

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère De l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITÉ SAAD DAHLAB DE BLIDA
Faculté de Science d'Ingénieur



MEMOIRE DE FIN D'ETUDES
En vue de l'obtention du diplôme d'Ingénieur d'état
En Navigation Aérienne

Option : Installation

THEME

ETUDE ET SIMULATION DES PERFORMANCES DU SYSTEMES GPS

Réaliser par :

M^{lle} Benyoucef Fatma-Zohra

M^{lle} Chabou Karima

Encadrer par :

Mr Amar Zobot

Promotion 2003 / 2004

REMERCIEMENT

*Nous tenons à remercier toutes les personnes ayant contribué à
L'élaboration de ce modeste travail.*

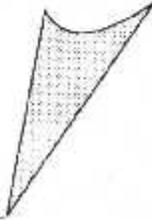
*On tenons particulièrement à exprimer nos gratitude à notre
encadreur, Mr AMAR ZABOT pour pouvoir consacré une partie de son
temps précieux en acceptant de diriger ce travail durant toute l'année malgré
ses divers engagements.*

*Nous tenons également à remercier monsieur LAGHA MOUHANN,
co-promoteur pour nous avoir donnée l'occasion de continuer et
pour son soutien et son aide.*

*Nous adressons nos sincères remerciements à monsieur
MEGUELLATI SMAÏL pour nous avoir aidé à valider nos résultats, et on
tenons à exprimer Nos profondes reconnaissances*

*Mille fois merci à Mr BENMESSABIH MOUHAMED pour son aide
sans oublier d'exprimer no extrême gratitude Mr BERGEL SAID et à
l'égard de l'ensembles des enseignants de l'institut d'aéronautique.*

MERCI



DEDICACES

Avant tous je remercie DIEU de m'avoir donner la santé, le courage , la confiance la sagesse de bien terminer ce travail.

Je dédie ce travail tout d'abord à ma très chère MAMAN qui ma soutenue durant toute mes Années d'étude et à la mémoire de mon PERE

A ma frangine ZOULIKHA et son mari

Ainsi qu'a leurs enfants

A mon frère MOUHAMED

Sans oublier tata MALIKA , SANDRA , MAYA et

SKANDER

A tout mes amis surtout ma tendre NACHIDA

A mon binôme et toute sa famille

Ainsi à tout la promotion INSTALLATIONS

CHABOU KARIMA

DÉDICACES

Avant tous je remercie DIEU de m'avoir donné la santé, le courage, la confiance la sagesse de bien terminer ce travail. Je dédie ce travail tout d'abord à mes très chers parent à qui je doit tout le mérite pour leur amour, leur aide, leur soutient, ses encouragements et la confiance qu'il m'ont témoigné.

A mes deux charmants frères SID AHMED et FEYLI.

A mes adorables sœurs SARA et HADJER.

A mes tendres grandes mères MIMA et MANI.

A mes tantes et mes oncles sans exception.

A mes cousins et cousines sans exception.

A tout mes amis et collègues.

A mon binôme et toute sa famille

BENYOUCEF FATMA-ZOIRA

Résumé

Durant ce mémoire , nous avons simulé et développé la technique du positionnement GPS , dont il est consacré à une description sur le mouvement des satellites réalisés par les données d'Almanach ; c'est-à-dire la position du satellite qui détermine son orbite.

Dont elle ce fait avec le calcul des coordonnées ECEF , aussi de la discussion de la visibilité des satellites GPS pour atteindre la localisation précise .

En dernier nous avons limité la performance du système avec le calcul de la dilution de la précision , on affirmons l'existence de la bonne couverture .

SOMMAIRE

PARTIE INTRODUCTIVE.....	1
--------------------------	---

Le premier chapitre comporte deux parties

Partie A : Principaux systèmes de positionnement et de localisation.

Partie B : vue d'ensemble sur le système GPS et les différentes caractéristiques du système.

PARTIE A : Les principaux systèmes de positionnement et de localisation

I- Les systèmes de radionavigation

I.1- Les procédés anciens	5
I.1.1- Radiogoniométrie au Sol.....	5
I.1.2- Radiogoniométrie de bord	6
I.1.3- Radiophares.....	6
I.2- Les procédés récents.....	7
I.2.1- Les systèmes orthodromique	7
I.2.1.1- Le consol.....	7
I.2.2- Les systèmes hyperboliques.....	8
I.2.2.1- Le loran-c	8
I.2.2.2- Le système Gee.....	9
I.2.2.3- Le système Decca	9
I.2.2.4- Omega	10
I.2.3- Les systèmes au Sol (angulaires et circulaires).....	10
I.2.3.1- DME : (Distance Measuring Equipment)	10
I.2.3.2- VOR : VHF Omni Range.....	11
I.2.3.3- Système d'atterrissage ILS . (Instrument Landing System).....	11
I.2.4- Les systèmes satellitaires.....	11
I.2.4.1- TRANSIT.....	12
I.2.4.2- Navstar/GPS.....	12
I.2.4.3- GLO.NA.S.S.....	13
I.2.4.4- GALILEO.....	15

I.3- Limitations des différents systèmes	16
--	----

PARTIE B : Vue d'ensemble sur le système GPS

I.1- Aperçu sur le système GPS.....	18
I.1.1- Approche du système GPS	18
I.1.2- Développement du système Navstar/GPS	19
I.1.2.1- Le principe du GPS.....	19
I.1.2.2-Principe de fonctionnement du système GPS.....	21
I.1.2.3- Orbites et contrôle des satellites composant le système GPS.....	26
I.2-Architecture du système.....	28
I.2.1- Le segment spatial.....	29
I.2.1.1- La constellation spatial.....	29
I.2.1.2- Le satellite GPS	30
I.2.2- Segment de contrôle	32
I.2.3- Segment utilisateur.....	33
I.3- Les services de positionnement GPS	34
I.3.1- Services de positionnement standard (SPS).....	35
I.3.2- Services de positionnement précis (PPS)	36
II- les caractéristiques des signaux GPS	
II.1- Introduction	37
II.2- Structure du signal GPS.....	39
II.3- Les codes pseudo – aléatoire.....	41
II.3.1- Le code C/A.....	42
II.3.2- Le code P.....	44
II.4-Notion de corrélation	46
II.5-La liaison des signaux satellites aux récepteurs.....	48
II.5.1-Les bases d'un récepteur GPS.....	48
II.6- La navigation avec un récepteur GPS.....	50
II.7- Les messages de données et le calcul de position.....	52
II.7.1- format du message de navigation.....	54
II.7.2-Contenu du message de navigation.....	54

III- Le positionnement GPS et ces incertitudes

III.1-Introduction.....	59
III.1.1- Les modes de positionnement.....	59
III.2- la mesure précise du temps de positionnement.....	61
III.3-Les différents types de mesures GPS.....	64
III.3.1-Mesure de la pseudo-distance.....	64
III.3.2-La mesure de phase.....	66
III.4- La Position satellite.....	68
III.4.1- Loi de Kepler.....	69
III.4.2-Conversion des coordonnées entre le système de Kepler et les système ECEF.....	71
III.5- Corrections temps GPS.....	76
III.5.1- Echelles de temps.....	77
III.5.2-Décalage fréquentiel Doppler.....	79
III.6- Modélisation des erreurs de positionnement.....	80
III.6.1- Erreurs de mesure.....	80
III.6.2- Erreur d'éphémérides.....	81
III.6.3- Erreur d'horloge.....	82
III.6.4- Erreur troposphérique.....	82
III.6.5- Erreur ionosphérique.....	83
III.6.6- Les trajets indirects.....	84
III.7-Le GPS différentiel.....	85
III.7.1-Principe du GPS différentiel.....	85

IV- les paramètres de performance GPS

IV.1- Introduction.....	88
IV.2-Détermination de la solution du positionnement par rapport à l'observateur.....	88
IV.2.1-Calcul de la distance entre le satellite et l'observateur.....	89
IV.3 -Dilution de précision.....	93
IV.3.1-Introduction à la dilution de précision.....	93
IV.3.2-détermination de la solution de positionnement à la dilution de précision.....	95
IV.4- Estimation de l'erreur de position.....	96
IV.4.1- La matrice de covariance des erreurs de position.....	97
IV.5-Le système de coordonnées locales.....	100

IV.6- Les indicateurs de précision	102
---	-----

V- Simulation

V.1- Introduction	106
--------------------------------	-----

V.2- Outil informatique	106
--------------------------------------	-----

V.2.1- Introduction	106
----------------------------------	-----

V.2.2- Programme de base	106
---------------------------------------	-----

V.2.3- Résultats et interprétation de simulation	110
---	-----

V.3-conclusion de ..simulation	126
---	-----

Conclusion

Annexes

Glossaire

Bibliographie

LISTE des figures

Chapitre I

Fig.I.1 : constellation du GLONASS.....	13
Fig.I.2 : Le principe de base de la géodésie spatiale.....	20
Fig.I.3 : Les systèmes de références locaux et globaux.....	20
Fig.I.4 : Sphère de positionnement.....	24
Fig.I.5 : Intersection de deux sphères de positionnement.....	24
Fig.I.6 : Positionnement tridimensionnels à partir de trois satellites.....	24
Fig.I.7 : les trois segments du système GPS.....	28
Fig.I.8 :Constellation.....	29
Fig.I.9 : satellite GPS NAVSTAR.....	31
Fig.I.10 : segment de contrôle.....	33

Chapitre II

Fig.II.1 : le signal GPS.....	39
Fig.II.2 :Combinaison de signaux GPS.....	40
Fig.II.3 :Modulation BPSK.....	40
Fig.II.4 : Génération de codes PRN du GPS avec le code GOLD.....	41
Fig.II.5 :le code C/A.....	42
Fig.II.6 : Génération du code C/A.....	43
Fig.II.7 : le code P.....	44
Fig.II.8 : clés de décryptage.....	46
Fig.II.9 : Structure du message de navigation.....	52
Fig.II.10 : Format du message de navigation.....	54
Fig.II.11 :Contenu de message GPS.....	58

Chapitre III

Fig.III.1 : le positionnement absolu.....	60
Fig.III.2 : le positionnement relatif.....	62
Fig.III.3 : le repérage d'un point en 2D.....	63
Fig.III.4 : le repérage d'un point en 2D avec une erreur d'une seconde.....	63
Fig.II.5 : le repérage d'un point en 3D.....	64
Fig.II.6 : le repérage d'un point en 3D avec une erreur d'une seconde.....	64
Fig.II.7 : Comparaison de codes du signal reçu et du signal généré par le récepteur.....	65
Fig.II.8 : La forme de l'orbite.....	71
Fig.II.9 : les paramètres de l'orbite.....	72
Fig.II.10 : les paramètres de l'orbite avec ces coefficients de corrections.....	72
Fig.II.11 : Application des paramètres de correction.....	75
Fig.II.12 : Le biais de temps.....	77
Fig.II.13 : Erreur de position du satellite.....	81
Fig.II.14 : Erreur multitrajet.....	84
Fig.II.15 : Fonctionnement du DGPS.....	86
Fig.II.16 : Le Wide Area DGPS.....	87

Chapitre IV

Fig.IV.1 : la variation de la position de l'observateur durant transmission du message.....	88
Fig.IV.2 : Dilution de précision sans biais d'horloge en 2D.....	93
Fig.IV.3 : L'incertitude de la dilution de précision.....	94
Fig.IV.4 : Mesure de la dilution de précision.....	94
Fig.IV.5 : la variation de la position de l'observateur durant transmission du message.....	95
Fig.IV.6 : configuration conduisant à une bonne précision (faible valeur faible DOP).....	96
Fig.IV.7 : Configuration conduisant à une mauvaise précision (grande valeurs DOP).....	97
Fig.IV.8 : coordonnée locale sur un ellipsoïde.....	101
Fig.IV.9 : L'erreur dans le système de coordonnées locales.....	102

Chapitre V

Fig.V.1 : l'interface de simulation.....	110
Fig.V.2 : Menu de l'interface.....	111
Fig.V.3 :la trajectoire d'un seul satellite.....	112
Fig.V.4 :la trajectoire de tout les satellite.....	113
Fig.V.5 : le mouvement d'un seul satellite.....	114
Fig.V.6 :la constellation.....	115
Fig.V.7 :la visibilité avec l'angle de maque de 5°	116
Fig.V.8 :la visibilité avec l'angle de maque de 10°	117
Fig.V.9 :la visibilité avec l'angle de maque de 15°	119
Fig.V.10 :la courbe du DOP.....	120
Fig.V.11 :Histogramme du DOP.....	121

Liste des tableaux

Tableau.I.1 : les effets de protection sur les performances de positionnement.....	36
Tableau III.1 : les différent paramètres d'ellipse.....	69
Tableau III.2 :Elément des systèmes de coordonnées.....	73
Tableau III.3 :les paramètre d'éphémérides.....	74
Tableau III.4 : les coefficients de correction des paramètre orbitale.....	74

Symboles

A	: demi -grande axe de l'orbite
γ	: angle entre la vitesse du satellite et la position du vecteur
β	: angle entre l'utilisateur de la distance du satellite et le rayon de l'orbite
satellite	
α	: angle entre le rayon de la terre et le rayon de l'orbite satellite
c	: vitesse de la lumière
C_{ic}	: correction de l'amplitude du cosinus de l'angle d'inclinaison
C_{is}	: correction de l'amplitude du sinus de l'angle d'inclinaison
C_{rc}	: correction de l'amplitude du cosinus du rayon de l'orbite
C_{rs}	: correction de l'amplitude du sinus du rayon de l'orbite
C_{uc}	: terme de la correction de l'argument du cosinus de latitude du satellite
C_{us}	: correction de l'amplitude de l'argument du sinus de latitude
Δi_k	: correction d'inclinaison du satellite
Δr_k	: correction du rayon du satellite
Δu_k	: correction de l'argument de latitude du satellite
n	: mouvement moyen corrigé
E	: anomalie excentrique
e	: excentricité de l'orbite du satellite
i	: inclinaison de l'orbite du satellite
i_0	: angle d'inclinaison du satellite au temps de référence
\dot{i}	: dérivée d'angle d'inclinaison du satellite
M	: anomalie moyenne
n	: mouvement moyen de référence du satellite
Ω	: angle droit d'ascension du satellite
Ω	: longitude du nœud d'ascension du plan l'orbite du satellite à l'époque des semaine
ρ_i	: pseudo-distance pour les satellites
t_{oe}	: temps de référence à l'époque t du temps de GPS des éphémérides
t	: temps de réception
v	: vrai anomalie du satellites

Abréviation

A.S	: Anti-Spoofing
BII	: Bureau international de l'heure
C/A	: Code d'acquisition
Cat.	: Catégorie
CTRS	: Conventional Terrestrial Reference System
DGPS	: differetial GPS
DME	: Distance Measuring Equipment
DOD	: Departement of Defense
DOP	: dilution of precision
ECEF	: Earth-Centered, Earth-fixed coordinates
ECI	: Earth-centered inertial coordinates
GDOP	: geometric dilution of precision
GEOs	: Geostationary Satellites
GHz	: gigahertz
GLONASS	: Global Navigation Satellite System
GNSS	: Global Navigation satellite system
GPS	: Global Positioning System
HDOP	: Horizontal Dilution of Precision
HF	: Hight Frequency
Hz	: Hertz
IERS	: International Earth Rotation Service
ILS	: Instrument Landing System
INS	: Inertial Navigation System
KHz	: Kilo Hertz
Km	: Kilomètre
M	: Mètre
m/sec	: mètre par seconde
MATLAB	: Matrix Laboratory ,a mathematical software
MHz	: Mega Hertz
MLS	: Microwave Landing System
Ms	: Milliseconde
NAVSTAR	: Navigation by satellite Timing and Ranging
NDB	: Non directional Beacon
NM	: Nautical Mile
Nsec	: nano seconde
P	: Precision code
PDOP	: Position Dilution of Precision
PPS	: Precise Positioning Service
PRN	: Pseudo Random Noise
r.m.s	: Root Mean Square
RAIM	: Receiver Autonomous Integrity Monitoring
S	: Seconde
S.A	: Selective Availability
SEP	: Spherical Error Probable
SPS	: Standard Positioning Service
SV	: Space Vehicle

TDOP : Time Dilution of Precision
UERE : User Equivalent Ranging Error
UHF : Ultra Height Frequency
URA : user Range Accuracy
UTC : Universal Time Coordinated
VDOP : Vertical Dilution of Precision
VHF : Very Hight Frequency
VLF : Very Low Frequency
VOR : VHF Omni-Range
WADGPS : Wide Area Differential GPS
WGS-84 : World Geodetic System -1984

PARTIE INTRODUCTIVE

Les mutations sociales et les exigences dues à un environnement évoluant dans le progrès et la science ont imposé un mode de vie orienté vers la précision. Dans le cas précis de la navigation, des repérages ou des balisages adaptés aux déplacements rapides d'un lieu à un autre et quelquefois d'un continent à un autre, plusieurs étapes ont été franchies. Les scientifiques ont conçu des modèles de repérages évolutifs. Ils vont du simple radiogoniométrie embryonnaire à une méthode sophistiquée satellitaire. Ce cheminement linéaire n'a pas eu toute l'efficacité attendue compte tenu de la complexité du domaine pendant de longues décennies.

A l'origine la boussole prélude à des recherches plus élaborées a eu toute son utilité pour des entités sociologiques guidées par de simples instincts de repérages. Ce moyen combien utile à cette société a été suivie par d'autres travaux allant de la radiogoniométrie aux systèmes satellitaire.

La radionavigation a pu être considérée comme un acquis non négligeable de par précision. Elle consiste à se guider à l'aide de mesure sur les signaux radioélectriques, qui augmentent considérablement les performances de navigation ou positionnement.

Les applications du positionnements sont multiples et très diversifiées. A titre d'exemples : la position d'une construction, bâtiment, route conduite, aqueduc, etc., d'une trajectoire d'un mobile (avion, voiture, bateau, missile, etc.), suppose la présence d'une multitude de procédés radioélectriques.

La navigation aérienne a fait son chemin grâce au support d'un grand nombre de procédés de localisation développés à la demande, d'une part, des navigateurs (maritimes et aériens), d'autre part, des spécialistes de diverses disciplines (géodésie, hydrographie, géophysique, prospections pétrolière et minière, ...).

Ces procédés permettent de déterminer un point (fixe ou mobile) se trouvant sur ou près de la surface de la terre par voie radioélectrique.

Les voies classiques ont été longtemps inopérantes de par la vétusté des systèmes ce qui a permis d'adjoindre d'autres moyens tels que la radiogoniométrie qui suit la trajectoire de la route aérienne.

Les systèmes de navigation conventionnels pour l'aéronautique, qui font partie de ces procédés, reposent traditionnellement sur l'utilisation des moyens radioélectriques au sol qui permettent d'effectuer un positionnement en coordonnées polaires (azimut, distance, altitude), et de plate-formes inertielles (I.N.S : Inertial Navigation System).

Dès les débuts du 20^{ème} siècle de nouveaux positionnements ont été introduits. On peut les hiérarchiser comme suit :

Les systèmes de positionnement en azimut vont du NDB (Non Directional Beacon) aux systèmes d'aide à l'atterrissage ILS (Instrument Landing System) ou MLS (Microwave Landing System), en passant par le VOR (VHF Omni Range) qui sert actuellement à construire la majorité des routes aériennes existant dans les pays industrialisés.

Pour le positionnement en distance, le système DME (Distance Measuring Equipment) qui peut être complété avec le VOR et l'ILS ou le MLS, ainsi que le système LORAN-C pour la navigation à longue portée, sont les plus utilisés.

Mais avec ces systèmes, malheureusement, on est limité par les conditions de propagation qui dégradent parfois la précision du service de navigation, ce qui demande l'utilisation d'équipements très puissants pour résoudre plus ou moins cette dégradation.

En outre la radionavigation a pris un nouveau cap avec l'arrivée des systèmes de navigation par satellites G.N.S.S (Global Navigation Satellite System). Il existe actuellement deux systèmes candidats pour remplir les fonctions du GNSS : le système militaire américain NAV.S.T.A.R - G.P.S (Navigation System Time And Ranging- Global Positioning System) et le système soviétique GLO.NA.S.S (Global Navigation Satellite System). Ces systèmes ont des potentialités très importantes, car ils allient pour la première fois des qualités exceptionnelles : navigation tridimensionnelle, couverture quasi mondiale et quasi permanente, précision de localisation, nombre d'utilisateurs illimités et coût très faible du service. Le système GPS est à l'origine un système de navigation par satellite imaginé par les militaires américains du DOD (Department of Defense), qui contrôlent et financent entièrement le projet.

Les spécifications de l'époque imposèrent au système GPS de fournir à un utilisateur autorisé une information précise de position, de vitesse et de temps, à tout instant et en tout point sur le globe.

Le succès scientifique et opérationnel du GPS est universel, mais la tutelle du gouvernement des Etats-Unis rend le monde entier dépendant d'un seul état.

Or la nécessité d'utiliser les satellites pour les opérations de positionnement et de navigation est un phénomène désormais irréversible. Pour échapper à cette dépendance les instances internationales, ainsi que certains états, évoquent l'idée d'un ou plusieurs GNSS.

PAR abus de langage, le terme « Système GPS », est utilisé à la place de son nom initial NAV.S.T.A.R-GPS.

IL n'est pas question de faire des mesures d'angles. Les difficultés sont connues pour ce qui est de la précision à grande distance ; en outre, la courbure des rayons à la traversée de l'ionosphère et de la troposphère causerait des erreurs d'angles du premier ordre alors que les erreurs de distance ne sont que du deuxième ordre. Les seules mesures que l'on peut envisager raisonnablement sont des mesures de distance, de différences de vitesse radiales, faites à bord du mobile.

Essentiellement, les systèmes de navigation par satellites sont tous fondés sur des techniques de mesure de la distance entre la position de l'utilisateur et un certain nombre de satellites dont les positions sont connues à tout instant de façon précise. Comme les systèmes fonctionnent dans les trois dimensions, les mesures de distances déterminent en fait des sphères à la surface desquelles l'utilisateur est situé. L'intersection d'un certain nombre de ces « sphères de distance » détermine la position. On peut procéder à des mesures de distance avec une grande précision en se fondant sur une référence de temps précise disponible dans le système.

Dans notre essai nous essaierons de présenter différents types de mesures effectuées par le système GPS telles que : la mesure de pseudo-distance et la mesure de phase. Les mesures de pseudo-distance sont exploitées pour calculer la position d'un mobile, et aussi pour une simulation des performances des systèmes GPS.

Chapitre I

Vue d'ensemble sur le système GPS

Le premier chapitre comporte deux parties

Partie A : Principaux systèmes de positionnement et de localisation.

Partie B : vue d'ensemble sur le système GPS et les différentes caractéristiques du système

La partie A présente des notions théoriques sur les systèmes de positionnement et de localisation actuellement utilisés dont le principe général et le classement. La partie B détaille le système de navigation GPS en expliquant comment évolue le système GPS, et les différentes caractéristiques du système, et les services de positionnement GPS.

Dans le chapitre II, sont présentés les caractéristiques des signaux GPS (quels signaux sont émis par les satellites GPS), et leur structure. Le chapitre III présente le positionnement GPS et les incertitudes Doppler (comment obtenir une position avec le GPS) et les paramètres qui englobent sa détermination, ensuite le IV chapitre qui décrit les paramètres de performance GPS avec une simulation sur ces performances de la précision de positionnement du récepteur.

