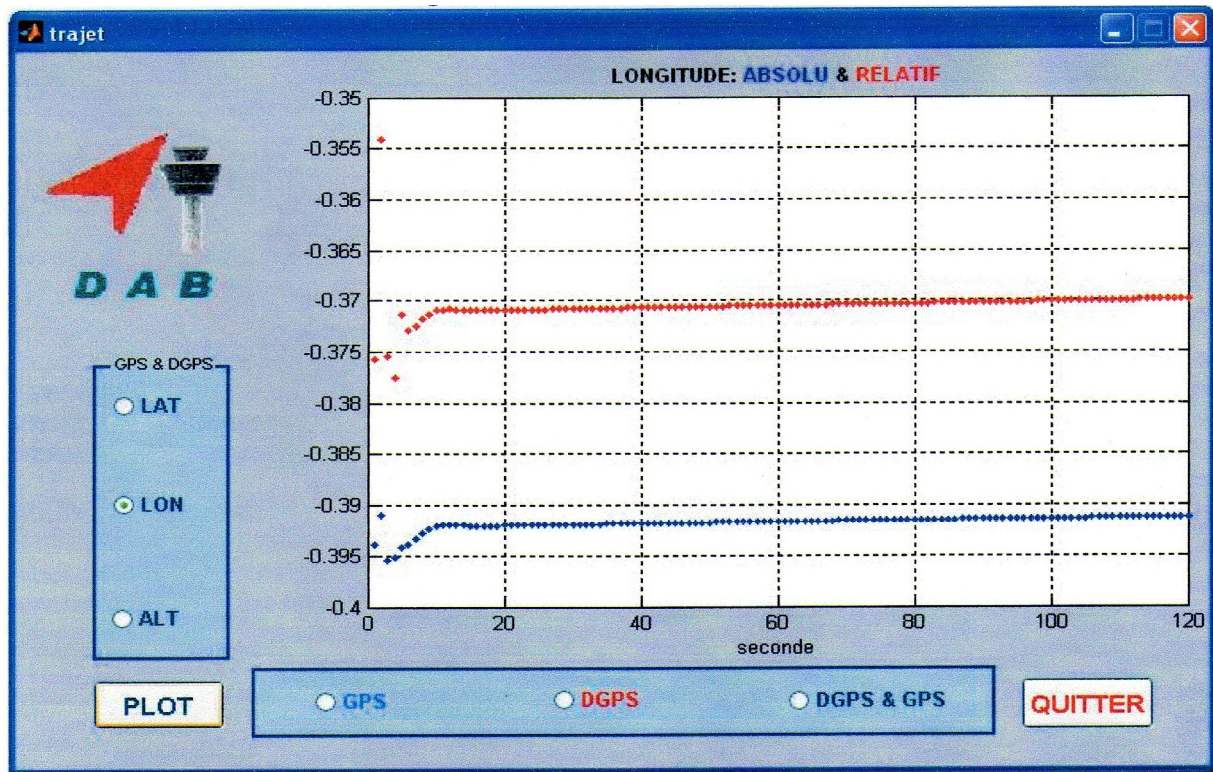


Figure V.17-Interface longitude.

Les figure V.16 et V.17 précisent la différence des résultats obtenus dans les deux modes, qui est de l'ordre de 1/100 dans la latitude et de l'ordre de 1/10 dans la longitude. Ce qui est justifié par la précision de la mesure de phase (en tenant compte des erreurs non modélisées).