PARTIE A : Les principaux systèmes de positionnement et de localisation

I- Les systèmes de radionavigation

On englobe sous la terminologie « Radionavigation » l'ensemble des procédés de navigation basés sur l'emploi des ondes électromagnétiques. De découverte récente, celles-ci ont fait l'objet d'applications innombrables dans le domaine de la navigation aérienne : les procédés d'emploi se sont multipliés et perfectionnés à la faveur des progrès techniques puis, au cours de la seconde guerre mondiale, on a vu se développer toute une floraison de méthodes répondant aux exigences propres à la navigation aérienne militaire. Ajoutons enfin que, pour des raisons purement financières, il ne peut être question à chaque étape du progrès technique de remplacer du jour au lendemain toute l'infrastructure basée sur un procédé en cours d'exploitation par celle qui nécessite un procédé plus récent. Mais la sensibilité des ondes aux phénomènes de diffraction et de réflexion varie considérablement avec la fréquence, ce qui agit sur leur portée. C'est pourquoi on est conduit à considérer plusieurs gammes de fréquences qui présentent sous le rapport des caractéristiques analogues.

Donc les systèmes de radionavigation se différencient en fonction de leur portée ce qu'il implique que il y avait des procédés anciens avant d'avoir des récents.

I.1- Les procédés anciens

La propriété des ondes électromagnétiques qui fut chronologiquement la première exploitée au profit de la navigation est la grande facilité à déceler la direction de leur provenance. En effet la résultante des courants induits qu'elles font naître dans une antenne en forme de cadre ou de cercle varie en même temps que l'incidence sous laquelle elles abordent le plan de l'antenne. Après détection, ces courants produisent un son : il suffit donc de faire pivoter l'antenne autour d'un axe vertical pour déceler l'orientation des ondes par extinction du son, ce qui apparaît quand le plan de l'antenne est perpendiculaire à cette direction.

Deux méthodes d'utilisation furent successivement mises au point :

I.1.1- Radiogoniométrie au Sol

L'émission provient de l'avion A et les radiogoniomètres terrestres, groupés en un même réseau effectuent les relevements simultanés. Un poste de commandement centralise ces renseignements, détermine la position A et la communique à l'avion.

Utilisable avec toutes les fréquences et bien que très précise et ne nécessitant à bord qu'un équipement réduit, cette méthode n'est pas susceptible de généralisation car elle présente le grave inconvénient d'exiger une imposante infrastructure terrestre, et surtout celui d'être trop lente pour s'accommoder d'un trafic tant soit peu important.

1.1.2- Radiogoniométrie de bord

Pour permettre à un plus grand nombre d'avions d'opérer simultanément, on a inversé les rôles en faisant relever par l'avion lui-même les émissions de postes terrestres. Dans ce cas, l'opérateur radio en manœuvrant le radiogoniomètre de bord peut relever successivement les gisements de plusieurs stations à terre. À partir de chaque gisement (angle que fait l'axe de l'avion avec la station relevée) le navigateur, connaissant le cap vrai, déduit facilement le relèvement de l'avion par rapport à la station terrestre et détermine sa position comme précédemment. En contrepartie de l'avantage majeur d'exclure toute gêne mutuelle des avions utilisant les mêmes stations, ce procédé présente l'inconvénient d'un équipement de bord plus important, d'une opération relativement longue et finalement d'une précision inférieure à la radiogoniométrie du sol. Pour simplifier la tâche du personnel on mit au point des goniomètres de bord donnant automatiquement l'indication du relèvement du poste terrestre. Grâce à la continuité de leur fonctionnement, ces appareils désignés radio-compas, peuvent recevoir un indicateur constitué d'un cadran gradué sur lequel se déplace une aiguille analogue à celui d'une boussole dont le pôle magnétique serait le poste émetteur.

1.1.3- Radiophares

Ces dispositifs permettent à l'avion de déterminer la droite issue de l'émetteur sur laquelle il se trouve, sans autre équipement qu'un poste récepteur. Les premiers radiophares comportaient essentiellement un cadre qui, en tournant à vitesse constante, balayait l'espace par une direction de silence. Le radiophare émettant un « top » pour indiquer le passage par le nord de cette direction de silence, il suffisait à l'opérateur de bord de chronométrer le décalage de temps entre ce top et l'extinction de réception à l'émetteur, donc une droite de position.

Les radiophare à champ tournant sont omnidirectionnels et répondent bien aux besoins de la navigation aérienne en général, par contre ils se prêtent mal au guidage car ils ne donnent pas une indication continue du relèvement. Or, le système de l'enchevêtrement de deux signaux sonores pas omnidirectionnels complémentaires permet, en maintenant le champ fixe, de baliser une ou deux directions préférentielles.

Les radiophares à enchevêtrement fixe ne sont donc, ils ne donnent une indication précise qu'au moment où la trajectoire d'un avion coupe l'une des directions balisées ; par contre ils sont plus avantageux que les radiophares à champ tournant.

1.2- Les procédés récents

Les anciens procédés ne résolvent pas ou très mal le difficile problème du contrôle de la circulation aérienne, particulièrement dans les zones à forte densité d'avions comme les approches des aéroports à grand trafic.

Les procédés récents sont le plus souvent adaptés à un type de navigation bien défini, généralement fonction de la distance. On peut classer les systèmes de radionavigation en fonction de la portée et des lieux de position.

- Le système orthodromique : LE CONSOL
- les systèmes au sol transhorizon (hyperboliques) : OMEGA Différentiel, LORAN-C
- Les systèmes au sol à portée limitée : VOR, DME (TACAN), ILS, MLS.
- les systèmes satellitaires : GLONASS, TRANSIT, GALILEO, NAVSTAR GPS

1.2.1-Les systèmes orthodromique

1.2.1.1-Le consol

Imaginé par les Allemands sous le nom d sonne puis repris et perfectionné par les Anglais pendant la guerre, le CONSOL est un radiophare à enchevêtrement et à champ tournant complexe destiné à la navigation à grand distance. Par la combinaison du déphasage et l'intensité des ondes entretenues de même fréquence émises par trois antenne alignées ABC et judicieusement espacées, on obtient un diagramme de rayonnement en forme de marguerite.

En certains points, en effet, les ondes issus du couple d'antennes AB arrivent en concordance de phase et leurs intensités s'ajoutent ; en d'autres au contraire, elles parviennent en opposition de phase et leurs intensités s'annulent mutuellement. Si donc l'émission du couple AB est automatiquement modulée par des points, l'espace sera découpé en tranches d'audition de point alternées avec des tranches de silence. Les tranches d'audition correspondent aux folioles marquées par une ligne continue sur le diagramme. D'autre part l'émission du couple BC, est modulée en traits, ait n diagramme dont les folioles représentées en pointillé s'encastrent précisément dans les zones de silence du couple AB. Enfin, la modulation des points et des traits est décalée dans le temps de manière à ce que ces signaux

s'enchevêtrent pour former un son continu dans les directions où ils sont entendus (rayon issu des intersections des folioles de traits et de points). Parmi les inconvénients :

- La grande sensibilité aux parasites susceptible de limiter la portée ;
- L'existence de deux angles morts de 50° chacun dans le diagramme d'émission, ce qui complique les installations pour assurer une couverture homogène de grande étendue ;
- L'obligation d'utiliser des cartes spéciales.

1.2.2-Les systèmes hyperboliques

1.2.2.1- Le loran-c

Le système hyperbolique à impulsions. Le Loran, dont l'appellation a été formée par contraction de l'expression « Long Range Navigational Aid », a été imaginé par les Américains et mis au point de 1940 à 1942. La grande nouveauté est l'utilisation d'impulsions à la place d'ondes entretenues. La station émet à la cadence de trente fois par seconde environ un petit train d'ondes d'une durée de cinquante microseconde. pour s'en tenir au principe, si deux antennes A et B émettent une impulsion au même instant, le point M sera atteint par l'une et l'autre impulsion avec un décalage de temps résultant de la différence des trajets AM et BM; il suffit donc, à l'aide d'un oscilloscope cathodique de mesurer le décalage de temps, $AM-AB/V$, V étant la vitesse des ondes pour en déduire immédiatement un lieu de position.

Dans la pratique, on trace à l'avance le réseau d'hyperboles correspondant au couple d'antennes AB, chaque hyperbole étant numérotée par le nombre de microsecondes correspondant à son décalage de temps. pour permettre de faire le point, les réseaux d'hyperboles des autres couples d'antennes loran-c audibles dans la zone considérée sont également tracés sur la carte. Le navigateur effectue alors les mesures sur les couples les mieux situés et détermine sa position par l'intersection de deux, ou même trois hyperboles.

Fonctionnant sur la fréquence de MF et de la HF, le loran-c utilisé pendant la seconde guerre mondiale dit « LORAN STANDARD », dont plusieurs stations sont toujours en service, a une portée atteignant presque 2000 Km. Au delà de cette distance, il faut utiliser un LORAN LF.

La précision du LORAN-C approximativement de 1.2% de distance du récepteur à l'émetteur, est légèrement supérieure à celle du CONSOL. A l'inverse de celui-ci, il est assez peu sensible aux parasites; par contre, il nécessite un matériel de bord plus lourd et plus encombrant, et surtout il présente le défaut propre à tous les systèmes à impulsions,

d'encombrer fortement l'éther, c'est-à-dire d'absorber une grande plage de longueurs d'onde pour chaque émission.

1.2.2.2-Le système Gee

En même temps que les Américains mettaient au point le LORAN, les Anglais développaient sur le même principe un système hyperbolique à impulsions fonctionnant sur la fréquence de la HF et de la VHF présentant les mêmes caractéristiques générales que le LORAN : grand encombrement de l'éther, faible sensibilité aux parasites, nécessité d'un appareillage de bord adapté (boîte Gee) et de cartes spéciales, le système Gee concerne la navigation à moyenne distance ; sa portée maximum croît d'ailleurs avec l'altitude (250 Km au dessus de 1500 m d'altitude et 500 Km au dessus de 3500 m).

Entre autres la différences avec le LORAN, au lieu d'être couplées par paires, les stations terrestres sont groupées par « chaînes » de quatre, l'une d'elles, dite station « maîtresse » est couplée avec chacune des trois réseaux d'hyperboles. Pour faire le point on choisit les deux réseaux qui donnent le résultat le plus précis et la mesure des deux hyperboles peut se faire simultanément. La précision, excellente dans les zones dont les hyperboles se coupent sous un angle voisin de 90°, varie avec cet angle de 1.5 Km à 7 Km à 500 Km de distance.

1.2.2.3-Le système Decca

Soit une station « maîtresse » A émettrice d'ondes entretenues et une station « esclave » B retransmettant l'émission reçue de A. Un avion situé en C reçoit l'émission de A par les deux vois : l'une directe AC, l'autre indirecte ABC. Les ondes empruntant l'un et l'autre chemin atteignent donc C avec un déphasage qui résulte de la différence des trajets : $ABC - AC$. Si les ondes arrivent en concordance de phase et le phasemètre, qui constitue l'essentiel de l'appareil de bord accuse un déphasage nul. Tous les points présentant la même caractéristique que C sont évidemment sur une hyperbole admettant A et B comme foyers.

Lorsque l'avion se déplace, le phasemètre commence par accuser un déphasage puis s'annule au franchissement de l'hyperbole $h+1$ et ce cycle se renouvelle sans cesse. Si donc le phasemètre entraîne un compteur d'hyperboles, on connaît à tout instant celle sur laquelle on se trouve. Ceci suppose toutefois que le compteur ait été réglé initialement, ce que l'on fait en affichant la valeur numérique donnée par la carte spéciale pour l'hyperbole passant par un point connu, par exemple l'aérodrome de départ.

Le DECCA présente les avantages et les inconvénients déjà signalés dans les systèmes hyperboliques LORAN et GEE, sauf qu'il utilise les ondes entretenues au lieu d'impulsions. Jusqu'aux distances dont seule l'onde directe parvient au récepteur, la précision est absolument remarquable et supérieure à celle donnée par les systèmes à impulsions ; au contraire, lorsque l'onde intervient, les erreurs du DECCA sont encore plus importantes que celles des autres systèmes hyperboliques.

1.2.2.4- Omega

ce système international émet des signaux entre 10 KHZ et 13KHZ et couvre le monde à partir de huit stations. La précision est d'environ une dizaine de kilomètres, il est contrôlé par les garde-cotes américains et par les marines nationales abritant les station.

Le traitement des mesures à bord est complexe et comprend des modèles de propagation sophistiqués, il est très sensible aux conditions météorologiques.

L'OMEGA différentiel permet de communiquer, par une liaison codée et indépendante à L'OMEGA, l'erreur de propagation constatées en un point connu. La précision obtenue peut atteindre le kilomètre, l'équipement de bord est un récepteur-calculateur qui traite les informations avec une précision qui varie entre 3 et 5NM.

1.2.3- Les systèmes au Sol (angulaires et circulaires)

Les procédés dits angulaires (VOR) ou bien circulaires (DMI) permettent de définir la position d'un point par ses coordonnées polaires (R= range-distance-angle= azimuth) à partir d'une seule station terrestre.

L'azimut peut être donné par un radiophare omnidirectionnel (omnirange) à comparaison de phases fonctionnant en VHFou en HF pour la navigation rapprochée et à moyenne distance, et en LF pour la navigation à grande distance.

La distance est donnée par un radiophare « répondant », appelé en abrégé DME.

1.2.3.1- DME :(Distance Measuring Equipment)

Appareil mesureur de distance, la technique du DME repose sur la mesure du temps mis par l'onde pour franchir la distance avion-station au sol. A Cet effet, un poste de bord interrogateur émet une impulsion à la réception de laquelle le radiophare « répondant » émet à son tour une impulsion. un oscillographe cathodique indique automatiquement la distance par déplacement d'une aiguille devant un cadran. Le DME est un système complémentaire au

VOR , il donne la distance par rapport à une station par mesure du temps de propagation aller et retour d'un signal . C'est un équipement cher et précis , environ 200 m à 95 % , le TACAN est son équipement militaire.

1.2.3.2- VOR : VHF Omni Range

les Omni Ranges à comparaison de phase ne sont pas encore consacrés par l'expérience mais paraissent très prometteurs ; le radiophare omnidirectionnel VHF, désigné sous l'abréviation VOR , fait partie des standards recommandés par l'O.A.C.I. pour la navigation à courte distance.

Le VOR est le système de navigation normalisé de l'aviation civile , il fonctionne dans la bande VHF (108 MHz- 118 MHz) . il fournit la partie angulaire des coordonnées polaires . il est limité à la portée optique , sa précision est de 3° à 95% .

1.2.3.3- Système d'atterrissage ILS : (Instrument Landing System)

utilisé et connu pendant la guerre sous le nom de S.C.S.51 , ce procédé comporte une installation au sol qui matérialise l'axe de descente par l'intersection de deux radioalignements plans . L'un d'eux appelé « Runway Localizer » balise le plan vertical passant par l'axe de la piste : il sert de référence pour la mise en direction . Le second, « glide-path », balise un plan incliné et assure le guidage en pente.

Dans ce système, une fois l'avion amené à l'entrée du couloir d'approche marquée par une radiobalise, le pilote effectue seul toute la manœuvre. Un cadran comportant deux aiguilles indique les écarts en azimuth et site et le pilote manœuvre en conséquence l'avion pour descendre à cheval sur la ligne définie par l'intersection des deux radioalignements.

En attendant la mise au point des mesureurs de distance qui donneront au pilote l'indication continue de la distance à l'entrée de la piste , un contrôle de celle-ci est assuré par des radiobalises. il émet les signaux dans les gammes de fréquences (108 MHz- 112 MHz) pour le Loc, Glide (329- 335) MHz et le Marker 75 MHz.

1.2.4- Les systèmes satellitaires

Les systèmes de navigation par satellites , actuellement en service ou en projet d'étude , se composent essentiellement de satellites à défilement dont la constellation englobe le sphéroïde terrestre. Leur couverture est mondiale, continue et permanente .

Chacun de ces systèmes est poursuivi par un réseau de stations de poursuite à terre dont le rôle est de définir et d'élaborer les éléments des orbites observées et aussi de contrôler la trajectoire suivie par chaque satellite de la constellation.

Dans ce qui suit, on va présenter ces systèmes de navigation en commençant par TRANSIT, qui était le plus ancien de ces systèmes et qui a été maintenu jusqu'au 1995 aux systèmes qui sont encore en projet.

1.2.4.1- TRANSIT

C'est le premier des systèmes de navigation par satellites, il a été développé par l'armée de la marine des Etats Unis et était opérationnel depuis 1967, le système était ouvert aux utilisateurs civils. Des satellites sur un orbite basse connue rayonnent un signal continu. Le récepteur du mobile observe l'évolution de l'effet Doppler du signal et en déduit sa position par rapport à celle du satellite.

Les satellites ont émis deux fréquences (150 MHz-400 MHz) qui ont servi à transmettre un message permettant de connaître tous les éléments caractérisant l'orbite du satellite, ainsi que des laps de temps espacés de deux minutes. Le contenu de ce message est mis à jour toutes les douze heures par un réseau de stations de poursuite à terre.

A partir de la réception du message, la détermination de la position d'un point se fait par mesure de sa position relative par rapport au satellite. Le récepteur effectue une mesure du décalage en fréquence de la porteuse (150 MHz et 400MHz) par l'effet Doppler.

La mesure permet de déterminer la différence des distances du récepteur aux deux positions occupées par le satellite à l'instant des deux tops espacés de deux minutes. Pour cela, le récepteur dispose d'un standard de fréquences piloté par un quartz fournissant des fréquences très stables (150 et 400 MHz) qui sont comparées avec les fréquences reçues. On compte en fait le nombre de périodes entre la réception de deux tops successifs satellite.

Cependant, cette précision de la localisation était insuffisante pour la navigation, ainsi que la longue durée de chaque détermination du point, et notre but est de chercher un positionnement instantané.

pour cela, des nouveaux systèmes ont été développés : le NAVSTAR/GPS et le GLONASS qui sont opérationnels actuellement, et d'autres sont prévus : les Galileo.

1.2.4.2-Navstar/GPS

ce système a été développé pour remplacer TRANSIT par les militaires Américains. Il est conçu pour répondre aux questions « quelle est l'heure, quelle est la position et quelle est la

vitesse », il est né en 1973 de la fusion de deux programmes expérimentaux, l'un de L'U.S.NAVY, l'autre de L'U.S.Air Force .Par sa conception, il affiche l'ambition d'offrir à tous les types d'utilisateurs un service homogène et continu en trois dimensions, avec un codage susceptible de donner aux forces armées américaines une précision inaccessible aux usagers civils.

I.2.4.3- GLO.NA.S.S

Le système GLONASS (Global Navigation Satellite System) employé par l'URSS, analogue au système GPS.

Il permet également la navigation toute condition météorologique à toute heure et en toute lieu , ce qui autorise, comme pour le GPS , les applications aéronautiques, marines et terrestre.

Une fois le système complet, la couverture mondiale sera assurée par 24 satellites équi-répartis sur 3 plans quasi-circulaires, l'altitude des satellites est de 19100 KM ,ce qui entraîne une période de rotation de 11h 15 mn .l'inclinaison des orbites est de 64.8°.Le lancement des satellites GLONASS débuta en 1982 . depuis les satellites ont été modernisés et leur fiabilité a été grandement améliorée. (Voir Fig.I.1)

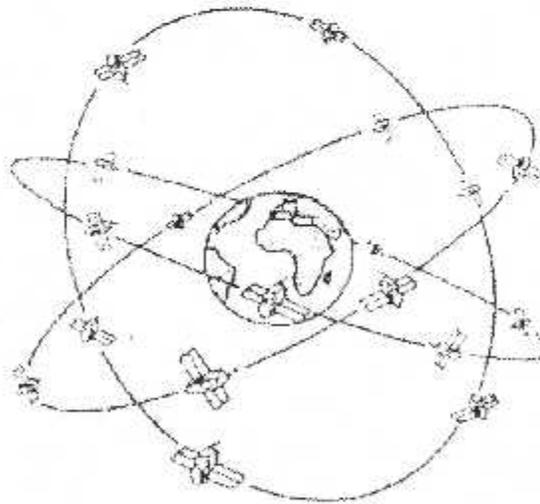


Fig.I.1 : constellation du GLONASS

GPS et GLONASS ont le même nombre de satellites, ces deux systèmes ont été développés en parallèle et ont de nombreuses caractéristiques communes. La différence porte sur des détails techniques (au niveau de la radiofréquence et des corrélateurs) transparents à l'utilisateur. Ainsi ,contrairement au système GPS , l'accès à un satellite GLONASS est

réalisé par la sélection de sa fréquence d'émission. En effet, tous les codes émis sont uniques, un seul code est utilisé par tous les satellites, par contre, chaque satellite a sa propre fréquence d'émission.

Cette particularité complique les étages radiofréquences car ceux-ci nécessitent un synthétiseur de fréquence programmable. Cette fonction tend à être numérisée et à être intégrée dans l'ASIC de traitement. L'architecture au point de vue composant est identique à un récepteur GPS.

Chaque satellite GLONASS utilise deux porteuses en bande L, les fréquences L1 sont comprises entre 1602.5625 MHz et 1615.50 MHz par pas de 0.5625 MHz, les fréquences L2 s'étaient de 1246.4375 MHz à 1255.50 MHz par pas de 0.4375 MHz, chaque porteuse est modulée en phase par un signal de 5.11 MHz. En plus, la porteuse L1 est modulée par un signal à 0.511 MHz.

Après une période transitoire qui durera jusqu'au 2005, la bande de fréquence du système GLONASS sera réduite de moitié. Les satellites en opposition autour de la terre émettront sur la même fréquence. Un utilisateur n'en verra qu'un et ne sera pas perturbé par l'émission de son homologue. De plus cette bande de fréquence sera décalée vers le bas, se rapprochant ainsi des fréquences GPS. Les nouvelles fréquences GLONASS seront centrées de 1598.0625 MHz à 1604.25 MHz (l'ancienne bande de fréquence interférait avec les systèmes radio-astronomiques).

Ainsi les bandes de fréquences GPS et GLONASS sont suffisamment proches pour permettre à un récepteur de capter et de traiter les informations émises par les deux systèmes. Le débit du message de navigation GLONASS est de 50 bits par seconde et chaque bit est codé en bi-phase. Ainsi la structure des signaux GLONASS est proche de celle des signaux GPS. Le signal code P n'est pas crypté (AS).

Deux autres aspects différencient également le système GLONASS du système GPS : ce sont les systèmes de coordonnées et les références de temps. Le World Geodetic System (WGS 84) et le Soviet Geocentric Coordinate System (SGS 85) sont respectivement utilisés par GPS et GLONASS. Les différences entre les deux systèmes peuvent créer des erreurs de navigation en les joignant.

Le message de navigation GPS contient les éphémérides (paramètres de Kepler de l'orbite) de satellites tandis que le message de navigation GLONASS dispose de la position du satellite dans un repère ECEF (Earth Centred Earth Fixed). Le système GLONASS est aussi précis que le système GPS en mode PPS.

La détermination de la position et de la vitesse d'un utilisateur GLONASS est basée sur la mesure du temps de transit et la mesure Doppler des signaux transmis par les satellites GLONASS. Pour ce faire, les satellites transmettent des signaux de porteuses (bande L) sur des fréquences multiples séparées. Ces signaux diffusés regroupent deux codes binaires, le code d'acquisition C/A (Coarse/Acquisition) et le code de précision P statut (précision code), et un message de données de navigation qui contient l'information du par statut du satellite émetteur et le statut des autres satellites de la constellation, les paramètres de correction d'horloge fournissant le décalage du temps satellite par rapport au temps GLONASS et au temps UTC (Universal Time Coordinated), et les coordonnées de la position des satellites visibles.

Actuellement, les utilisateurs voient plutôt GLONASS comme un système complémentaire au GPS. Le système GLONASS ne sera figé techniquement qu'après 2005 et subsiste encore quelque doute sur son avenir.

1.2.4.4- GALILEO

les systèmes GPS et GLONASS sont des systèmes propriétaires et leurs exploitant ne donnent aucune garantie pour une disponibilité permanente. En cas d'erreurs ou de panne, les utilisateurs ne sont pas immédiatement informés. C'est la raison pour laquelle l'Union Européenne, d'ici 2008, veut mettre sur les pied son propre système de navigation par satellites, le projet GALILEO. A l'encontre de GLONASS et GPS, il s'agit explicitement d'un projet civil, qui doit entièrement satisfaire les utilisateurs par sa précision, sa disponibilité et sa sécurité, les caractéristiques de GALILEO sont comparables à celles du GPS : les satellites se trouvent à une altitude de 20000 Km et ils sont surveillés par plusieurs stations au sol, de manière à pouvoir atteindre une couverture de toute la planète. Ce projet GALILEO annonce le premier système satellitaire couvrant les besoins des utilisateurs civils du monde entier, en matière de radionavigation, de positionnement et de synchronisation. Sa clé de voûte permettra de diffuser des signaux de localisation sur l'ensemble du globe, notamment aux latitudes élevées, avec une précision remarquable. Bien qu'indépendamment des systèmes opérationnels existants, GALILEO sera compatible et inter-opérable avec ces derniers, ce qui impliquera une coordination adéquate des fréquences et des puissances transmises.

I.3- Limitations des différents systèmes

La plupart des systèmes de radionavigation ont été développés pour des besoins militaires , puis ont été mis à la disposition des utilisateurs civils . En outre les limitations des différents systèmes dont la propagation est en visibilité directe , utilisent des fréquences très grandes et dont la portée est très courte , tandis que la précision est meilleure.

Pour les systèmes à longue portée utilisant des faibles fréquences , la précision est plus mauvaise que celle des systèmes précédents , à cause de la variabilité des caractéristiques de propagation. En quelque sorte les limitations des différents systèmes précités se résument ainsi :

- une couverture limitée ;
- une précision devenue insuffisante et dépendante du lieu ;
- une sensibilité aux interférences radioélectriques ;
- un levé d'ambiguïté délicat ;
- une navigation bidimensionnelle ;
- un temps de mesure relativement long ;
- une disponibilité non-permanente ;
- une sensibilité aux conditions météorologiques ;
- des mesures à effectuer avec le véhicule à l'arrêt .

Ces contraintes ont conduit au développement du système GPS , il est le système de radionavigation dont beaucoup pensent qu'il remplacera tous les autres .

Ses caractéristiques sont les suivantes :

- obtention d'une position en trois dimensions instantanément ;
- obtention de l'heure ;
- couverture mondiale et permanente ;
- disponibilité continue ;
- coût très faible du services ;
- opérationnel quelles que soient les conditions météorologiques ;
- simplicité d'utilisation ;
- Faible coût des équipements utilisateurs (récepteur GPS) ;
- Résistance aux interférences ;
- Référentiels géodésiques connus ;

- Utilisation libre et sans contrainte ;
- Propagation presque en espace libre , à travers l'ionosphère dont l'influence est assez bien prévisible et corrigeable .

PARTIE B : Vue d'ensemble sur le système GPS

I.1- Aperçu sur le système GPS

I.1.1- Approche du système GPS

L'idée d'utiliser les satellites comme aide à la navigation a conduit l'U.S-NAVY à lancer un premier satellite de navigateur « TRANSIT » au début des années 60. Le réseau opérationnel dès 1964 avec cinq satellites, tournant autour de la terre à une altitude moyenne de 1075 Km selon des orbites polaires parcourues en 107 minutes environ et repose sur le principe de la mesure de la fréquence DOPPLER qui affecte la fréquence porteuse des signaux émis par les satellites. IL est donc possible de faire une triangulation calculée par le récepteur fonctionnant avec une alimentation électrique de 12 ou 24 volts. On peut ainsi obtenir jusqu'à 16 positions par 24 heures avec une précision de 3 à 900 mètres.

Parmis les inconvénients du système TRANSIT :

- temps de pré-chauffage : 30 minutes environ ;
- 35 à 100 minutes environ d'attente entre chaque position déterminée en fonction de la latitude (temps plus long près de l'Equateur) ;
- obligation d'entretenir la navigation estimée entre chaque détermination de la position ;
- précision : 3 à 900 mètres .

En 1973 , le Département of Defense (DoD) décide ont groupant les deux programmes de l'U.S. Navy et U.S Air Force développer le programme NAVSTAR-GPS. Un nouveau système de positionnement (NAVigation System with Time And Ranging) , la phase I qui se déroula de 1973 à 1979, permit de valider le concept avec quatre satellites temporairement visibles aux USA. La phase II (1979-1985) permit de développer et tester le système , plus de dix satellites furent lancés. Leur durée de vie estimée à cinq ans fut supérieure à 8 ans. Ces satellites faisaient partie du bloc I .

La phase III en 1985 ROCKWELL INTERNATINAL emporta le marché des 28 satellites de second génération (bloc II) de durée de vie de sept ans et demi. Vingt-quatre satellites sont aujourd'hui en orbite. La constellation GPS a été déclarée opérationnelle après que 24 satellites du bloc II aient été mis en service ; ce fut en décembre 1993. La constellation à 24 satellites assure aujourd'hui le service de navigation tridimensionnelle avec une

disponibilité maximale . Le service de navigation est toutefois rendu avec seulement 21 satellites.

LOCKHEED MARTIN/GE aerospace a emporté un marché de 21 satellites complémentaires (bloc IIR) , ceux -ci ont été lancés de fin 1996 à 2001 au moyen de fusées Delta 2 , ces satellites possèdent des caractéristiques système accrues permettant, notamment , une liaison à satellites sans contact avec le sol dont il se trouve que les améliorations produites pour le GPS est sélectionnées à partir des différentes cheminement qui sont les suivants :

- ✓ positionnement en 3 dimensions : latitude, longitude et altitude ;
- ✓ précision nettement améliorée ;
- ✓ indépendance du système vis-à-vis de la vitesse du récepteur ;
- ✓ couverture mondiale , permanente et continue .

Ce système fut donc initialement prévu pour fonctionner à partir d'une constellation de 24 satellites (3 étant mis en réserve pour pallier la défaillance éventuel de l'un des 21 autres) . Durée moyenne de vie d'un satellite : 7.5 années, quatre satellites , sur chacune des orbites régulièrement espacées autour de la terre et inclinées à 55° par rapport à l'Equateur terrestre , effectuent leur parcours orbital en 11h56 à une altitude légèrement supérieure à 20000Km .

Malheureusement , les orbites se dégradent lentement , cinq stations -sol de poursuite (ASCENSION, DIEGO GARCIA , KWAJALEN, HAWAI et COLORADO SPRINGS) reçoivent les signaux des satellites et les envoient à la station centrale (COLORADO SPRINGS) qui recalcule les temps de propagation ionosphérique , les effets mécaniques relativistes , la dérive des horloges et établit , chaque jour , les éphémérides précises pour le retransmettre aux différents satellites qui à leur tour les enregistrent dans leurs mémoires pour constituer leur ALMANACH respectif.

1.1.2- Développement du système Navstar/GPS

1.1.2.1- Le principe du GPS

Le principe de base de la géodésie spatiale

Après le lancement du premier satellite artificiel ,Sputnik1 ,en 1957, les scientifiques se sont rendus compte que les satellites artificiels pouvaient être utilisés pour la détermination d'une position. C'est ainsi que la **géodésie spatiale** vit le jour. Le principe de base de la géodésie spatiale est relativement simple, supposons que nous(point w) puissions déterminer le vecteur par rapport à un satellite S ,qui se déplace dans l'espace . Si nous connaissons

l'orbite précise et donc la position du satellite , nous pourrions alors déterminer notre position par rapport au centre de la terre. IL suffit pour ceci de soustraire le vecteur de la position du satellite par rapport au centre de la terre.

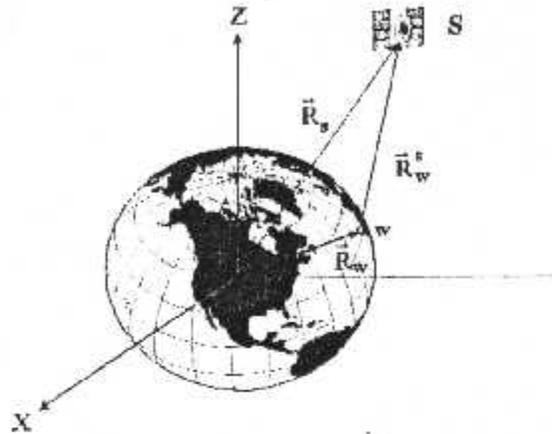


Fig.I.2 :Le principe de base de la géodésie spatiale

Tout système de coordonnées ou de cartographie repose sur une définition de paramètres de référence issus de la géodésie et de la physique . Pour le système GPS , on a défini une référence globale qui répond aux objectifs d'un système mondial de navigation . Elle s'appelle WGS84 (World Geodetic System 84) et elle est définie par un système géocentrique de coordonnées cartésiennes (X, Y, Z) . L'origine est au centre de gravité des masses terrestres , l'axe Z passe par l'axe de rotation de la terre et l'axe X est l'intersection de l'équateur avec le méridien de Greenwich . Comme chaque pays possède sa propre référence géodésique et son système de cartographie national ou local . Dont il faut faire attention lors de la programmation de ceux- ci.

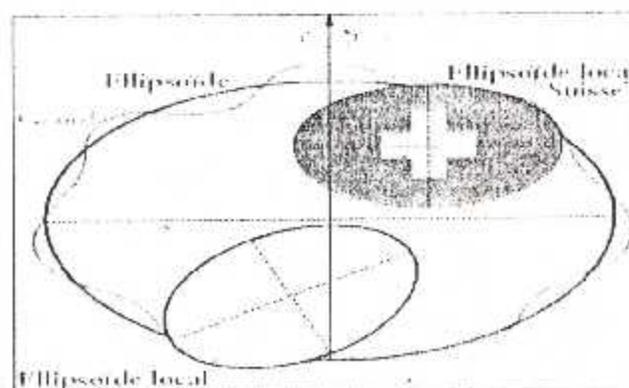


Fig.I.3 : Les systèmes de références locaux et globaux

Pour la suisse par exemple, dont le système géodésiques BESSEL, CH1903 , le système de projection (User grid) utilisé pour les carte nationales est spécifique . Pour un récepteur de navigation de type Garmin en suisse par exemple , l'utilisateur doit effectuer la programmation suivante :

on implique User grid : SWISS GRID

aussi Datum : CH1903

Comme on peut choisir un système de projection (User grid) et lui associer une mauvaise référence (Datum) , la mauvaise combinaison donnera des informations fausses aussi dangereuses pour l'utilisateur s'il ne s'en rend pas compte à temps .

Si l'on utilise le GPS dans un autre pays ou avec une carte topographique ou maritime , il faut donc se poser les questions suivantes :

-quelle est la référence géodésique utilisé ?

-quel est le type de projection cartographique ?

C'est informations sont , en général, inscrites sur les cartes ou disponibles auprès de l'office responsable de leur production , donc il faut connaître et contrôler les paramètres activés dans le récepteur .

1.1.2.2-Principe de fonctionnement du système GPS

- **Détermination de la position**

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Ce biais d'horloge ΔT se traduit par une erreur de mesure du temps de propagation des signaux GPS et , par la même , par une erreur sur les distances satellites utilisateur . Cette erreur se retrouve sur toutes les distances mesurées par le récepteur , il existe donc une quatrième inconnue en trois dimensions .

Les paramètres à déterminer sont ,suivant le repère : la longitude , la latitude , et le biais d'horloge .Ainsi le calcul de positionnement fournit la valeur de l'imprécision ΔT de l'horloge utilisateur par rapport à l'heure du système GPS donnant le moyen de la correction . Afin d'ajuster son horloge , le récepteur GPS utilise l'intersection des cercles de position . Si l'horloge du récepteur est en avance , le temps de propagation du signal apparaîtra plus long que le temps réellement mis par le signal pour parvenir au récepteur . Celui-ci positionnera alors les satellites plus loin qu'ils ne le sont dans la réalité et les cercles de position seront plus grands qu'ils ne le devraient .

Si l'on prend trois cercles de positionnement par rapport à trois satellites , ces cercles se chevaucheront ,formant une zone au centre de laquelle l'on devrait se situer . Le récepteur retardera alors son horloge jusqu'à ce que cette zone devienne aussi petite que possible . Au contraire , lorsque l'horloge du récepteur est en retard , il voit les cercles de position plus petits qu'il ne sont en réalité. Les cercles s'écartent les uns des autres . Lorsque l'horloge du récepteur GPS st parfaitement synchronisée sur celle des satellites , les trois cercles se coupent exactement en un seul point .

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

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

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

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

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

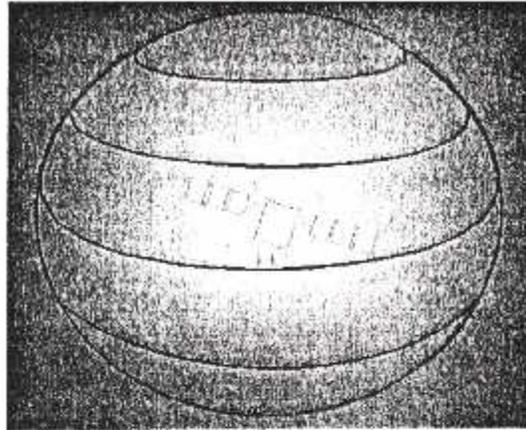
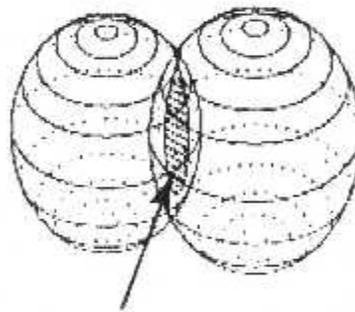


Fig.I.4 : Sphère de positionnement

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



Cercle de position

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

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

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

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

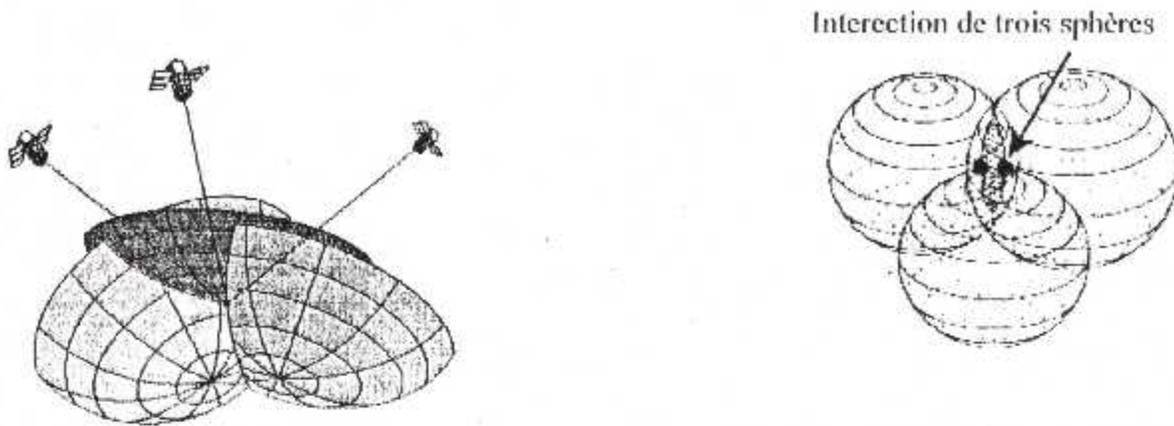


Fig.1.6 : Positionnement tridimensionnel à partir de trois satellites

Le principe du positionnement GPS est très proche de la triangulation. On mesure la distance entre l'utilisateur et un certain nombre de satellites de positions connues. On définit ainsi des sphères centrées sur des satellites et dont l'intersection donne la position. Le récepteur GPS est capable d'identifier le satellite à l'aide du signal pseudo aléatoire émis par chaque satellite. Il charge, à l'aide de ce signal, les informations sur l'orbite et la position du satellite.

Pour mesurer la distance qui sépare le satellite du GPS, on mesure le temps T mis par le signal pour aller de l'un vers l'autre. Le signal est transmis à la vitesse de la lumière, et la distance recherchée est donnée par : $R = c \cdot T$, la mesure de T nécessite une manipulation :

Les satellites et le récepteur émettent tous deux au même temps instant (instant réglé sur l'horloge générale du système GPS) le code pseudo aléatoire (le récepteur en génère une réplique). Le récepteur retarde ensuite le début de cette émission jusqu'à ce que son signal se superpose avec celui provenant du satellite. La valeur de ce retard est ainsi le temps mis par le signal pour se propager du satellite jusqu'à l'utilisateur.

L'utilisation de cette méthode avec trois satellites permet alors à l'utilisateur de déterminer ses distances R_1 , R_2 et R_3 par rapport à trois satellites de positions connues. Ainsi, si (x, y, z) sont les coordonnées de l'utilisateur et (x_i, y_i, z_i) celles des satellites, on obtient le système de trois équations.

Un quatrième satellite est alors nécessaire au récepteur pour éliminer l'un des points ainsi que pour ajuster son horloge. Le récepteur cherchera quelle est la valeur de l'horloge pour que l'intersection des autres sphères définisse un volume aussi réduit que possible. La position en trois dimensions sera déterminée par le point d'intersection de quatre sphères de positionnement.

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

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

Si l'horloge du récepteur est suffisamment stable ,il est possible pendant certain temps d'établir une position en trois dimensions lorsque seulement trois satellites sont en vue. Cependant , au bout d'un certain temps qui dépend de la précision de son horloge , le récepteur passera en mode deux dimensions , en conservant la dernière valeur de l'altitude calculée .

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

- **La détermination de la vitesse**

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

1.1.2.3- Orbites et contrôle des satellites composant le système GPS

Il existe essentiellement trois types d'orbites qui peuvent être employées dans les concepts ou configuration de système de navigation par satellites.

➤ ORBITES GEOSTATIONNAIRES

La vitesse et la direction du satellite correspondent à peu près exactement à la rotation de la terre de telle sorte que le satellite semble stationnaire au-dessus d'un point fixe sur

l'équateur . Ces orbites ne peuvent être réalisées que pour les satellites qui évoluent dans le plan de l'équateur terrestre.

Des système satellites basés sur des configurations orbitales géostationnaires peuvent assurer une fonction régionale de navigation et de localisation avec un petit nombre d satellites(deux au minimum) . Les satellites s trouvent à une altitude d'environ 36000 Km mais , étant donné qu'aux latitudes élevées l'angle de site du satellite est faible , il n'est pas possible d'obtenir une couverture aux supérieures à environ 70°. La précision est sensiblement réduite près de l'équateur par suite d'une géométrie médiocre .

En raison de leur position apparemment fixe par rapport à la terre , les satellites de ce type conviennent pour les communications point-à point ou les communications air-sol du service mobile , dans la zone couverte par le satellite et la station au sol . La plupart des satellites de communication et de radiodiffusion sont stationnaires.

➤ ORBITES FORTEMENTELLIPTIQUES INCLINEES

Etant donné les inconvénients connus de l'orbite géostationnaire aux fins de la navigation, il se trouve qu'il y a d'autres types d'orbites susceptibles de fournir de plus grands angles de site (améliorant ainsi la réception) tout en assurant la couverture des latitudes élevées et des régions polaires . Lorsque des satellites évoluent en orbite inclinée fortement elliptique , leur vitesse apparente (taux de changement de position) semble , pour l'utilisateur , relativement faible à proximité de l'apogée et, compte tenu de la vitesse de rotation de la terre , les satellites sembleront presque stationnaire au- dessus d'une zone géographique donnée pendant un partie substantielle de leur période orbitale (point mort d'apogée) . Dans leur forme pure , ces concepts sont considérés principalement à des communication , mais ils pourraient être aussi utilisés aussi bien pour la navigation .

➤ ORBITES CIRCULAIRES INCLINEES

Un satellite ou constellation de satellites sont en orbite autour de la terre en maintenant un rayon à peu près constant par rapport au centre de la terre , ainsi qu'une vitesse à peu près constante . la trajectoire suivie par chaque satellite autour de la terre , sur une orbite quelconque , ressemble de très près à la trajectoire suivie sur l'orbite précédente , avec un décalage en longitude d'une importance qui dépend du rayon de l'orbite.

Ces satellites défilent par rapport à la terre dans des plans qui font des angles plus ou moins grands avec le plan équatorial terrestre . Il faut que le nombre , latitude des satellites et l'inclinaison des plans des orbites soient de telle sorte qu'à tout instant , en tout point de la

terre , on puisse voire le nombre de satellites minimal pour l'utilisation envisagée (quatre pour GPS comme pour GLO.NA.SS).

Ainsi le système GPS est composé de satellites et de récepteur utilisateur .Ces deux partie du système sont appelés , respectivement , segment spatial et segment utilisateur, un troisième segment , le segment de contrôle , veille à la bonne marche du système , ces trois segments on va les développés dans la description du système .

I.2-Architecture du système

Le GPS est constitué de trois partie :

- ✓ le segment spatiale qui est constitué d'un ensemble de satellites,
- ✓ le segment de contrôle qui permet de piloter le système,
- ✓ le segment utilisateur qui est l'ensemble des utilisateurs civils et militaires du système.

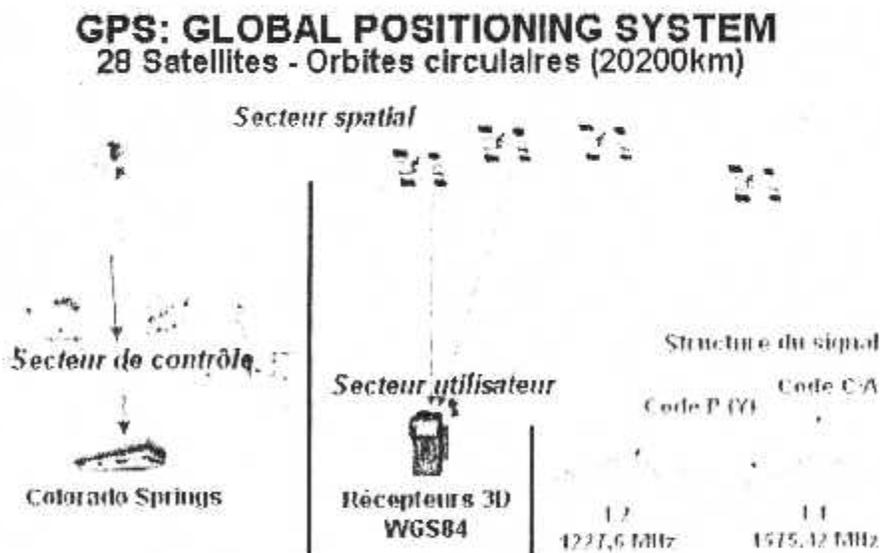


Fig.I.7: les trois segments du système GPS

I.2.1- Le segment spatial

I.2.1.1- La constellation spatiale

Le segment spatial GPS est constitué de 24 constellations nominales, actuellement il existe 28 satellites. Le système GPS reste disponible jusqu'à 21 satellites opérationnels.

L'intérêt de satellites complémentaires aux satellites GPS est prouvé afin de renforcer la fiabilité, la disponibilité et l'intégrité de la radionavigation par satellite.

Les satellites GPS sont répartis sur six orbites ayant chacune quatre ou plus satellites. Les orbites sont inclinées de 55° par rapport au plan équatorial. Les orbites sont presque circulaires de 26600 Km de rayon (les premiers satellites avaient leur orbite inclinée à 64°). La distance à l'utilisateur varie entre 20200 Km pour un satellite situé au zénith et 25600 Km pour un satellite situé au ras de l'horizon. Les temps de propagation des signaux radioélectriques sont au minimum de 67 ms et au maximum de 86 ms.

Un satellite décrit une orbite en une demi-journée sidérale. Un observateur terrestre qui observe un satellite en particulier, le voit tout les 23 heures 58 minutes au même endroit du fait de la différence entre la période de rotation des satellites et de la terre.

Les satellites sont positionnés de manière à ce qu'un minimum de 6 soient visibles. En limitant l'angle de visibilité à 15° au-dessus de l'horizon (angle d'élévation), l'utilisateur dispose d'un minimum de 4 satellites à toute heure et quelle que soit sa position dans l'environnement proche de la terre. Onze satellites sont occasionnellement visibles au-dessus de l'horizon (élévation nulle).