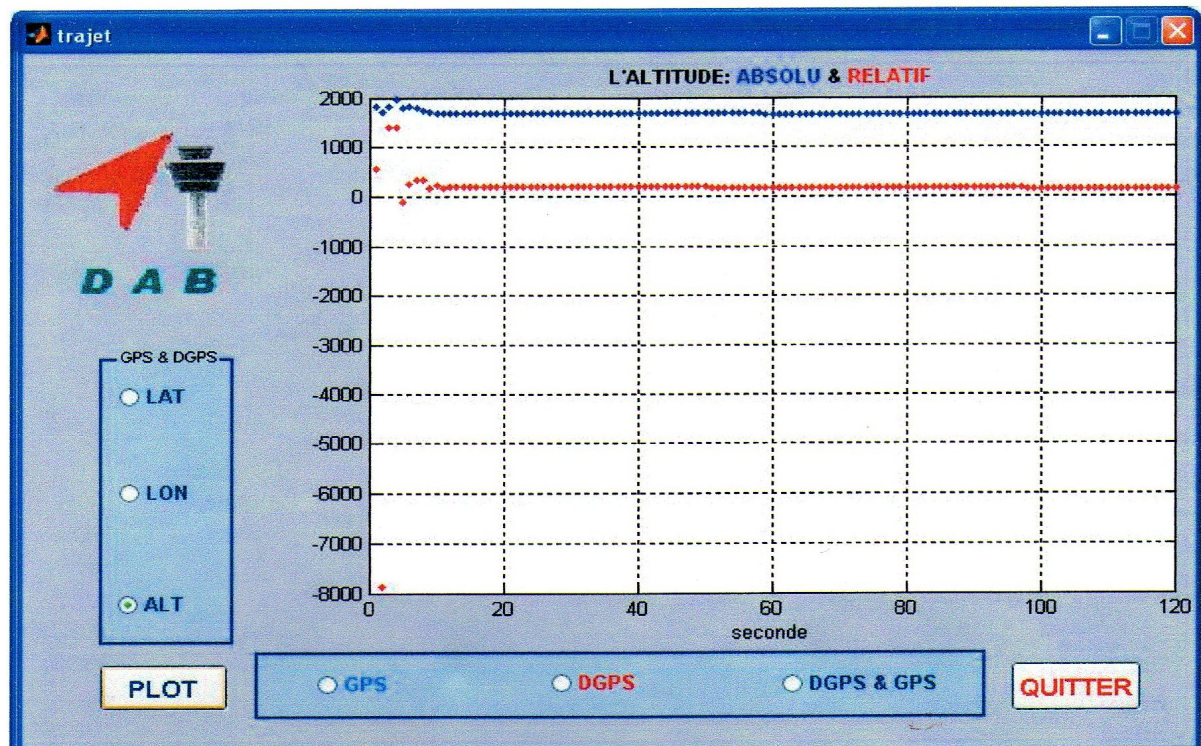


Figure V.18-Interface altitude.

Cette figure montre que la différence d'altitude est très grande entre les deux modes (environ 200 m en relatif et 1700 m en absolu) et cela est dû au fait qu'en absolu, on a besoin de connaître la différence entre le géoïde, l'ellipsoïde et la Terre pour avoir la bonne altitude.

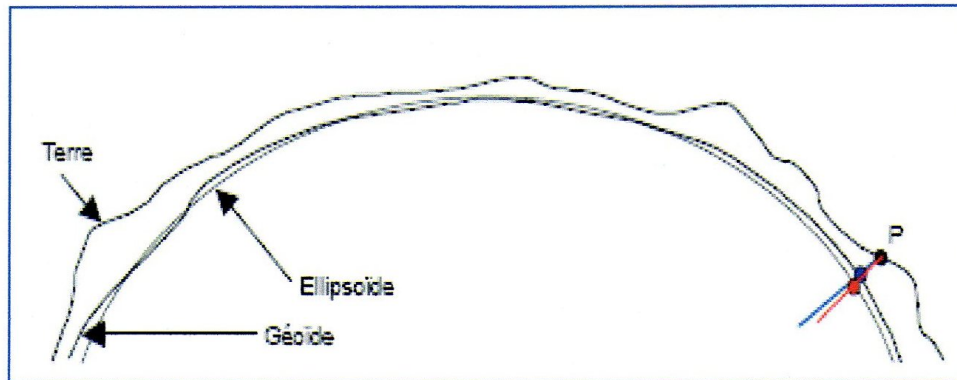


Figure V.19-L'altitude en mode autonome.