Les renseignements sur la constellation GPS sont disponibles, on y trouve notamment l'état de la constellation, les indisponibilités programmées, l'almanach, les modifications planifiées de la constellation.

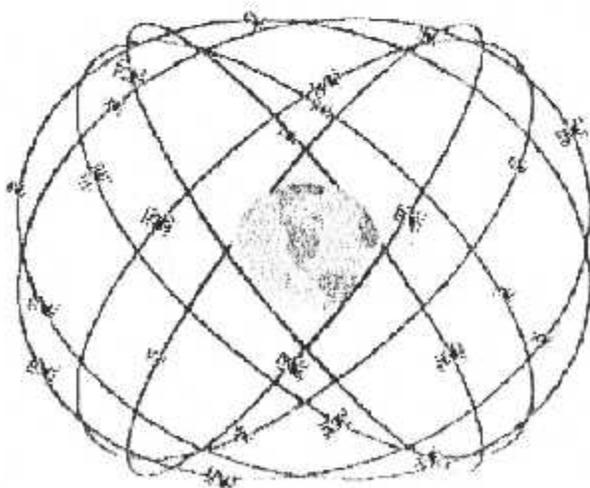


Fig.1.8 : Constellation

I.2.1.2- Le satellite GPS

Plusieurs générations de satellites se suivent, elles sont appelées bloc I, bloc II, bloc IIA, bloc IIR et bloc IIF ; 11 satellites du bloc I ont été lancés entre 1978 et 1985, le dernier a été utilisé jusqu'à 1996.

La constellation a été déclarée opérationnelle en fin 1993, lorsque les 24 satellites du bloc II ont été en service. 28 satellites de cette génération ont été commandés. Chaque satellite pèse 846 Kg une fois placé sur son orbite.

Les 20 satellites du bloc IIR ont été lancés de 1996 à 2001 par des fusées Delta-2. Chaque satellite pèse 1080 Kg mais vaut la moitié du prix de la génération précédente.

Les fonctions d'un satellite sont les suivantes :

- recevoir et mémoriser les informations du segment de contrôle ;
- Maintenir un temps très précis par une moyenne sur plusieurs oscillateurs embarqués ;
- Un satellite dispose de deux horloges au césium et deux horloges au rubidium
- Transmettre les informations aux utilisateurs par l'intermédiaire de deux porteurs L1 et L2 ;
- Asservir sa position et son altitude ;
- Transférer sa position si nécessaire ;
- Assurer une liaison UHF entre les différents satellites (à partir du bloc IIR).

Les satellites du bloc II ont 10 années d'autonomie et leur durée de vie est estimée à 7,5 ans les satellites du bloc IIF ont été mis en orbite au moyen des lanceurs EELV entre 2001 et 2010 et la durée de vie nominale est estimée à 10 ans. (Voir Fig.I.9)

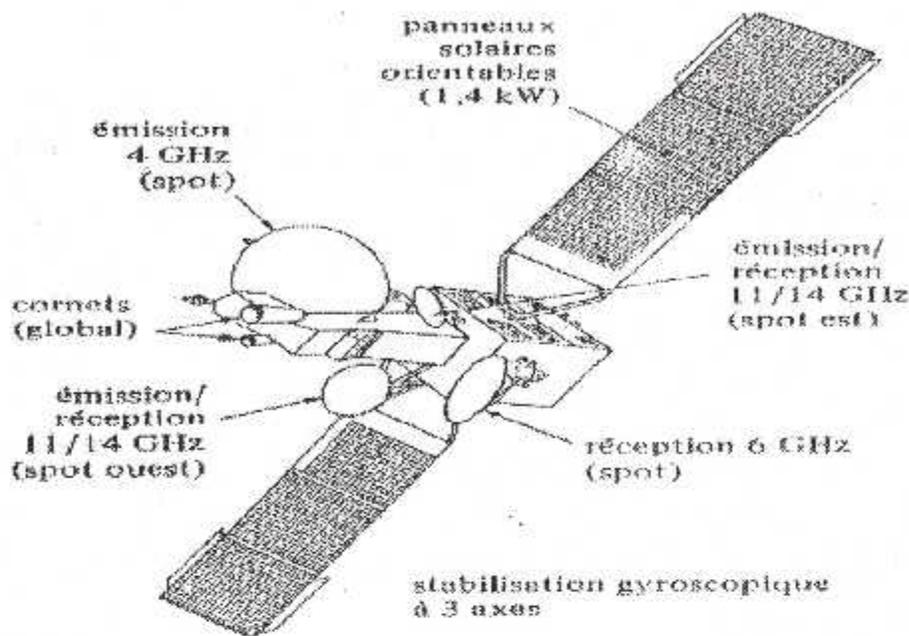


Fig.1.9 : satellite GPS NAVSTAR

Donc chaque satellite est muni d'un émetteur -récepteur, d'horloges atomique, d'ordinateurs et d'équipements auxiliaires destinés au fonctionnement du système.

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

- **Identification des satellites :**

plusieurs systèmes de numérotation des satellites coexistent : On va citer deux numérotation les plus utiliser :

- ✓ numérotation lié à l'orbite et à la position sur l'orbite c'est la numérotation séquentielle dans l'ordre de lancement **SV** (Satellite Vehicule) .
- ✓ numérotation donnée pour les codes pseudo aléatoire c'est la numérotation international **PRN**(Pseudo Random Noise) d'après la **NASA** .

La numérotation **PRN** la plus utilisée elle est aitionné modulo 2 au message de navigation.

Un satellite en théorie soumis qu'à la gravité de la terre et son déplacement obéit aux loi de Kepler . Ces lois sont déduites de la mécanique newtonienne et de la gravité .

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 potentiel , cette dernière est plus

importante lorsque le véhicule est éloigné du centre de la masse de la terre alors que l'énergie cinétique est maximum au périégée du satellite la stationnarité du plan , du périégée, de la taille, de la forme et de la période d'une orbite permet de spécifier un mouvement Keplerien avec uniquement 6 paramètres dont un est en fonction du temps .

1.2.2- Segment de contrôle

Les principales fonctions du segment de contrôle sont de suivre les satellites pour estimer leur orbite, d'ajuster leurs éphémérides , de modéliser la dérive des horloges et de remettre à jour les paramètres du message de navigation que les satellites diffusent

Par ailleurs, le segment de contrôle surveille et maintient l'état de chaque satellite .

Le segment de contrôle est constitué d'une station principale (Master station) , de cinq stations de contrôle (Monitor stations) et de trois stations de téléchargement (Grounds antennas) .

La station principale , située à colorado-spring , traite toutes les informations diffusées par les satellites y compris les informations de télémétrie .Les orbites des satellites sont paramétrées et la dérive d'horloge des satellites modélisée permettant ainsi de synchroniser le temps satellite et le temps GPS . Ces données sont régulièrement transmises vers les satellites sous la responsabilité de la station principale.

Les informations GPS sont collectées en permanence par cinq stations monitrices globalement dispersées et couvrant la quasi-totalité de l'espace . Ces cinq stations sont situées à Hawaï , à Colorado-Spring , sur l'île de l'ascension , à Diego Garcia et à Kwajelein.

Seules trois stations (l'île de l'Ascension ,Diego Garcia et Kwajelein) assurent en plus les fonctions de téléchargement des données vers les satellites et contrôlent le bon transfert . Le chargement des données s'effectue une fois par jour par une liaison à 2.2 GHz . Le satellite dispose de 14 jours de capacité mémoire . Au delà de ce laps de temps et sans rafraichissement des données , il devient un risque de naviguer avec ces satellites car la précision des mesures se dégrade régulièrement.

Le rôle des stations de contrôle est de poursuivre passivement les satellites en code et en porteuse quelle que soit leur position et de faire l'acquisition des messages de navigation . Le niveau des signaux GPS est également surveillé .

Ces informations sont envoyées à la station principale .Elles lui permettent de calculer les éphémérides et d'estimer la dérive d'horloge des satellites . Par ailleurs , la station estime le retard ionosphérique et calcule les paramètres du modèle de correction

La station principale de contrôle, asservit la position des satellites et gère la constellation spatiale. Elle doit rapidement détecter toute défaillance d'un satellite et, le cas échéant, le mettre dans un mode dégradé ou interdire son usage tout n informant les utilisateurs par l'intermédiaire du message de navigation, l'actualisation d'un Almanach à chaque modification de la constellation spatiale, du lancement ou à fin de vie d'un satellite, est également de son ressort.

La disponibilité permanente de la station est assurée par une redondance des parties sensibles.

La station principale archive tout les renseignements à des fins statistiques ou d'expertises.

Les trois stations de téléchargement transmettent les informations aux satellites et vérifient, à posteriori, le bon chargement. Le segment de contrôle est transparent au vue de l'utilisateur.

Donc le rôle principale du segment de contrôle est d'assurer le suivi des satellites, mais aussi de leur envoyer les corrections d'erreurs de positionnement, ceci permet d'augmenter la fiabilité du système en permettant à tout instant de vérifier que les informations générées par chacun des satellites sont correctes.

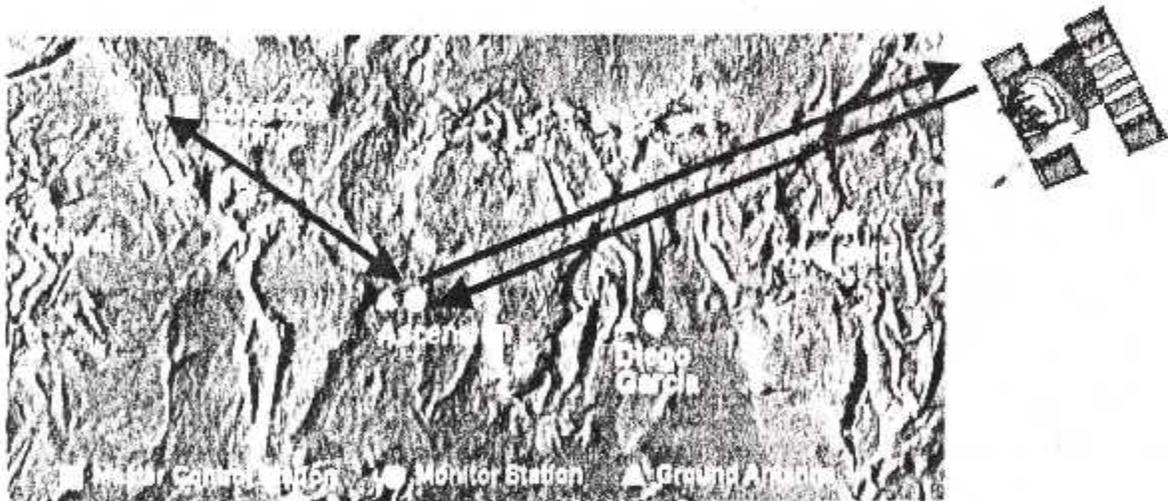


Fig.1.10 :segment de contrôle

1.2.3- Segment utilisateur

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

Les utilisateurs disposent d'un moyen unique pour leurs applications de localisation, de navigation, de référence de temps, de géodésie voire de détermination d'altitude. Ces applications diverses ont conduit à développer différents types de récepteurs chacun pouvant inclure différentes fonctions adaptées au besoin ; donc il s'agit de l'ensemble des récepteurs GPS utilisés à travers le monde de grandes marques se sont spécialisées dans leur fabrications (Magellan, Garmin), donc les usagers du GPS sont nombreux (navigation aérienne et maritime, transport terrestre, cartographie, ...)

Alors pour accéder aux fonctions du système GPS, l'utilisateur doit s'équiper d'un récepteur GPS permettant de capter les signaux satellitaires

Cependant, les récepteurs GPS se différencient selon le nombre de canaux de réception. Il existe des récepteurs multiplexés dont un seul canal poursuit successivement tous les satellites visibles, et des récepteurs à canaux, six à au moins 12, indépendants traitent simultanément les signaux satellitaires. Ce dernier type de récepteur est celui utilisé actuellement et permet une meilleure qualité d'acquisition (meilleur ratio signal/ bruit).

Ainsi, on peut distinguer deux grands types de récepteurs qui sont aujourd'hui disponibles sur le marché :

- ✓ les récepteurs mono-fréquence pour l'accès au service standard SPS (ils décodent C/A sur L1, et certains P sur L1).
- ✓ les récepteurs bi-fréquence pour l'accès au service précis PPS (ils décodent à la fois C/A sur L1 et L2).

1.3- Les services de positionnement GPS

De nombreuses applications civiles pouvaient vouloir recevoir au système GPS et il n'était pas imaginable de laisser le service en libre accès à tout le monde, n'importe quel pays agresseur des USA pouvait l'utiliser à son profit. Dès le début les USA voulaient s'assurer la maîtrise totale quand à l'exploitation du système, mais ne voulaient pas exclure les applications civiles, le GPS fournit deux types de positionnements, le positionnement précis (PPS) et le positionnement standard est librement disponible, le PPS étant réservé à l'armée américaine.

Le second service de positionnement moins précis auquel aurait accès tout utilisateur muni d'un récepteur GPS, c'est le mode SPS (Standard Positioning Service)

1.3.1- Services de positionnement standard (SPS)

Le SPS (Standard Positioning Service) est la version civil du GPS . Les signaux du SPS sont transmis sur une seule fréquence ,appelée L1 ,et qui contient le code d'acquisition dit « grossier » (C/A, Coarse Acquisition Code) , ainsi que les différents messages de navigation. En théorie la précision fournie par le SPS est identique à celle du PPS . Cependant , les signaux du SPS étant transmis sur une seule fréquence , il n'est pas possible , en analysant le retard sur deux fréquences différentes , d'en déduire le retard introduit par l'ionosphère et d'effectuer ainsi des corrections.

Le mode SPS qui est soumis à une dégradation volontaire des signaux satellitaires, exploite le système pour une précision du positionnement (3-D) de 100 mètres (95 %) environ .

1.3.2- Services de positionnement précis (PPS)

Le PPS (precise Positioning Service) est un système de positionnement précis . L'erreur de position maximale dans 95% des cas est inférieure à 21 mètres en horizontal et à 27,7 mètres en vertical . L'heure peut être obtenue avec une précision de 100 nanosecondes au carrés .

Le PPS est réservé à l'armée américaine et ses alliés, au gouvernement américain et à certains civils ayant une autorisation spéciale . l'utilisation du PPS nécessite un matériel spécifique ainsi qu'une clé qui consiste en un code d'utilisation fourni par l'armée américaine. Certains civils peuvent toutefois accéder au PPS à condition :

- ✓ que ce soit dans l'inter et des Etat-Unis
- ✓ qu'un niveau suffisant de sécurité puisse être respecté par l'utilisateur
- ✓ que l'utilisation du SPS ou du DGPS ne représente pas une alternatives possible.

Les signaux du PPS sont transmis sur deux fréquences différentes , appelées L1 et L2, et qui contiennent le code de précision ou P-code est généralement crypté , on parle alors de Y-code. Lorsque le Y-code est transmis , le mode antileurre dit A-S (anti-spoofing) est activé

Le signal L2 est également utilisé pour déterminer le retard introduit par les couches de l'ionosphère . Le PPS n'étant normalement pas accessible aux civils .

L'accès au PPS est contrôlé par deux caractéristiques en utilisant des techniques de cryptage : disponibilité sélective (SA : Selective Availability) et antibrouillage (AS : Anti-Spoofing) . La caractéristique SA est employée pour réduire la précision de la solution de

navigation des utilisateurs non autorisés . Elle opère en introduisant des erreurs pseudo-aléatoires aux signaux satellitaires .

Le tableau ci-dessous, montre les effets de protection sur les performances de positionnement avant la date du 1 Mai 2000 , parce qu'à partir de cette date le président américain a autorisé un accès généralisé au PPS ,ce qui permet un positionnement en temps réel à moins de 16 mètres près .

		CODE		MESSAGE NAVIGATION	PERFORMANCE UTILISATEUR S.E.P	
SA	AS	P(Y)	C/A		AVEC CLE	SANS CLE
non	non			Pleine précision	P 16 m	P 16 m C/A 30 m
non	oui	Code Y		Pleine précision	Y 16 m	C/A 30 m
oui	non			Précision dégradée	P 16 m	P 72 m C/A 76 m
oui	oui	Code Y		Précision dégradée	Y 16 m	C/A 76 m
					P.P.S	S.PS

Tableau.I.1 : les effets de protection sur les performances de positionnement

Chapitre II

Les caractéristique des signaux GPS

II- les caractéristiques des signaux GPS

II.1- Introduction

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

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

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

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

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

II.2- Structure du signal GPS

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

- les ondes porteuses L1 et L2 :

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

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

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

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

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

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

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

$$L2(t) = a_2 \cdot p(t) \cdot D(t) \cdot \sin(2\pi f_1 t)$$

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

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

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

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

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

Les signaux seront radiodiffusés sur ces deux fréquences

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

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

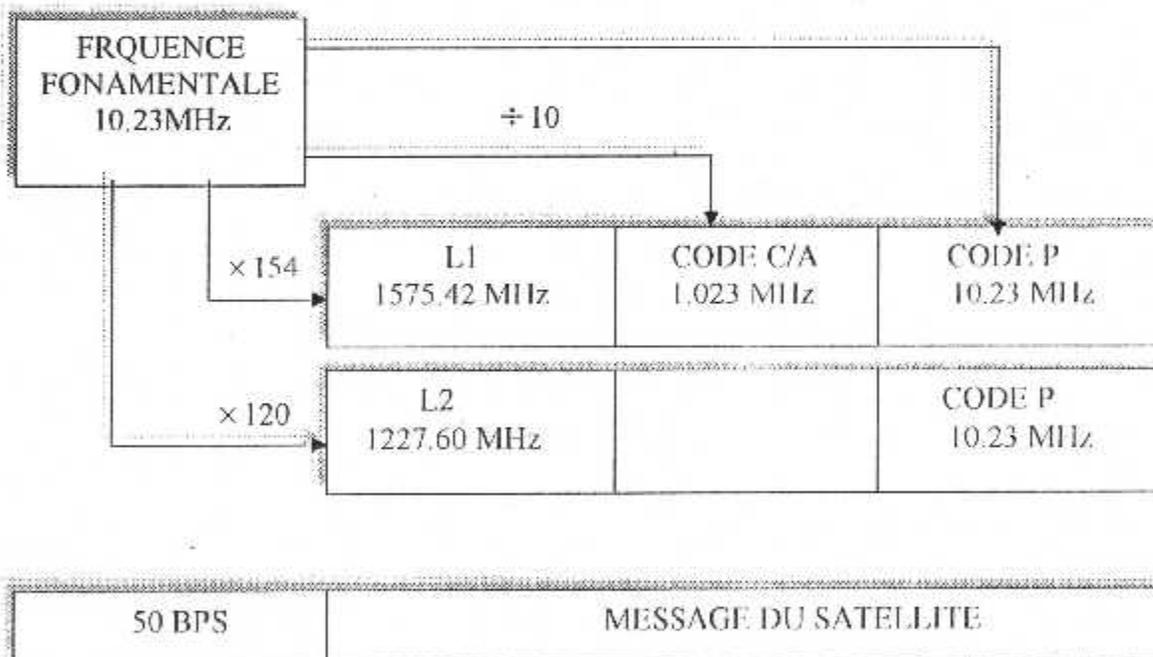


Fig.II.1: le signal GPS

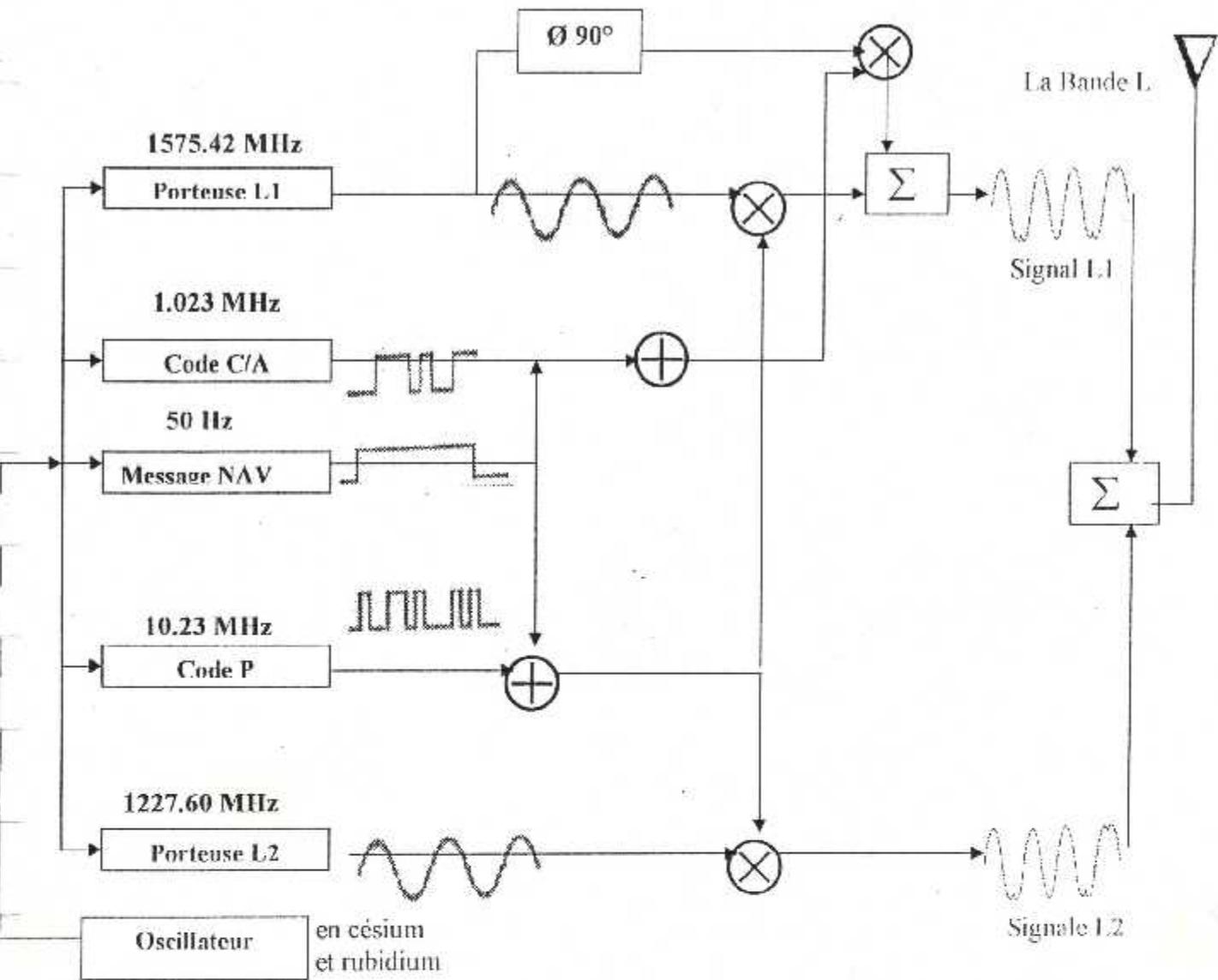


Fig. II.2 : Combinaison de signaux GPS

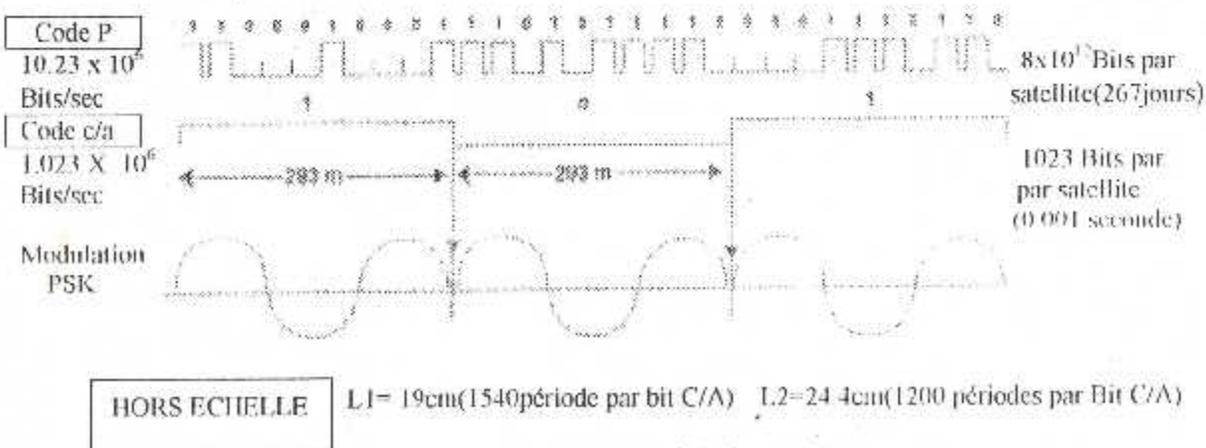


Fig. II.3 : Modulation BPSK

II.3- Les codes pseudo - aléatoire

C'est un code qui revient périodiquement à la même structure de bits 1 et 0 : Ce codage consiste à reboucler des registres par l'intermédiaire de «ou exclusifs c-à-d addition modulo 2» donnant ce qui s'appelle « registre à décalage à rebouclage linéaire », ce qui fait que les

messages cités plus loin sont constitués à partir de polynômes de la forme $\sum_{i=1}^N 1 \cdot X^i$. De plus

ces polynômes ont une valeur de départ de codage spécifique pour chaque séquence, toute cette organisation étant réalisée pour avoir le brouillage minimum entre les 24 satellites qui émettent tous sur la même fréquence. Cette séquence est gérée par un code optimisé de gestion appelé code « Gold », du nom de la personne qui a décrit ce code .

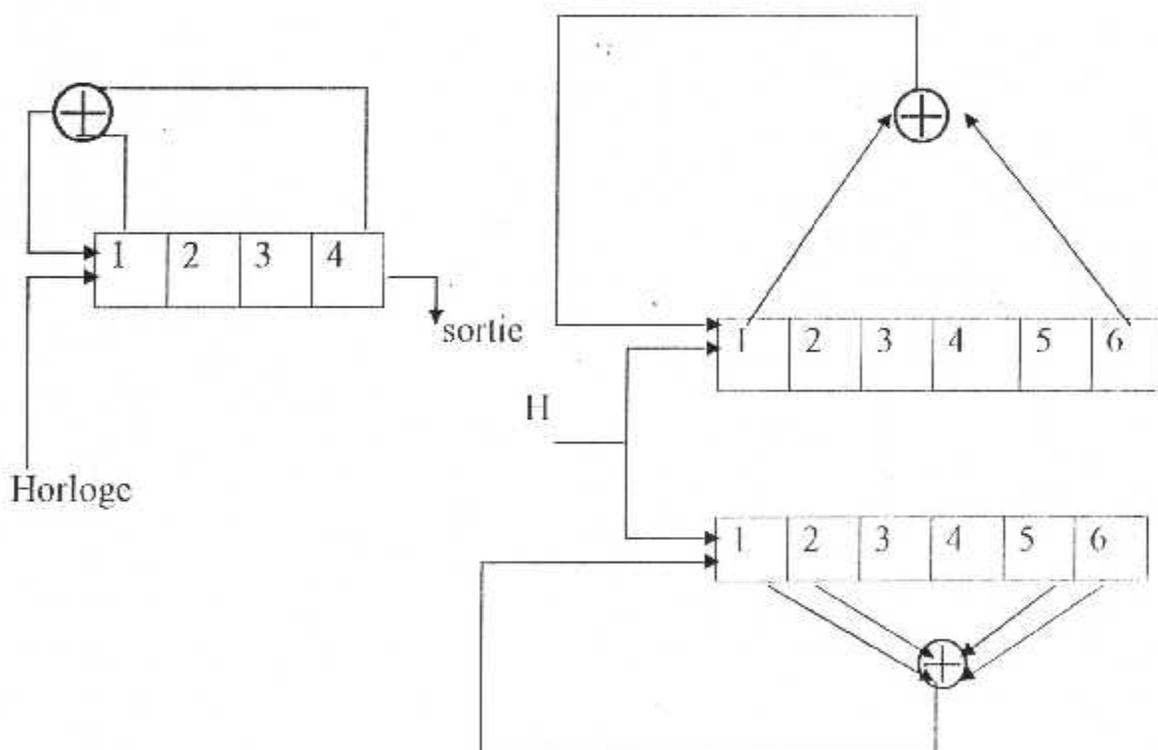


Fig.II.4 :Génération de codes PRN du GPS avec le code GOLD

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

Les codes pseudo aléatoires sont les suivants :

II.3.1- Le code C/A

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

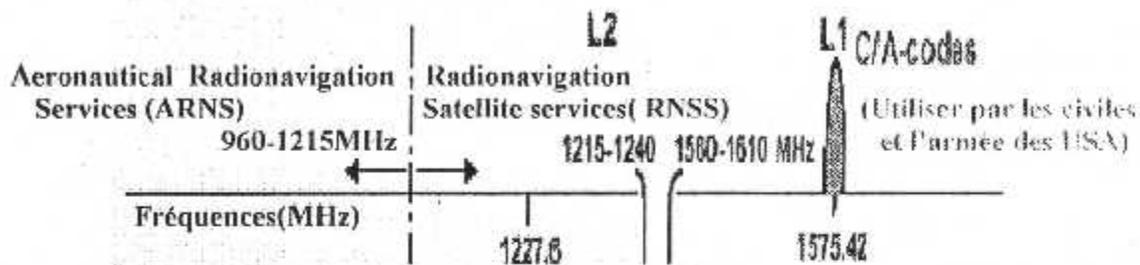


Fig.II.5 : le code C/A

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

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

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

$$C = G1(t) \cdot G2(t + Ni \cdot 10^{-7})$$

Où $Ni \cdot 10^{-7}$ est le retard entre les deux séquences. Il existe 1023 retards différents les 36 retards présentant les meilleurs produits d'intercorrélation sont attribués aux satellites.

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

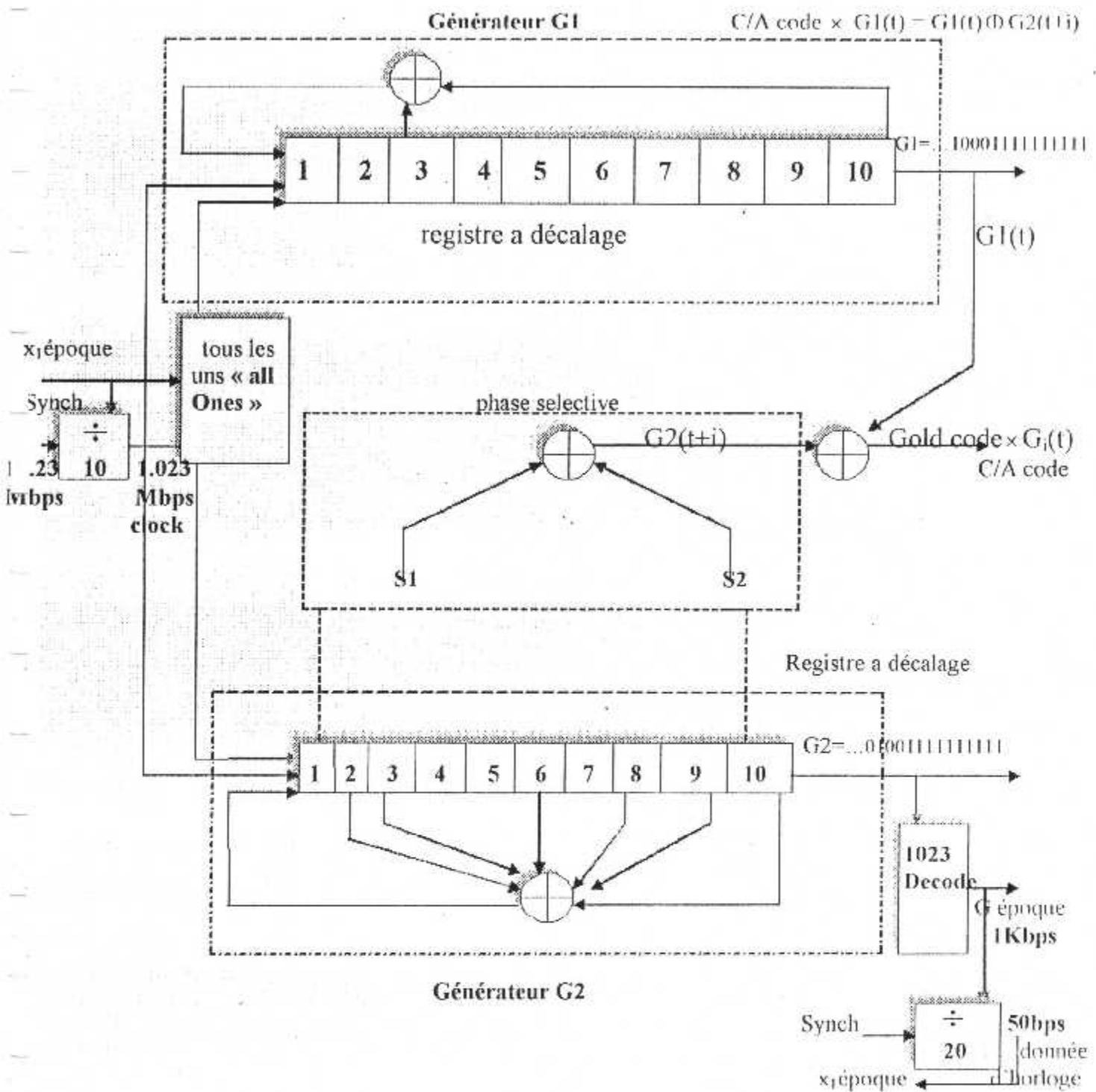


Fig.II.6 : Génération du code C/A

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

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

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

II.3.2- Le code P

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

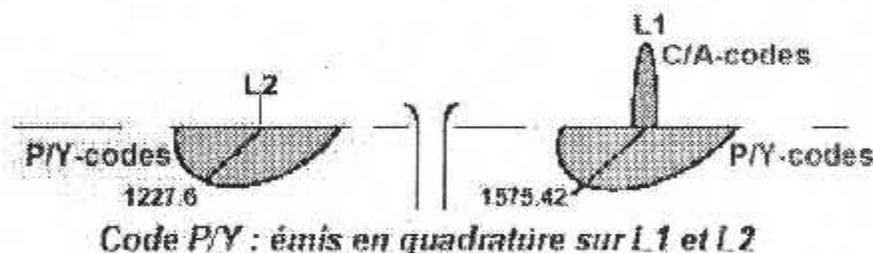


Fig.II.7 : le code P

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

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

Le code P est le produit de deux séquences pseudo aléatoire $X1(t)$ et $X2(t)$ cadencées à 10.23MHz.

$$P = X1(t) \cdot X2(t + ni.T)$$

$X1$ a une période de 1.5 s soit 15345000 moments. $X2$ est plus long de 37 moments. Les deux séquences sont initialisées en début de semaine, soit le dimanche 0h 00mn

$n_i \times T$ est le retard entre les deux séquences avec n_i compris entre 0 et 36. Chaque satellite a un retard propre ce qui rend chaque code unique. La différence de longueur des séquences permet les 37 décalages sans avoir de coïncidence entre les différents satellites quel que soit l'instant dans la semaine. Le générateur de code P est identique quel que soit le satellite, mais une tranche temporelle différente de 7 jours est affectée à chacun d'entre eux.

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

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

L'AS, ou anti-leurrage, renforce la qualité de résistance au leurrage du système GPS, son activation est continue depuis le 1^{er} février 1994. Cette technique est utilisée indépendamment du SA. Le SA, ou accès sélectif, est une dégradation volontaire des performances du système. Elle permet de contrôler la précision de navigation.

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

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

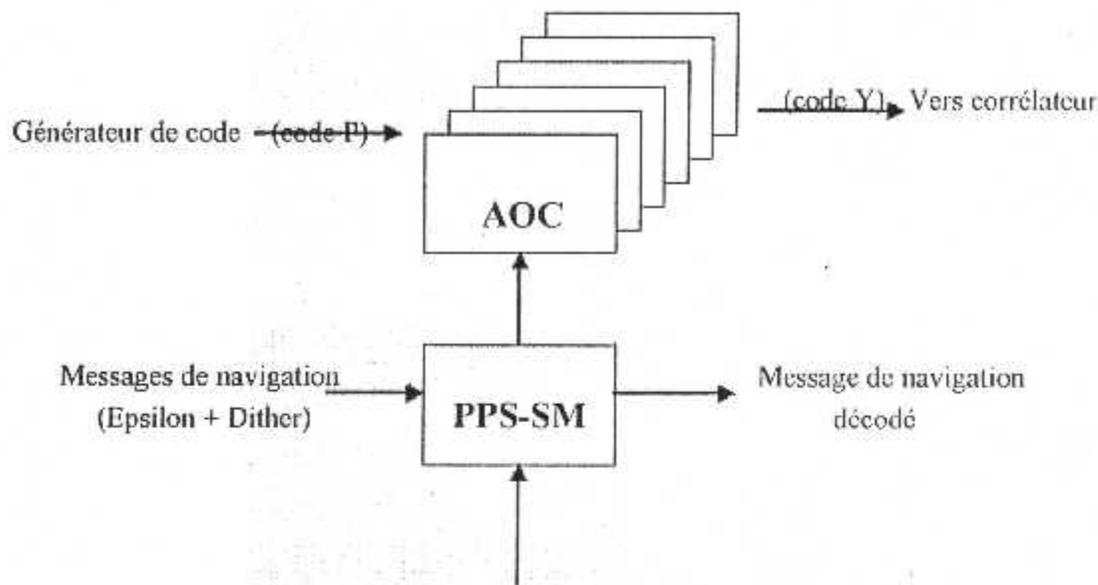


Fig.II.8 :clés de décryptage

II.4-Notion de corrélation

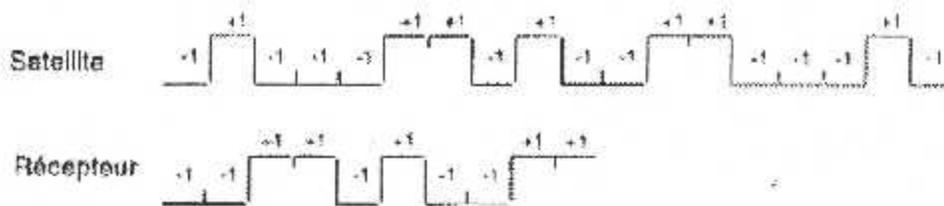
L'accès au satellite se fait par la sélection de son code (technique CDMA). Les codes C/A et P ont été choisis en fonction de leur propriété d'intercorrélation. Ceci permet à un récepteur GPS d'effectuer des mesures sur les signaux reçus d'un satellite sans être perturbé par la réception simultanée sur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

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

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

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

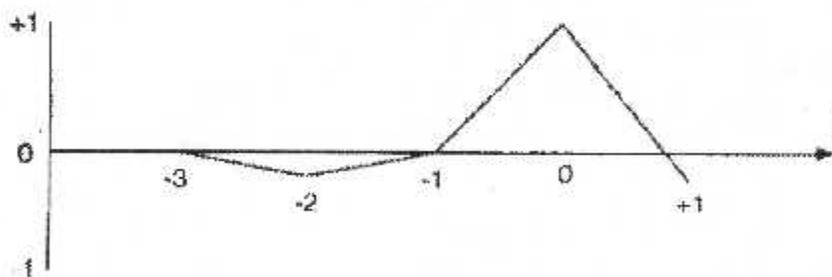
Un exemple simple illustre le principe de la corrélation :



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

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

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



Autocorrélation en fonction du décalage

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

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

II.5-La liaison des signaux satellites aux récepteurs

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

II.5.1-Les bases d'un récepteur GPS

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

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

La réception courante, localisation non précise se contente du code C/A donc de la porteuse L1 et de la reconstitution de l'horloge et des données. La réception pour une localisation précise demande en plus de l'habilitation la réception des deux porteuses L1 et L2 pour des raisons explicitées au paragraphe performances. La finalité de la réception est de reconstituer l'horloge des satellites au sol, de mesurer le temps d'arrivée du signal depuis chaque satellite ayant été préalablement reconnu et associé à ses données ; puis à partir d'un traitement tenant compte de toutes ces informations (actuellement douze satellites mémorisés) maximum et en général 8 utilisés et de corrections diverses, calculer la position du récepteur. Les codes C/A et P (codé) servent aux fonctions horloge et mesure du temps d'arrivée, les données à l'identification des satellites, leurs éphémérides et les diverses corrections. l'ensemble des

tâches assurées par un récepteur GPS trier dans des considérations complexe donc retenir pour l'essentiel des fonctions :

1. Une antenne de réception en général réduite en dimensions pour faciliter son utilisation en mobile par exemple, ce qui diminue ses performances. Pour compenser ceci elle vent active avec un « gasfet » (faire attention il peut périr près d'un émetteur puissant) Un oscillateur local en tête de réception qui n'a pas besoin d'être très précis, surtout avec les circuits récents. Il ne faut donc pas le confondre avec une horloge, surtout qu'il est souvent synthétisé et possède des sorties à d'autres fréquences.
2. La transformation des signaux pseudo aléatoire en une moyenne fréquence numérique qui est traitée par un procédé de traitement du même nom à raison d'un bloc mémoire par satellite (les récepteurs actuels ont jusqu'à douze blocs donc douze satellites en mémoire).
3. La reconstitution d'une horloge issue de chaque satellite par une boucle numérique pour avoir dans un premier temps une séquence « réplique », mais décalée et « bruitée » du signal satellite. Cette fonction est réalisée par un NCO ou Numerical Controlled Oscillateur qui se traduit par oscillateur à contrôle numérique qui à son tour entre dans la boucle de décodage de chaque satellite mémorisé. C'est un asservissement numérique fait à partir de tous les satellites, qui intègre chacun des temps unitaires, certains satellites étant en retard, d'autre en phase et enfin certains en avance, ceci à cause de l'effet Doppler et par rapport au temps « atomique ».
4. Ensuite les nouvelles données obtenues mémorisées (répliques) à la place des précédentes sont de nouveau traitées et décodées en valeurs I et Q selon les termes en usage (I égal en phase et Q en quadrature), par des boucles digitales qui sont des boucles de Costas et d'autres aides numériques, afin d'obtenir des signaux propres (comme dans tout traitement numérique, il faut aussi tenir compte des « alias » ces fausses informations issue de fréquences harmoniques qu'il faut filtrer) et de mesurer le temps d'arrivée depuis chaque satellite. Bien sûr dans cette opération on identifie chaque satellite, ses éphémérides et les données autres utiles aux corrections, le traitement étant donc un traitement récurrent ayant pour but d'obtenir la meilleure valeur possible en final.

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

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

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

II.6- La navigation avec un récepteur GPS

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

- Utilisation de base : Le récepteur calcule la position, et visualise la route parcourue à la surface du globe terrestre,
- Utilisation évoluée : Le récepteur mémorise les positions des points d'une randonnée et il vous indique le chemin du retour,
- Utilisation en navigation : Le navigateur introduit dans le récepteur les coordonnées de points et le récepteur vous guide vers ces points.

a. Distance parcourue et vitesse :

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

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

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

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

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

b. Aller vers un point sélectionné :

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

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

c. Mettre un point en mémoire :

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

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

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

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

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

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

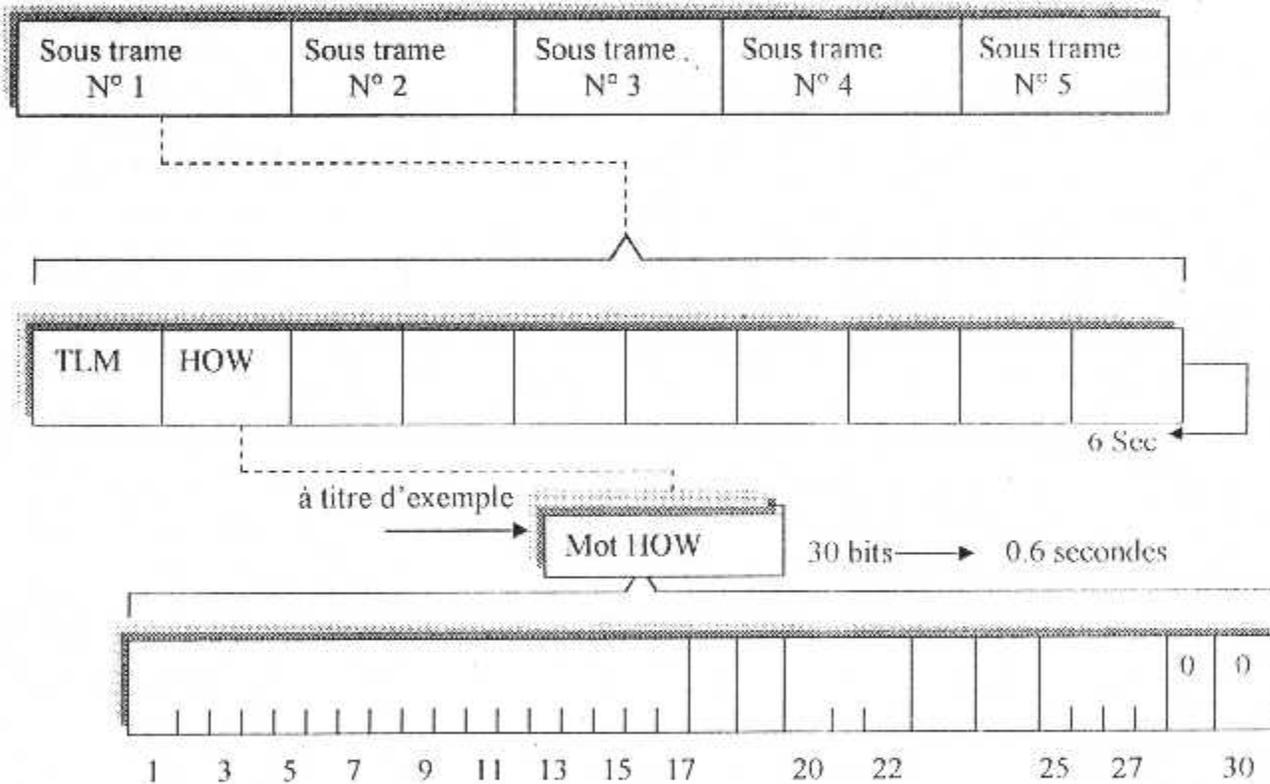


Fig.11.9 : Structure du message de navigation

Ces données comprennent :

- une information de l'état de santé du satellite ,
- une information nécessaire à l'acquisition du code du message ;

- les informations de précision du satellite ;
- une information concernant le retard de propagation par ionosphère ;
- les éphémérides du satellite ;
- temps transférer par UTC ;
- constellation satellite ;
- les corrections d'horloge du satellites, qui permettent mathématiquement à l'aide d'un polynôme d'ordre 2 de convertir le temps satellites dans l'échelle de temps GPS ;
- les almanach de l'ensemble des satellites opérationnels , ce sont des informations d'ordre général sur le satellite dans la constellation . Les récepteurs GPS ayant un almanach à jour connaît donc les lieux dont il doit scruter l'espace pour rechercher les satellites . Cette base de donnée est quotidiennement mise à jour par la terre .

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

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

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

De plus , les éphémérides sont données avec une résolution bien meilleurs que celle de l'almanach et sont réactualisés toutes les deux heures au maximum ,ils sont transmis toutes les 30 secondes , tandis que l'almanach complet est transmis sur 12.5 mn et est rafraîchi plusieurs fois par mois .

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

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

II.7.1- format du message de navigation

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

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

La trame principale contient à son tour toutes les pages de sous trames 4 et 5 et consiste en 25 trames complètes . Le temps de transmission de la trame principale est de 12.5 minutes.