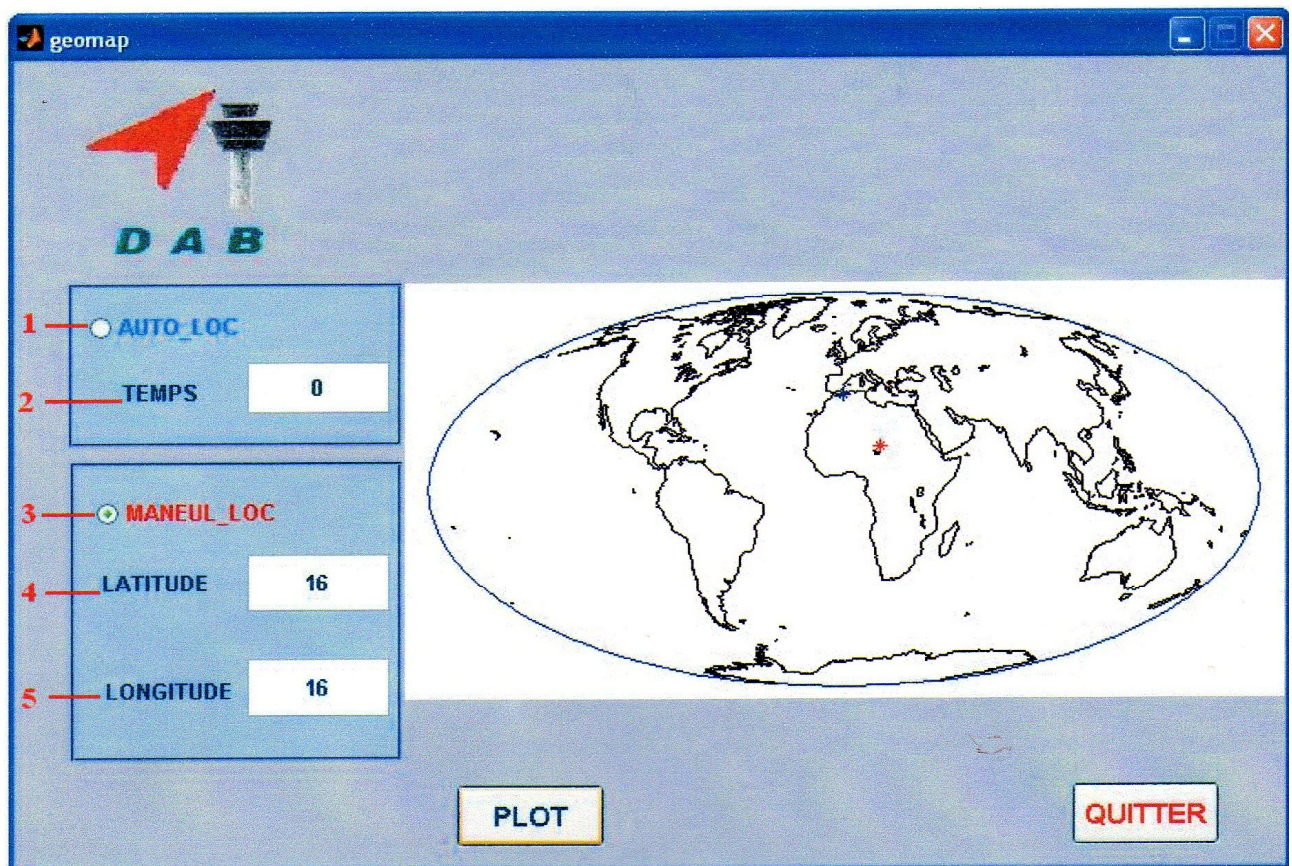


Figure V.20-Interface Geo_Loc.

Cette interface sert à confirmer les résultats de positionnement en donnant directement la position sur la carte géographique du point calculé. Donc, elle nous permet de vérifier nos calculs. Dans notre cas, les calculs sont pris à ARZEW.

- 1- choisir le mode automatique (préciser le temps d'observation).
- 2- indiquer le temps d'observation.

- 3- choisir le mode manuel (ce mode sert juste à nous assurer le bon fonctionnement de ce programme).
- 4- préciser la latitude.
- 5- préciser la longitude.



Figure V.21-Interface AUTO_LOC.

Conclusion Générale

Les objectifs de cette thèse étaient l'étude du système GPS, l'analyse des erreurs et le développement d'un logiciel permettant de trouver sa position, à partir de données brutes, en positionnement relatif.

Nous avons étudié les modèles d'erreurs et les biais du GPS, la structure de ses signaux et les différents types de positionnement. Par cette occasion, j'ai pu me familiariser avec ce système de positionnement qui n'a cessé d'inspirer moult admirations, curiosités et interrogations ; et qui a pu introduire de nouvelles notions en matière de positionnement.

Nous avons opté pour la technique de positionnement par phase à cause de ses caractéristiques intéressantes, notamment en matière de bruit, par rapport à la technique utilisant la mesure de code, et aussi pour sa précision centimétrique.

Par contre, la mesure de phase présente un inconvénient non insurmontable -mais qui demeure un point faible- qui est l'ambiguïté entière, et que nous devons déterminer avant de calculer la solution du positionnement et, également, à chaque fois que le signal est interrompu d'où la nécessité de détection des sauts de cycle.

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

Par ailleurs, ce travail n'est qu'un certain prélude car, j'estime, il pourra être amélioré et ce en utilisant par exemple des modèles plus détaillés et plus globaux pour les corrections des biais et erreurs, en introduisant d'autres erreurs qui ont été négligées –non pas par omission mais uniquement parce qu'elles ne font pas l'objet de cette étude- et aussi en utilisant d'autres méthodes de positionnements comme par exemple le positionnement absolu.

Bibliographie

Ouvrages :

- LEIK Alfred GPS satellite surveying, 2nd edition, Edition John Wiley Sons, 1995.
- Technique de l'ingénieur vol.TEB4 dossier: TE 6715.
- ICD-GPS-200C. ARINC Reaserch cooperation, 1993 .
- IS-GPS-200. Revision D.Interface specification, ARINC Reaserch cooperation, 2004.

Internet:

<http://villemin.gerard.free.fr/Multimed/GPShisto.htm>

<http://www.deguibert.com/gps.htm>

<http://facility.unavco.org/data/glossary.html#datum>

<http://www.lb.refer.org/samunneh/ch2-3.html>