Chaque bit a une durée de 20 ms , dans ce laps de temps le code C/A (1023 moments à 1.023 MHz) est répété exactement 20 fois Les 30 bit de chaque mot se décompose en 24 bits d'information et de 6 bits de contrôle de parité (code de Hamming étendu) .

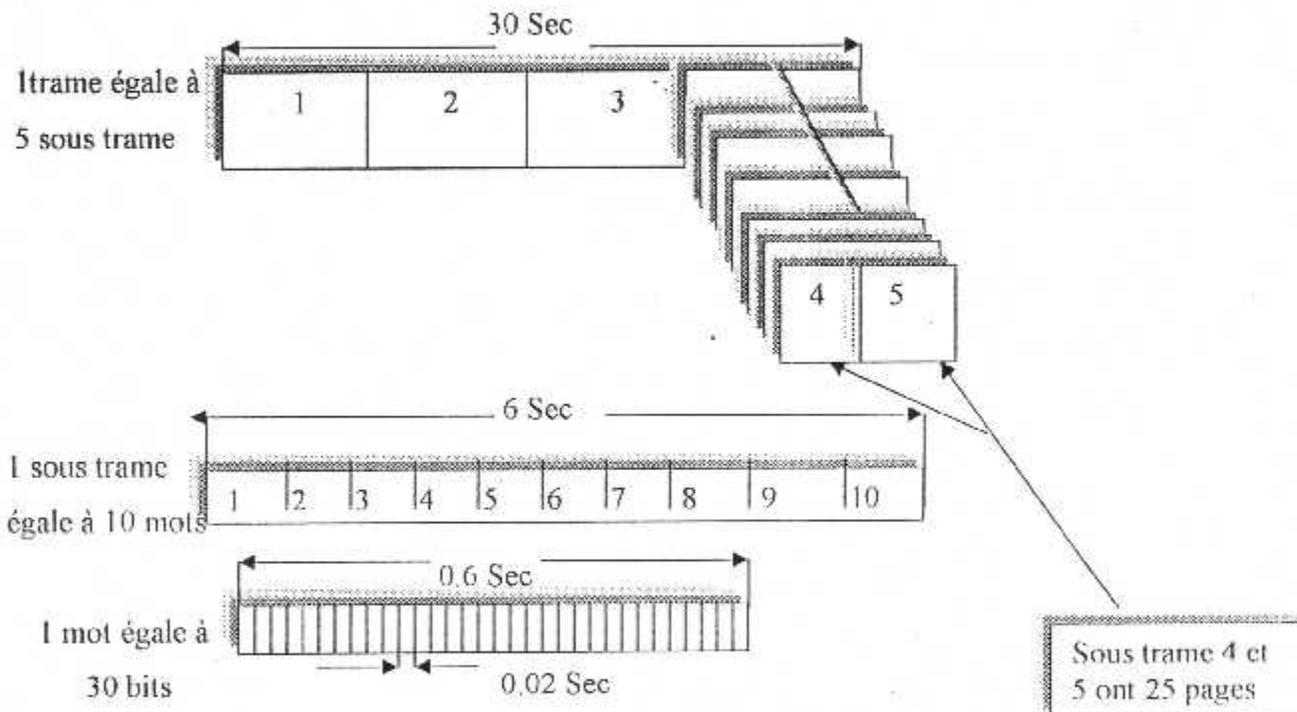


Fig.II.10 :Format du message de navigation

III.7.2-Contenu du message de navigation

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

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

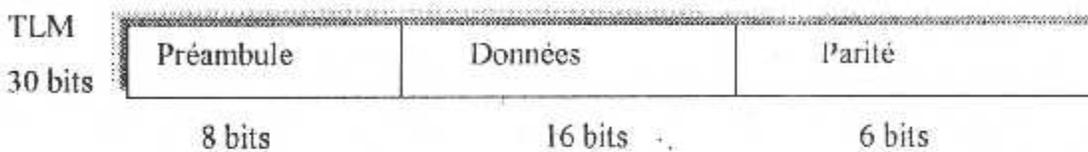
Les sous trames 2 et 3 contiennent les éphémérides du satellite transmettant le message.

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

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

▪ Mot de télémétrie (TLM)

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

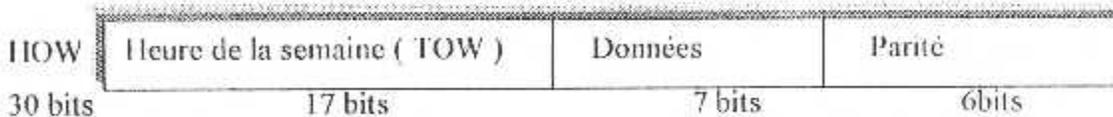


Mot de télémétrie

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

▪ Mot de livraison (HOW)

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



Mot de livraison

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

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

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

Les 10 premiers bits du troisième mot définissent le nombre de semaines écoulées depuis le 6 janvier 1980 (de 0 à 1023 semaines). Il est intéressant de noter que toutes les 1024 semaines, soit un peu moins de 20 ans, ce champ est remis à zéro (EOW, End Of Weeks). Le récepteur GPS est chargé de maintenir la date lorsque ce phénomène se produit. Certains récepteurs de la première génération ne respectent pas l'affichage de la date ou sont tout simplement incapables de fonctionner depuis 21 août 1999. Cependant, tous les récepteurs GPS récents ne sont pas affectés par ce phénomène et sont susceptibles de retrouver la date correcte.

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

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

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

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

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

b) Ephémérides du satellite – sous trame 2 et 3

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

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

c) Almanach et informations – sous trame 4 et 5

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

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

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

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

Un almanach définit l'orbite approximative de tous les satellites. L'almanach complet des satellites est réparti sur les pages 2 à 10 de la quatrième sous trame, et sur les pages 1 à 24 de la cinquième sous trame. l'almanach est réactualisé au moins tous les 6 jours ; cependant, il peut

être utilisable pendant plusieurs mois par un récepteur . Un message de 22 caractères peut également être transmis dans cette sous trame.

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

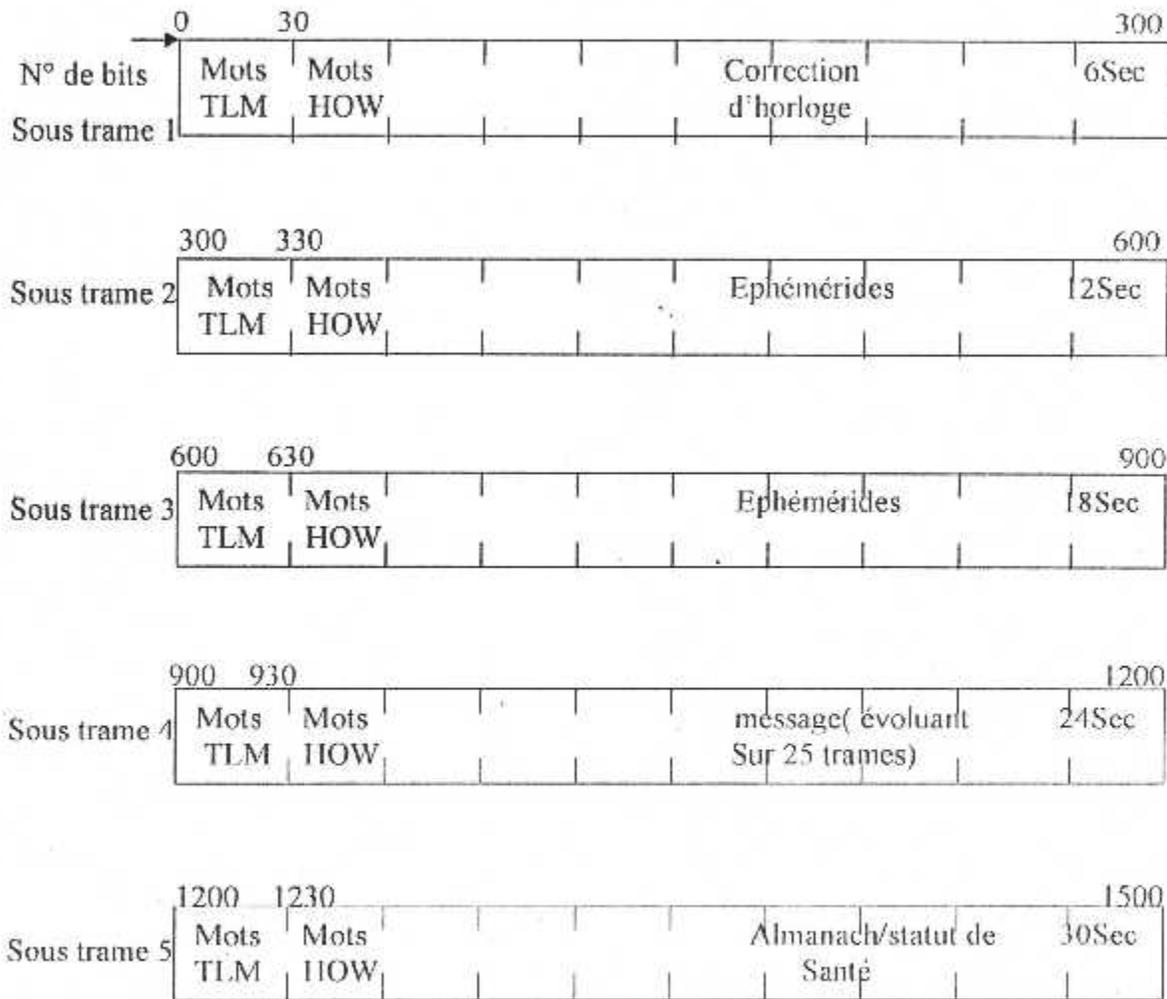


Fig.II.11 : Contenu de message GPS

Pour plus de détaille voir Annexe A et C.

Chapitre III

Le positionnement GPS et ces incertitudes

III- Le positionnement GPS et ces incertitudes

III.1-Introduction

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

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

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

III.1.1- Les modes de positionnement

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

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

- **Le positionnement absolu**

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

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

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

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

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

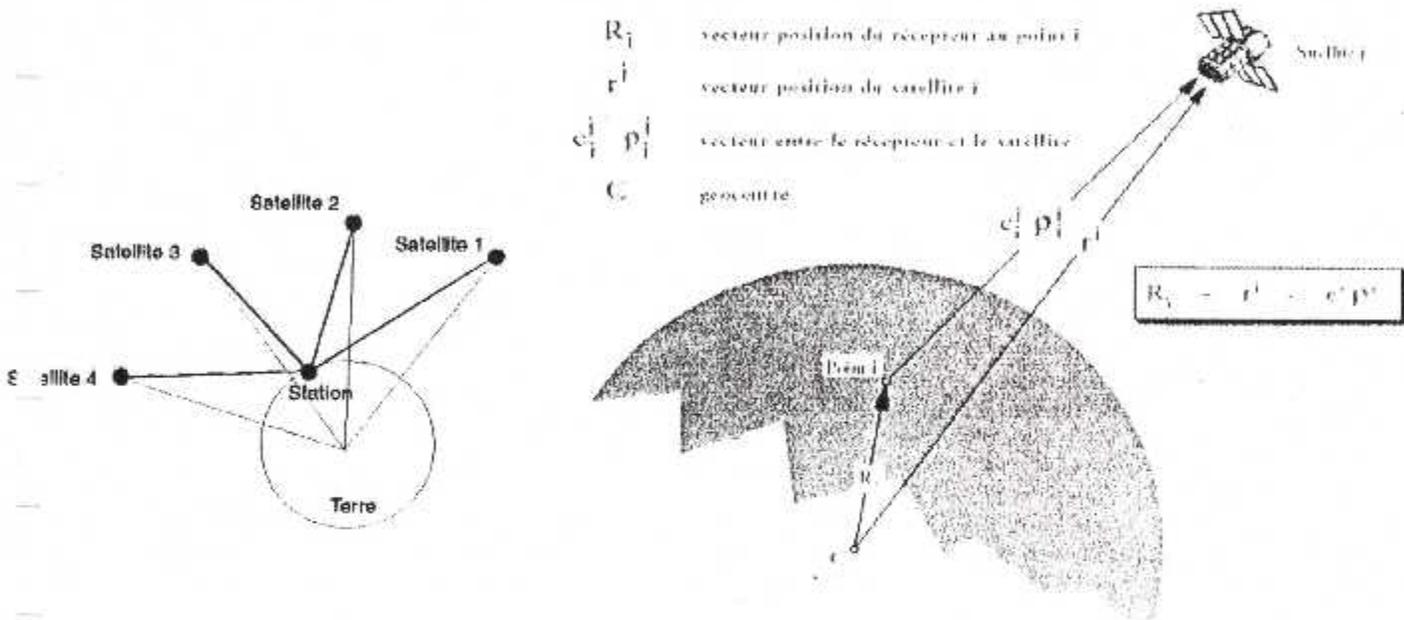


Fig.III.1: le positionnement absolu

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

▪ **Le positionnement relatif**

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

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

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

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

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

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

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

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

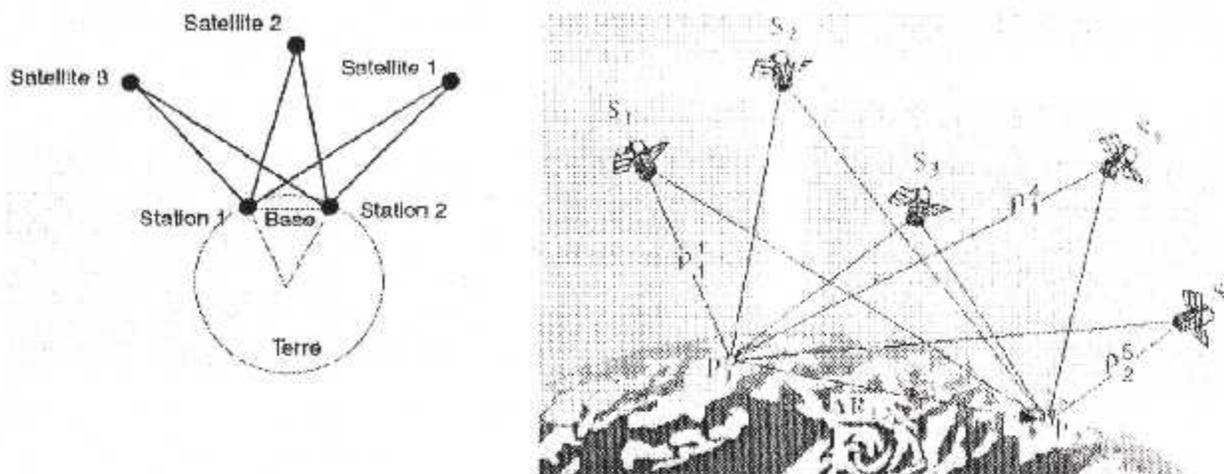


Fig.III.2: le positionnement relatif

III.2- la mesure précise du temps de positionnement

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

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

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

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

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

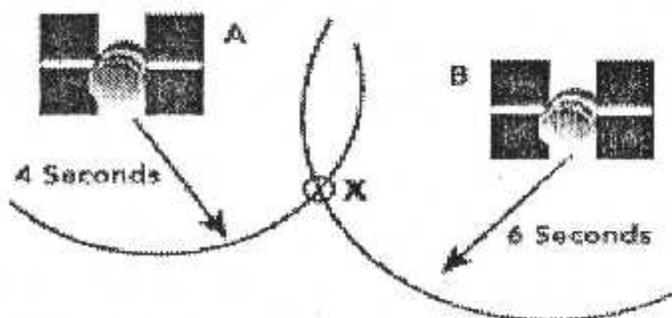


Fig.III.3: le repérage d'un point en 2D

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

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

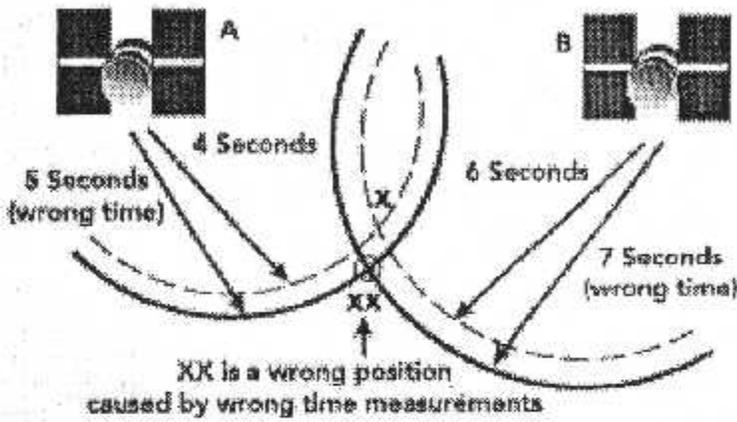


Fig.III.4: le repérage d'un point en 2D avec une erreur d'une seconde

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

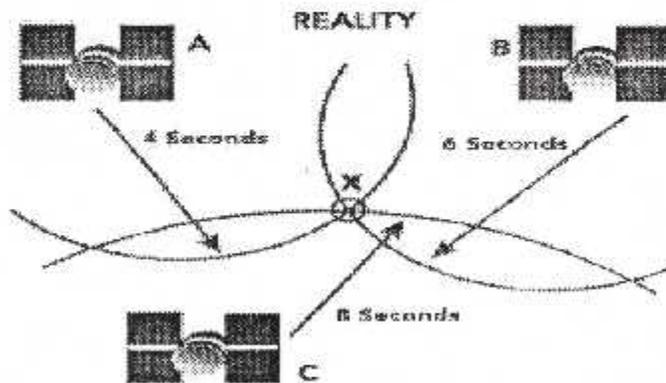


Fig.III.5: le repérage d'un point en 3D

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

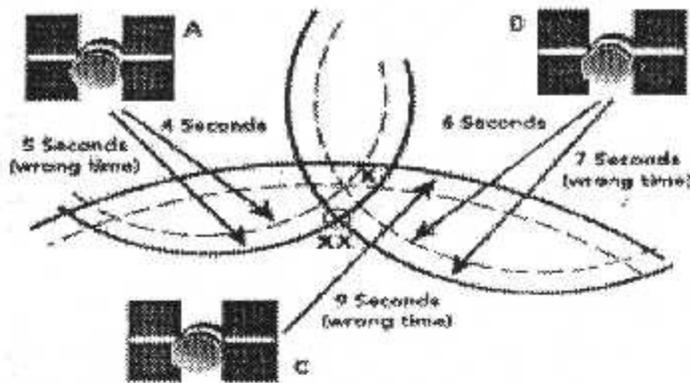


Fig.III.6: le repérage d'un point en 3D avec une erreur d'une seconde

III.3-Les différents types de mesures GPS

III.3.1-Mesure de la pseudo-distance

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

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

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

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

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

La figure suivante résume cette procédure .

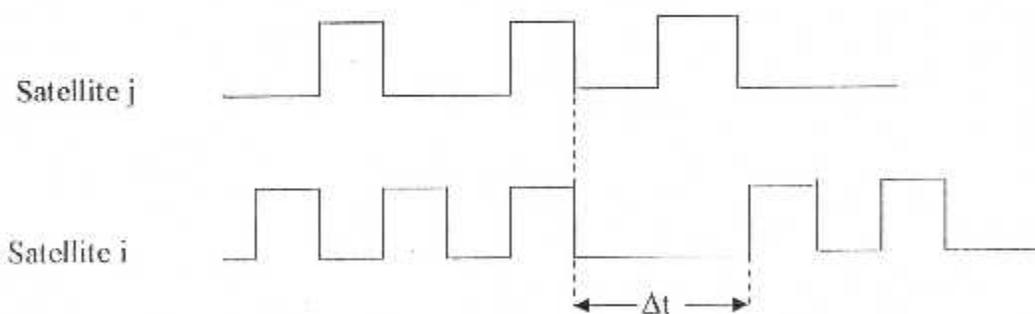
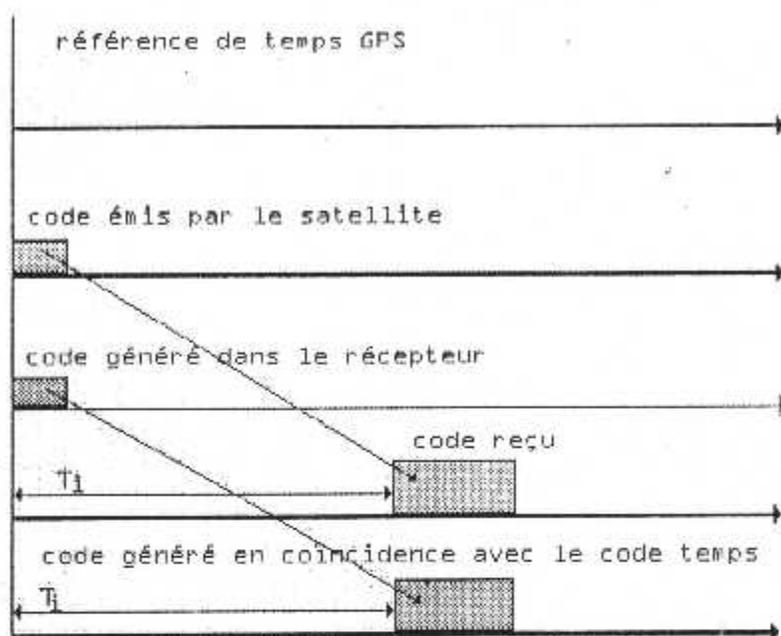


Fig.III.7 : Comparaison de codes du signal reçu et du signal généré par le récepteur

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

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

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

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

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

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

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

soit R_i^j la pseudo distance exprimée en mètre :

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

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

III.3.2-La mesure de phase

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

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

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

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

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

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

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

$$\Phi_i(t_R) - \Phi(t_E)$$

la différence de phase totale est :

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

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

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

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

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

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

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

La mesure de phase s'écrit donc :

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

d'après (III.8) on a :

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

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

Si les eux horloges étaient parfaitement synchronisées, on aurait :

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

en réalité on a $t_{Ri} = t_R - dt_i$

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

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

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

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

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

on peut exprimer la mesure de phase en distance en multipliant par la longueur d'onde λ :

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

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

III.4- La Position satellite

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

• Les coordonnées satellitaires

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

Deux système de coordonnées sont à définir :

✓ Le système de coordonnées orbitales

ce système est défini par les axes suivants :

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

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

le système WGS-84 est le système de référence pour les éphémérides GPS radiodiffusées et précises. Il est géocentrique, il a été fixé par les américains pour calculer les orbites des

satellites à partir des mesures des stations de contrôle, son orientation est définie par les axes suivants :

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

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

-OY : défini tel que le système OXYZ soit direct

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

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

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

Tableau III.1 : les différent paramètres d'ellipse

III.4.1- Loi de Kepler

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

- un système satellitaire demande peu d'infrastructures terrestres ;
- un système satellitaire peut fonctionner indépendamment des autres systèmes terrestres ;

- un système satellitaire possède une large couverture ; les satellites en orbite sont soumis à des lois de dynamiques célestes.

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

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

les caractéristiques qui définissent les orbites sont : a demi-grand axe de l'orbite, e excentricité d'un ellipse, 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, v_k anomalie vraie, b demi petit axe de l'orbite, t_p temps du satellite passant par le périégée (c'est le temps de Kepler orbitale) et la période du satellite qui correspond à T

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

La deuxième loi est définie par la formule suivante ;

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

la troisième loi de Kepler qui est définie comme suit ;

$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{GM} \Rightarrow T = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (III.2)$$

hors que l'excentricité d'un ellipse fait apparaître les deux axes.

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

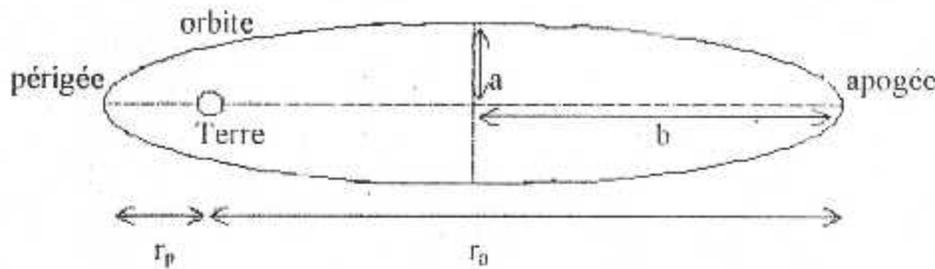


Fig.III.8: La forme de l'orbite

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

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

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

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

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

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

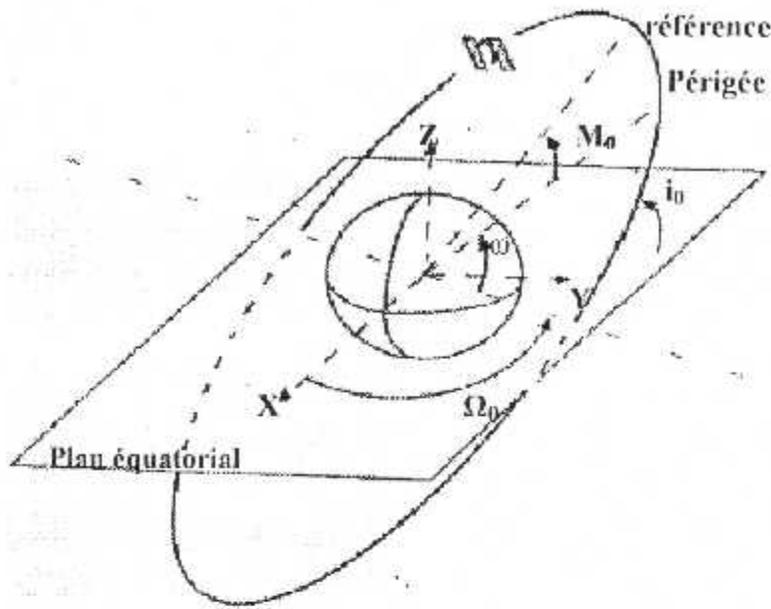


Fig.III.9: les paramètres de l'orbite

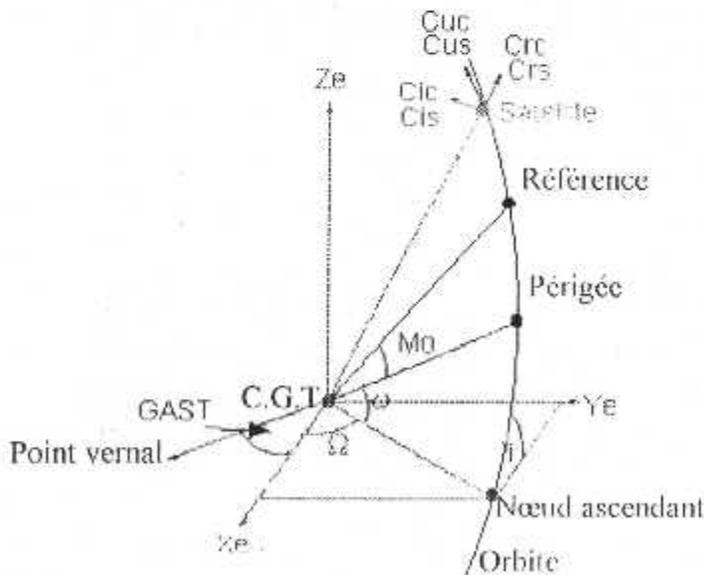


Fig.III.10: les paramètres de l'orbite avec ces coefficient de corrections

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

$\Lambda = (\sqrt{\Lambda})^2$: demi grand axe de l'orbite (en mètres)
$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{\Lambda^3}}$: mouvement moyen (en rad / sec)
$t_k = t_s - t_{0e}$: l'époque au temps de référence des éphémérides (en sec)
$n = n_0 + \Delta n$: mouvement moyen corrigé (en rad / sec)
$M_k = M_0 + nt_k$: anomalie moyenne (en rad)
$E_k = M_k + e \times \sin(E_k)$ (être résolue par itération)	: équation de Kepler pour l'anomalie excentrique (peut être résolue par itération)
$v_k = \arctg\left(\frac{\sqrt{1-e^2} \times \sin E_k}{\cos E_k - e}\right)$: anomalie vraie (en rad)
$\Phi_k = v_k + \omega$: argument de la latitude (en rad)
$\delta u_k = C_{uc} \cos 2\Phi_k + C_{us} \sin 2\Phi_k$: correction de l'argument de l'altitude (en rad)
$\delta r_k = C_{rc} \cos 2\Phi_k + C_{rs} \sin 2\Phi_k$: correction du rayon orbital (en mètres)
$\delta i_k = C_{ic} \cos 2\Phi_k + C_{is} \sin 2\Phi_k$: correction de l'inclinaison (en rad)
$u_k = \Phi_k + \delta u_k$: argument de l'altitude corrigé (en rad)
$r_k = a (1 - e \times \cos E_k) + \delta r_k$: rayon corrigé (en mètres)
$i_k = i_0 + \delta i_k + (\dot{i} \dot{t})_k$: inclinaison corrigé (en rad)
$x_k = r_k \times \cos u_k$: position dans le plan orbital
$y_k = r_k \times \sin u_k$	
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e) t_k - \dot{\Omega}_e \times t_{0e}$: longitude du nœud ascendant corrigée (en rad)
$x_k = x_k' \cos \Omega_k - y_k' \cos i_k \sin \Omega_k$: coordonnées dans le repère terrestre
$y_k = x_k' \sin \Omega_k + y_k' \cos i_k \cos \Omega_k$	
$z_k = y_k' \sin i_k$	

Tableau III.2 : Élément des systèmes de coordonnées

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

t_{0e}	Temps de référence de l'éphéméride
t_s	Temps exact à l'horloge du satellite
M_0	Anomalie moyenne du point de l'ellipse correspondant au temps de référence t_{0e}
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'inclinaison
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 III.3 : les paramètre d'éphémérides

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

C_{ue} C_{ur}	Coefficients de correction de l'argument du périégée
C_{re} C_{rs}	Coefficient de correction du rayon de l'orbite
C_{ie} C_{is}	Coefficient de correction de l'inclinaison de l'orbite

Tableau III.4 : les coefficients de correction des paramètre orbitale

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

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

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

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

où (x,y,z) le coordonnées du récepteur (en m)

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

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

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

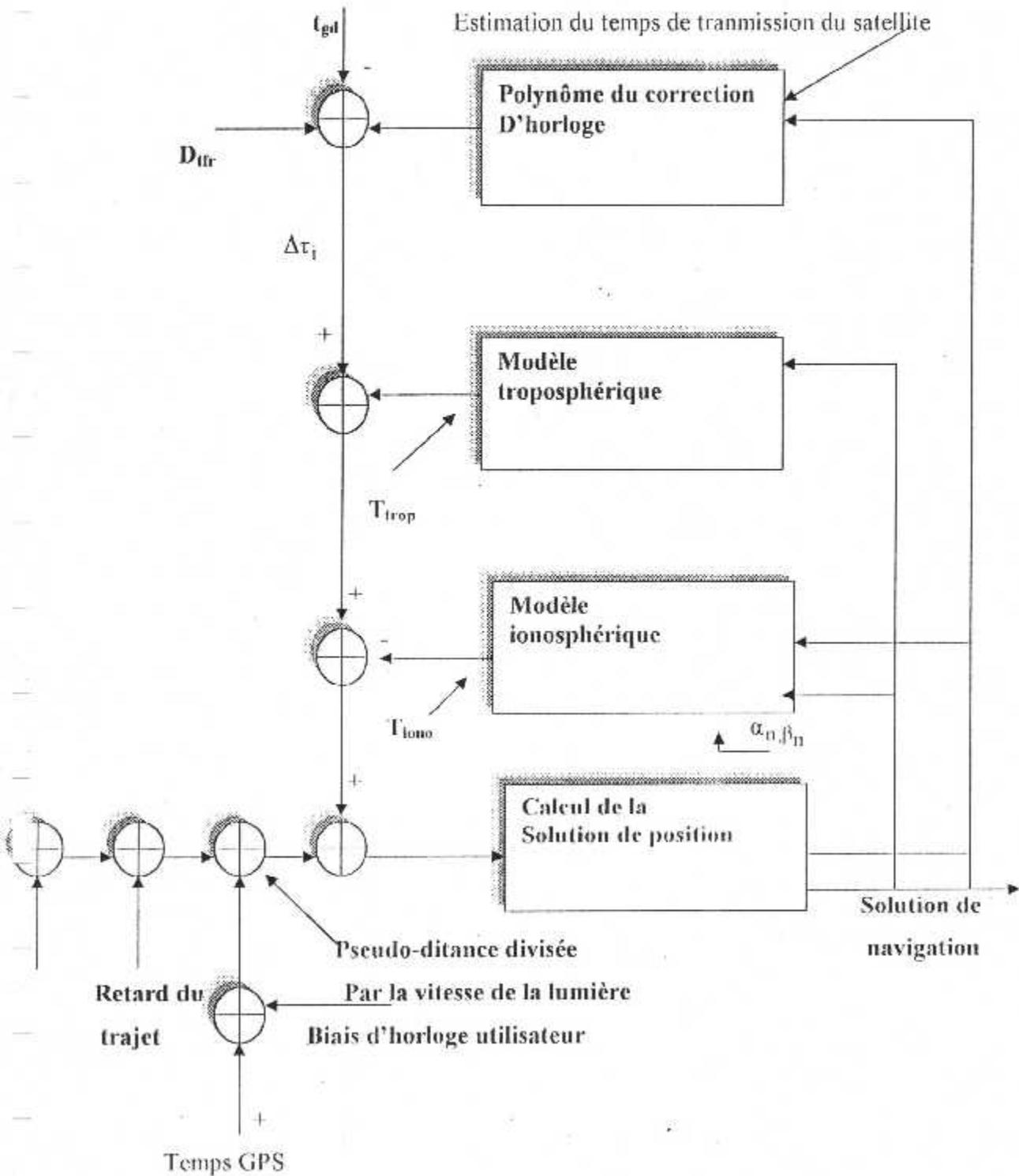


Fig.III.11 : Application des paramètres de correction

Les termes D_{ifr} , α_n et β_n seront présentés aux paragraphes (III.3.2.1.1) et Annexe A.

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

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

avec :

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

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

E^i : erreur d'éphémérides (en m)

III.5- Corrections temps GPS

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

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

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

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

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

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

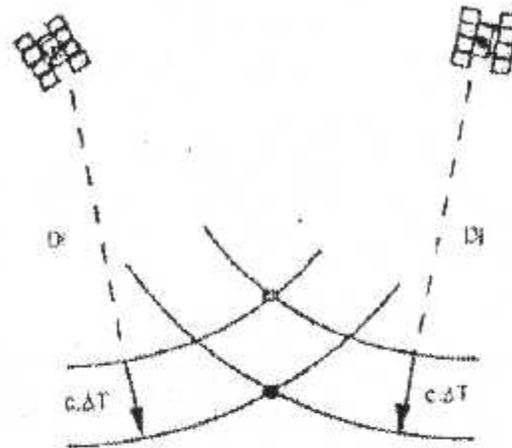


Fig.III.12: Le biais de temps

Il existe donc une quatrième inconnue en trois dimensions . Les paramètres à déterminer sont , suivant le repère : longitude , la latitude et le biais d'horloge ΔT , les calculs s'effectuent dans un repère cartésien dans lequel les inconnues sont X,Y,Z et ΔT . Donc il est nécessaire de mesurer une distance supplémentaire , et de disposer de quatre mesures effectuées sur quatre satellites . Pour résoudre un système de quatre équations à quatre inconnues.

III.5.1- Echelles de temps

Trois échelles de temps coexistent dans le cas du GPS ;

- ✓ t : le temps GPS , c'est le temps continu utilisé pour dater les événements GPS en absolu , c'est un temps mesuré par une horloge parfaite du point de vue d'un utilisateur immobile sur le géoïde terrestre .
- ✓ t_c : le temps exprimé dans l'échelle de temps du satellite , c'est le temps mesuré par l'horloge satellite .

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

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

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

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

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

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

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

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

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

De manière similaire, Δt_r peut être exprimé par un développement polynomial complété par un terme regroupant les résidus d'ordre supérieur et les phénomènes aléatoires

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

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

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

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

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

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

Ces deux fonctions sont repérées par l'éphéméride dont on peut les calculer par la méthode numérique de Newton Raphson, elle est appelée la méthode d'itération $E_{i+1} = M_0 + e \times \sin E_i$ pour la résoudre il faut initialiser la formule avec la condition suivante : $E_0 = M$

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

Ainsi que l'actuel moyenne anomalie est donnée par :

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

III.5.2-Décalage fréquentiel Doppler

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

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

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

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

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

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

$$f_r = f_t \left(1 - \frac{v \cdot \vec{u}}{c}\right) \quad (\text{III } 15)$$

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

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

$$v_d = v \cdot \sin \beta \quad (\text{III } 16)$$

on considérons l'orbite circulaire avec un angle

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

$R_e = 6378,137 \text{ Km}$, c'est le rayon de la terre

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

la vitesse du satellite :

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

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

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

On utilisons la formule (III.10) , et la fréquence L1 qui est modulé avec le code C/A, on constatons que le maximum de la fréquence Doppler est donnée par 4.9KHz le Doppler incertitude dans le code C/A est égale à 0.3 1723Hz.

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

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

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

III.6- Modélisation des erreurs de positionnement

III.6.1- Erreurs de mesure

Les mesures sont affectées par trois types d'erreurs

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

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

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

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

III.6.2- Erreur d'éphémérides

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

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

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

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

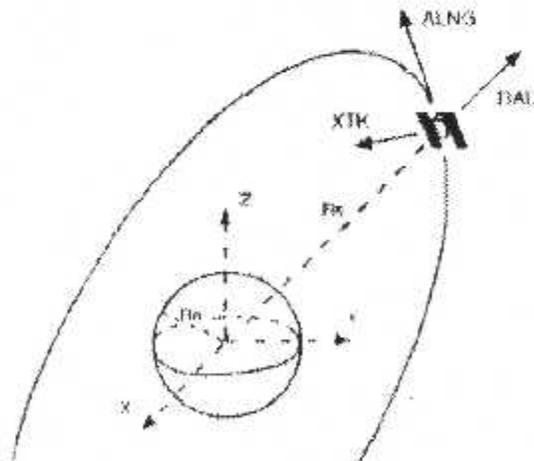


Fig.III.13 : Erreur de position du satellite

III.6.3- Erreur d'horloge

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

Malgré tout , il subsiste une erreur d'horloge . Cela induit une erreur sur la position du satellite et sur les mesures de distances du fait des incertitudes sur le temps d'émission .

Si l'erreur de position est négligeable , l'erreur sur les distances mesurées ne l'est pas . L'erreur d'horloge , comme l'erreur d'éphémérides , est propre à chaque satellite .

III.6.4- Erreur troposphérique

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

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

III.6.5- Erreur ionosphérique

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

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

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

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

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

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

Caractéristiques principales de l'ionosphère

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

On se qui concerne tout les erreurs troposphérique, ionosphérique (voir Annexe B).

III.6.6- Les trajets indirects

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

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

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

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

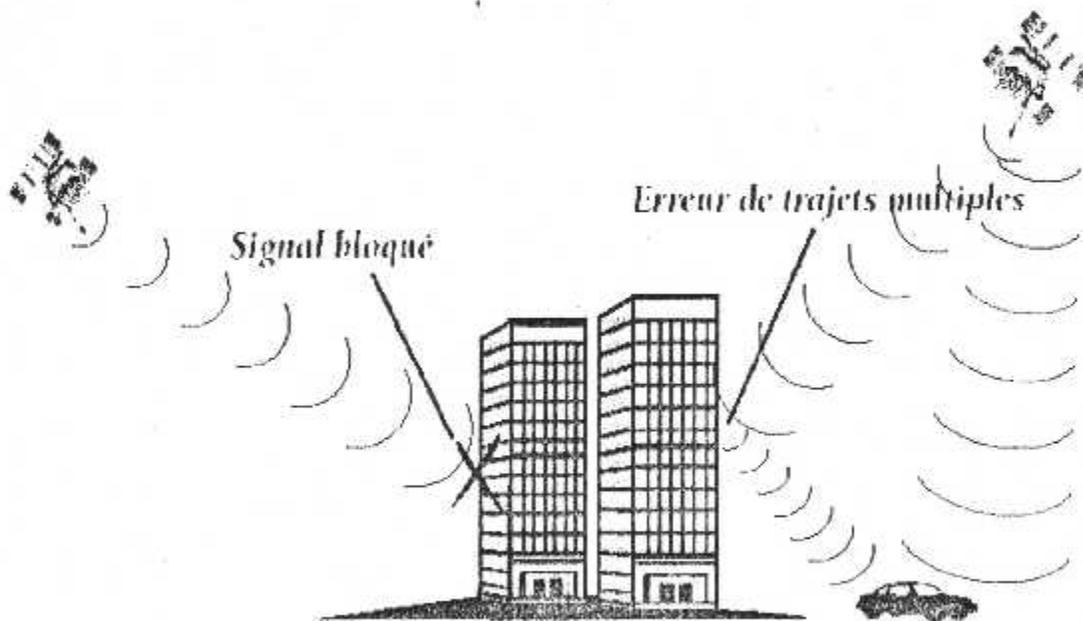


Fig.III.14 : Erreur multitrajet

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

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

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

III.7-Le GPS différentiel

III.7.1-Principe du GPS différentiel

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

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

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

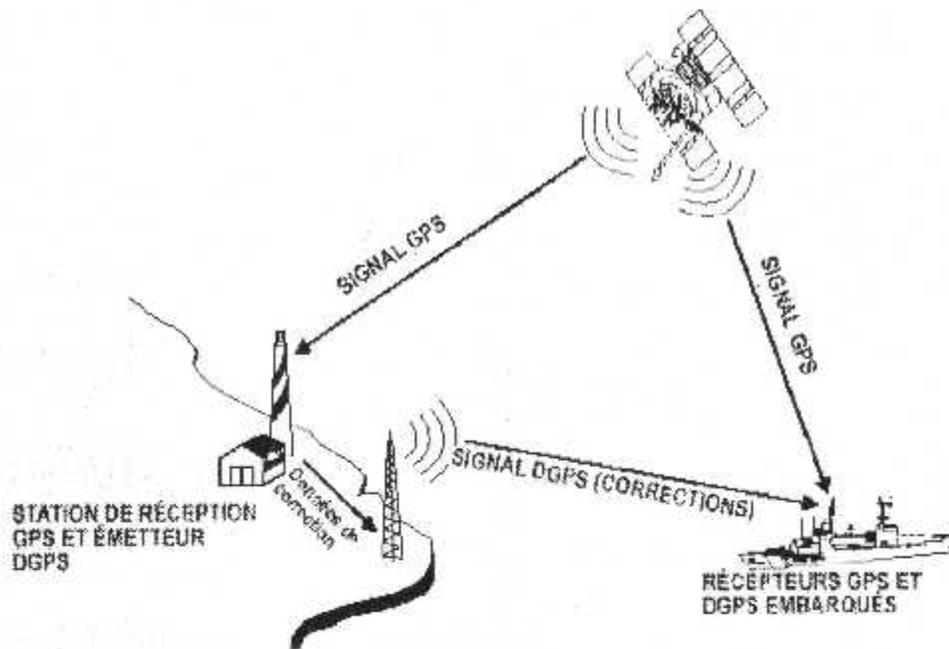


Fig.III.15 : Fonctionnement du DGPS

➤ L'application du GPS

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

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

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

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

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

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

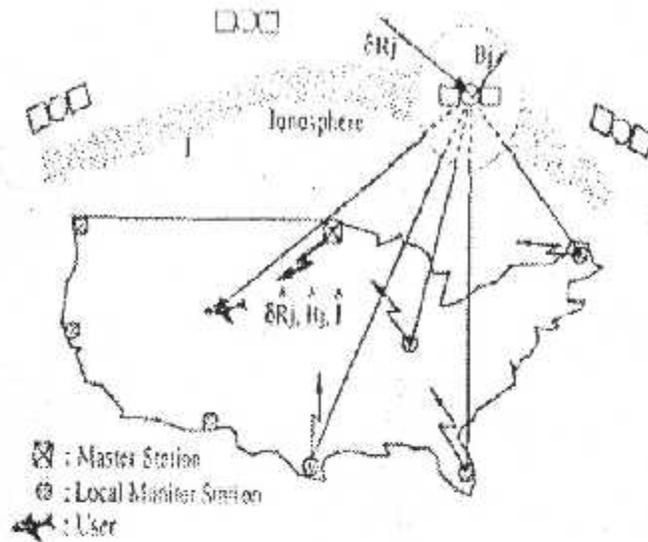


Fig.III.16 : Le Wide Area DGPS

Le traitement peut être résumé comme suit :

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

Chapitre.IIV

Les paramètres de performance GPS

IV- les paramètres de performance GPS

IV.1- Introduction

La précision qu'offre un appareil, quel qu'il soit, est un facteur important. Lorsqu'un appareil renseigne sur une position, et que la sécurité de personnes en dépend, la précision devient un facteur vital. Il est donc primordial de connaître les limites de son récepteur GPS.

La précision avec laquelle est déterminée la position dépend de deux facteurs : la configuration géométrique des satellites et la précision des mesures.

Le terme utilisé pour la précision des mesures est l'erreur de mesure de distance par l'utilisateur ou UERE (User Equivalent Range Error) qui combine les effets des incertitudes sur les éphémérides, les erreurs de propagation et d'horloge ainsi que les bruits du récepteur thermique et de calcul).

IV.2- détermination de la solution de positionnement à la dilution de précision

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 de l'envoi du message, et par Q_1 la position de l'observateur de la réception du message.

(voir figure IV.1).

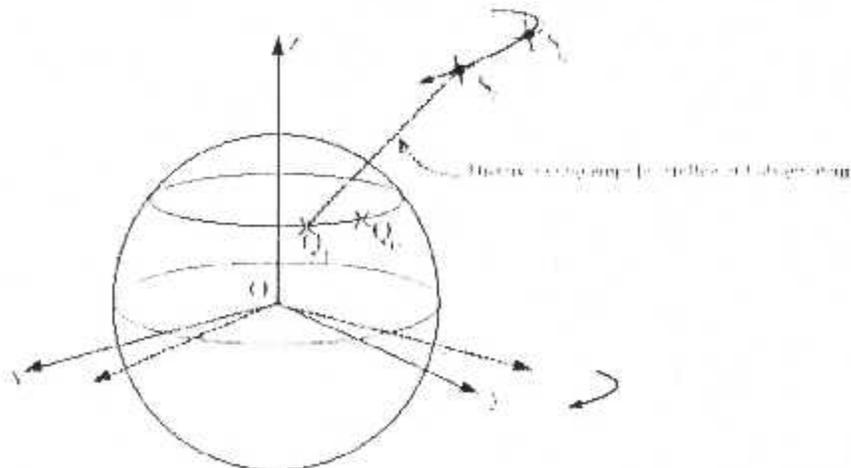


Fig.IV.1 : la variation de la position de l'observateur durant transmission du message

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 du vecteur \vec{OS}_0 .

Ce vecteur qui est égale au vecteur : $r_s(t-\tau)$, c'est à dire

$$OS_1 = R_s \times (\dot{\Omega}_e \tau) \times r_s \times (t-\tau) \quad (IV.1)$$

$R_s(\varphi)$ est la matrice de rotation d'angle φ autour de l'axe Oz :

$$R_s(\varphi) = \begin{pmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (IV.2)$$

et $\dot{\Omega}_e$ 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 Q_1S_1 , c'est à dire :

$$Q_1S_1 = OS_1 - OQ_1 = R_s(\dot{\Omega}_e \tau) r_s(t-\tau) - r_{obs} \quad (IV.3)$$

IV.2.1-Calcul de la distance entre le satellite et l'observateur

En notant par $\rho = \rho(t)$ la distance géométrique instantanée entre l'observateur et le satellite,

$$\rho(t) = \left\| R_s(\dot{\Omega}_e \tau) r_s(t-\tau) - r_{obs} \right\| \quad (IV.4)$$

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

- ✓ l'erreur I (délai ionosphérique), due au freinage des ondes électromagnétiques dans les couches de l'ionosphère (entre 50 km et 1000 km d'altitude) ;
- ✓ l'erreur T (délai troposphérique), due au freinage des ondes électromagnétiques dans les couches de la troposphère (entre 0 km et 50 km d'altitude) ;
- ✓ une erreur systématique E ayant des causes diverses non encore mentionnées (par exemple : effets relativistes, réflexion des ondes sur des obstacle, etc)

Désignons par P la distance observable déterminée par $c \times \tau$, où τ est la différence entre le temps de l'envoi du message (à l'horloge du satellite) et le temps de réception du message (à l'horloge de l'observateur). Cette distance est appelée (pseudo-range) dans la littérature spécialisée.

En tenant compte de différentes erreurs mentionnées ci-dessus, on peut établir l'équation fondamentale pour la distance entre le satellite et l'observateur. Cette distance est appelée dans la littérature « equation for code observation » :

$$P = \rho + I + T + c \times \Delta\tau + E \quad (IV.5)$$

Pour l'observateur qui reçoit le message, la position virtuelle du satellite au temps t est donnée dans le système ECEF par

$$\begin{bmatrix} X_u(t) \\ Y_u(t) \\ Z_u(t) \end{bmatrix} = R_3(\Omega_e \times \tau) \vec{r}_u(t - \tau) \quad (IV.6)$$

la position de l'observateur est donnée par le vecteur :

$$\vec{r}_{\text{obs}} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (IV.7)$$

de sorte que la distance géométrique $\rho(t)$ s'exprime par

$$\rho(t) = \sqrt{(X_u(t) - X)^2 + (Y_u(t) - Y)^2 + (Z_u(t) - Z)^2} \quad (IV.8)$$

Abandonnant la dépendance en temps de $X_s(t)$, $Y_s(t)$ et $Z_s(t)$, on peut réécrire l'équation fondamentale (5) sous la forme :

$$P = \sqrt{(X_u - X)^2 + (Y_u - Y)^2 + (Z_u - Z)^2} + I + T + c \times \Delta\tau + E \quad (IV.9)$$

Cette dernière équation contient quatre inconnues : les trois coordonnées X , Y et Z de l'observateur, ainsi que l'erreur de synchronisation globale $\Delta\tau$. Dans la suite, nous négligerons

les termes I et T, car ce sont de erreurs systématiques qui varient peu dans un intervalle de temps suffisamment court.

La résolution de l'équation (IV.6) s'effectue par linéarisation. A partir de valeurs initiales approximatives X_0, Y_0, Z_0 et $\Delta\tau_0$, on peut exprimer la pseudo-distance $P(X, Y, Z, c \times \Delta\tau)$ au moyen du développement linéarisé

$$P(X, Y, Z, c \times \Delta\tau) = P(X_0, Y_0, Z_0, c \times \Delta\tau_0) + J \times (X - X_0, Y - Y_0, Z - Z_0, c \times \Delta\tau - c \times \Delta\tau_0)^T + \varepsilon \quad (IV.10)$$

Dans cette formule, J représente la matrice jacobienne, qui est égale au gradient de $P(X, Y, Z, c \times \Delta\tau)$:

$$J = \begin{bmatrix} \frac{X_u - X_0}{\sqrt{(X_0 - X_u)^2 + (Y_0 - Y_u)^2 + (Z_0 - Z_s)^2}} \\ \frac{Y_u - Y_0}{\sqrt{(X_0 - X_u)^2 + (Y_0 - Y_u)^2 + (Z_0 - Z_s)^2}} \\ \frac{Z_u - Z_0}{\sqrt{(X_0 - X_u)^2 + (Y_0 - Y_u)^2 + (Z_0 - Z_u)^2}} \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X_u - X_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c \Delta\tau_0)} \\ \frac{Y_u - Y_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c \Delta\tau_0)} \\ \frac{Z_u - Z_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c \Delta\tau_0)} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (IV.11)$$

Une fois développée, l'équation linéarisée (IV.10) prend la forme

$$P(X, Y, Z, c \times \Delta\tau) = P(X_0, Y_0, Z_0, c \times \Delta\tau_0) - \frac{X_s - X_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c \times \Delta\tau_0)} \times (X_0 - X) - \frac{Y_s - Y_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c \times \Delta\tau_0)} \times (Y_0 - Y) - \frac{Z_s - Z_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c \times \Delta\tau_0)} \times (Z_0 - Z) + I \times c \times \Delta\tau + \varepsilon \quad (IV.12)$$

Les notations $x = (X - X_0)$, $y = (Y - Y_0)$, $z = (Z - Z_0)$, ainsi que

$P_{obs} = P(X, Y, Z, c \times \Delta\tau)$ et $P_0 = P(X_0, Y_0, Z_0, c \times \Delta\tau_0)$ permettent d'écrire l'équation (IV.12) sous une forme simplifiée :

$$-\frac{X_u - X_0}{P_0} \times x - \frac{Y_u - Y_0}{P_0} \times y - \frac{Z_u - Z_0}{P_0} \times z + c \times \Delta\tau = (P_{\text{obs}} - P_0) - \varepsilon \quad (\text{IV.13})$$

Dans cette équation, P_0 représente la distance observée entre satellite et l'observateur, calculée à partir des informations sur le temps (connu) de transmission du message.

En notant encore $b = (P_{\text{obs}} - P_0)$ et en négligeant le terme ε d'erreur de linéarisation, l'équation fondamentale prend finalement la forme simplifiée

$$-\frac{X_u - X_0}{P_0} \times x - \frac{Y_u - Y_0}{P_0} \times y - \frac{Z_u - Z_0}{P_0} \times z + c \times \Delta\tau = b \quad (\text{IV.14})$$

Les coefficients de l'équation (IV.13) sont déterminés de la manière suivante :

- ✓ 1-déterminer une position approximative X_0, Y_0 et Z_0 de l'observateur à un moment donné, par exemple à partir d'une ancienne mesure ;
- ✓ 2-déterminer la position X_u, Y_u, Z_u du satellite au même moment (celle-ci est fournie dans le message qu'il a envoyé) ;
- ✓ 3-calculer une première estimation P_{obs} de la distance géométrique euclidienne entre l'observateur et le satellite : $P_{\text{obs}} = \sqrt{(X - X_0)^2 + (Y - Y_0)^2 + (Z - Z_0)^2}$;
- ✓ 4-calculer la distance P_0 à partir du temps de transmission du message, puis construire le membre de droite $b = P_{\text{obs}} - P_0$.

Les inconnues de l'équation (IV.12) sont x, y, z et $c \times \Delta\tau$. Si elles pouvaient être déterminées, celle-ci permettraient, grâce aux formules $X = X_0 + x$, $Y = Y_0 + y$ et $Z = Z_0 + z$, de calculer les coordonnées X, Y et Z de l'observateur.

IV.3 -Dilution de précision

La dilution de précision, ou DOP, est une mesure de l'influence de la géométrie des satellites sur la précision de position .

Elle change avec le temps du fait des déplacements des satellites le long de leur orbite et avec le jeu de satellites utilisées. Elle varie dans une moindre mesure avec le déplacement du récepteur.

IV.3.1-Introduction à la dilution de précision

Dans un premier temps, essayons d'expliquer qualitativement, par un exemple bidimensionnel sans biais d'horloge. Ce que représente ce facteur :

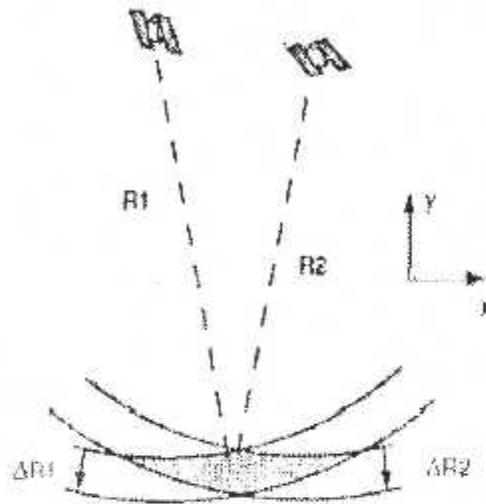


Fig.IV.2 : Dilution de précision sans biais d'horloge en 2D

Les ΔR sont les incertitudes sur des mesures. La partie ombrée représente l'aire d'incertitude sur la position du point.

Dans ce premier cas, l'incertitude suivant l'axe x est importante. L'augmentation de la précision des mesures sur l'axe y se fait au détriment de celle de l'axe x.

En supposant $\Delta R1 = \Delta R2 = \Delta R$, on obtient $\Delta y = \Delta R / (\sqrt{2})$ et Δx tend vers l'infini.

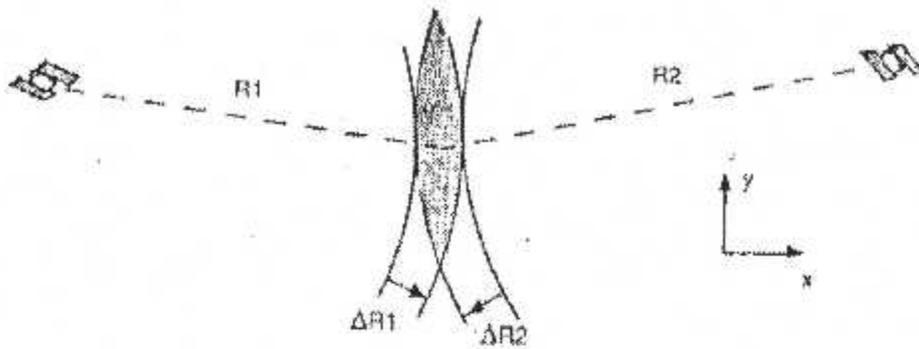


Fig.IV.3 :L'incertitude de la dilution de précision

Dans le cas illustré ci-dessus, l'incertitude la plus importante est suivant l'axe y. la précision suivant l'axe x est améliorée comparativement au cas précédent. En partant des hypothèses précédentes, c'est-à-dire $\Delta R1 = \Delta R2 = \Delta R$, on obtient maintenant $\Delta x = \Delta R / (\sqrt{2})$ et Δy tend vers l'infini.

Suivant la position relative des deux satellites, on peut minimiser cette aire. Le cas page suivante montre que l'optimum est atteint lorsque les deux lignes de mesure font un angle de 90° . L'incertitude sur chaque axe vaut environ $\sqrt{2} \cdot \Delta R$.

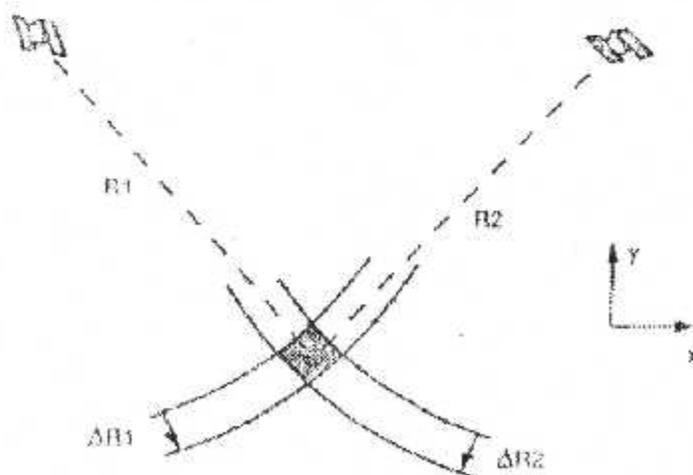


Fig.IV.4 :Mesure de la dilution de précision

IV.3.2-détermination de la solution de positionnement à la dilution de précision

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 de l'envoi du message, et par Q_1 la position de l'observateur de la réception du message (voir figure IV.5).

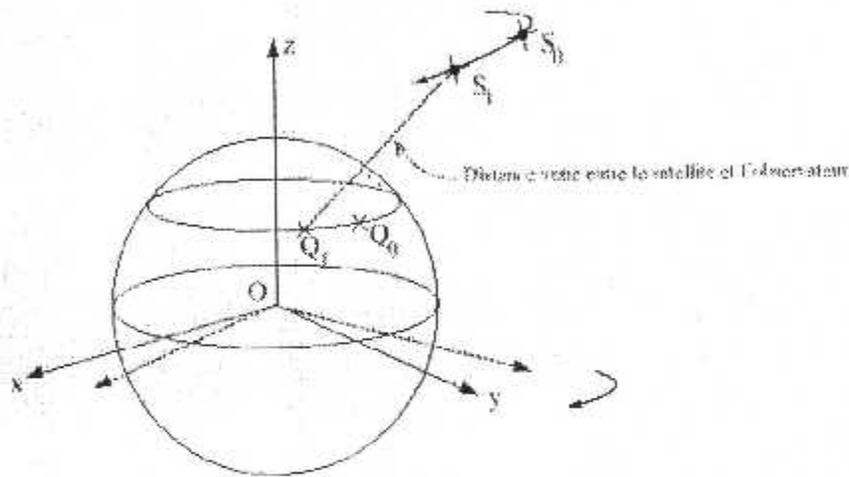


Fig.IV.5 :la variation de la position de l'observateur durant transmission du message

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 du vecteur \vec{OS}_0 .

Ce vecteur qui est égale au vecteur : $r_s (t-\tau)$, c'est à dire

$$\vec{OS}_1 = R_s \times (\dot{\Omega}_e \tau) \times r_s \times (t-\tau). \tag{IV.15}$$

$R_s (\varphi)$ est la matrice de rotation d'angle φ autour de l'axe Oz :

$$R_s (\varphi) = \begin{pmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \tag{IV.16}$$

et $\dot{\Omega}_e$ 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 Q_1S_1 , c'est à dire :

$$Q_1S_1 = OS_1 - OQ_1 = R_S(\Omega_e \tau) r_s(t - \tau) - r_{obs} \quad (IV.17)$$

IV.4- Estimation de l'erreur de position

La position de l'observateur, ainsi qu'elle est calculée par le récepteur GPS, est fournie avec une précision de l'ordre de quelques mètres. Cette précision dépend d'un certain nombre de facteurs, l'un des plus significatifs étant le nombre de satellites « visible ». En outre, la configuration de satellites visibles c'est-à-dire les positions respectives des uns par rapport aux autres à une influence considérable sur la précision des résultats. En effet, plusieurs satellites groupés dans une même région du ciel conduisent à une précision plus faible que le même nombre de satellites judicieusement répartis sur la demi-sphère céleste au-dessus de l'observateur. Les figures (IV.6) et (IV.7) illustrent cette remarque.

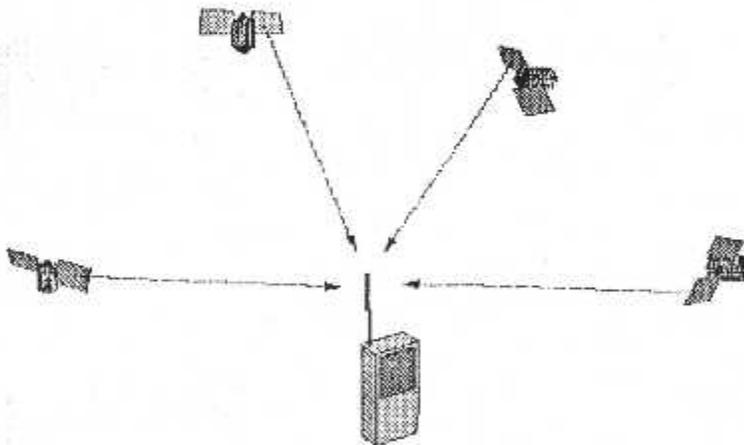


Fig.IV.6 : configuration conduisant à une bonne précision (faible valeurs DOP)

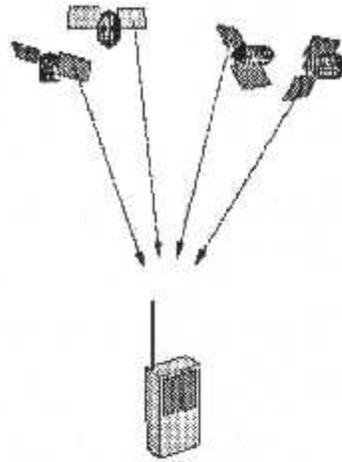


Fig.IV.7 : Configuration conduisant à une mauvaise précision (grande valeurs DOP)

Dans les calculs de détermination de la position de l'observateur, le récepteur GPS tient compte des positions respectives des satellites. En particulier, il utilise en priorité les données des satellites visibles qui permettent d'assurer un résultat de précision optimale. Pour cela, le récepteur calcule des indicateurs typiques, appelés généralement « DOP », qui permettent de quantifier la précision en fonction des positions relatives des satellites visibles.

La section suivante développe quelques aspects mathématiques liés au calcul des indicateurs de précision DOP.

IV.4.1- La matrice de covariance des erreurs de position

Les indicateurs DOP sont issus de développements statistiques. Nous ferons une brève incursion dans ce domaine, en commençant par un petit rappel.

Soit X et Y deux variables aléatoires : la covariance de X et de Y est un indicateur statistique permettant d'estimer le degré de dépendance de deux variables aléatoires X et Y sont totalement indépendantes l'une de l'autre.

Si $E(\cdot)$ dénote l'espérance mathématique d'une variable aléatoire, on définit la covariance de X et de Y au moyen de la formule.

$$\text{Cov}(X, Y) = E[(X - \mu_1)(Y - \mu_2)] \quad (\text{IV } 18)$$

Où $\mu_1 = E[X]$ et $\mu_2 = E[Y]$. Nous utiliserons dans la suite la notation raccourcie $\sigma_{X, Y}$ pour la covariance $\text{Cov}(X, Y)$.

Rappelons que la covariance de X avec X est égale à la variance de X , c'est-à-dire :

$$\sigma_{X, X} = E[(X - \mu_1)^2] = E[X^2] - \mu^2 = \text{Var}(X) = \sigma_X^2 \quad (\text{IV } 19)$$

La matrice de covariance de n variables aléatoires X_1, X_2, \dots, X_n est la matrice carrée qui contient les covariances de tous les couples possibles de variables aléatoires :

$$\text{Cov}(X_1, X_2, \dots, X_n) = (\sigma_{X_i, X_j})_{1 \leq i, j \leq n} = (E[(X_i - \mu_i)(X_j - \mu_j)])_{1 \leq i, j \leq n}. \quad (\text{IV.20})$$

Pour fixer les idées, supposons qu'il y a 4 satellites « visibles » dans le ciel au-dessus de l'observateur, et considérons quatre variables aléatoires b_1, b_2, b_3 et b_4 relatives à ces satellites. Nous définissons la variable aléatoire b_i comme la différence entre deux mesures de la distance entre l'observateur et le satellite N_{oi} , l'une étant la distance géométrique euclidienne P_{obs}^i , et l'autre la distance observée P_j calculée grâce au temps t parcouru du message.

$$b_i = P_{\text{obs}}^i - P_{\text{obs}}, \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (\text{IV.21})$$

En admettant l'hypothèse réaliste que les erreurs b_i sont indépendantes les unes des autres, la matrice de covariance de variables aléatoires b_i est diagonale :

$$\text{Cov}(b_1, \dots, b_4) = \begin{pmatrix} \sigma_{b_1, b_1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{b_2, b_2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{b_3, b_3} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{b_4, b_4} \end{pmatrix} \quad (\text{IV.22})$$

De plus, il est raisonnable d'admettre que les espérances mathématiques des variables aléatoires b_i sont nulles, et que leur variances respectives sont identiques.

On a donc, pour $i = 1, 2, 3, 4$:

$$\mu_i = E[b_i] = 0,$$

$$\sigma_{b_i, b_i} = \sigma^2 \quad i = 1, 2, 3, 4.$$

Grâce à ces et à l'équation (IV.18), la matrice de covariances de b_1, b_2, b_3 et b_4 peut s'écrire de manière encore plus simple :

$$\text{Cov}(b_1, \dots, b_4) = (E[b_i, b_j])_{1 \leq i, j \leq 4} = E[\mathbf{b} \cdot \mathbf{b}^T] = \sigma^2 \mathbf{I}. \quad (\text{IV.23})$$

Dans cette formule, \mathbf{I} représente la matrice identité de dimension 4 et σ^2 la variance des variables aléatoires b_i . Cette variance peut être calculée explicitement à partir des données.

Revenons maintenant au problème original, c'est-à-dire de déterminer avec précision la position de l'observateur.

$$X = (H^T H)^{-1} H^T b \quad (IV.24)$$

Les trois premières de ce vecteur déterminent les corrections x, y, z qu'il faut apporter aux coordonnées initiales X_0, Y_0 et Z_0 de l'observateur pour améliorer leur précision, et la quatrième composante contient l'erreur $c\Delta T$ sur le temps.

D'un point de vue statistique, les variances de ces différentes corrections peuvent fournir des indications intéressantes sur la précision de la position de l'observateur. Dans ce but, considérons à leur tour x, y, z et $c\Delta T$ comme des variables aléatoires, et calculons la matrice de covariance correspondante :

$$\text{Cov}(x, y, z, c\Delta T) = \begin{pmatrix} \sigma_{x,x} & \sigma_{x,y} & \sigma_{x,z} & \sigma_{x,c\Delta T} \\ \sigma_{y,x} & \sigma_{y,y} & \sigma_{y,z} & \sigma_{y,c\Delta T} \\ \sigma_{z,x} & \sigma_{z,y} & \sigma_{z,z} & \sigma_{z,c\Delta T} \\ \sigma_{c\Delta T,x} & \sigma_{c\Delta T,y} & \sigma_{c\Delta T,z} & \sigma_{c\Delta T,c\Delta T} \end{pmatrix} \quad (IV.25)$$

Le calcul explicite de cette matrice suit après quelques développements, basés sur les propriétés de la covariance et l'espérance mathématique :

$$\begin{aligned} \text{Cov}(x, y, z, c\Delta T) &= E \{ [x, y, z, c\Delta T]^T \cdot [x, y, z, c\Delta T] \} \\ &= E \{ (H^T H)^{-1} H^T b \cdot (H^T H)^{-1} H^T b \} \\ &= E \{ (H^T H)^{-1} H^T b \cdot (H^T b)^T (H^T H)^{-1} \} \\ &= E \{ (H^T H)^{-1} H^T b \cdot b^T H (H^T H)^{-1} \} \\ &= (H^T H)^{-1} H^T E \{ b \cdot b^T \} H (H^T H)^{-1} \end{aligned} \quad (IV.26)$$

En utilisant dans ce développement la formule (ii), on obtient :

$$\begin{aligned} \text{Cov}(x, y, z, c\Delta T) &= (H^T H)^{-1} H^T \cdot (\sigma^2 I) \cdot H (H^T H)^{-1} \\ &= \sigma^2 (H^T H)^{-1} (H^T H) (H^T H)^{-1} \\ &= \sigma^2 (H^T H)^{-1} \end{aligned} \quad (IV.27)$$

Ce dernier développement montre que la matrice de covariance de variables aléatoires x, y, z et $c\Delta T$ est facile à obtenir par calcul : la variance σ^2 ainsi que la matrice H peuvent être

calculées explicitement à partir des données. Les composantes de la matrice de covariance $Cov(x,y,z, c\Delta_T)$ fournissent les covariances des erreurs relativement au système de coordonnées X,Y,Z , et relativement au temps.

En particulier, les composantes de la diagonale principale de cette matrice correspondent aux variances respectives des erreurs x,y,z et $c\Delta_T$.

IV.5-Le système de coordonnées locales

Les erreurs x,y et z mentionnées ci-dessus correspondent aux erreurs sur les coordonnées X,Y et Z à son origine au centre de la Terre, et il tourne avec elle. Du point de vue de l'utilisateur, les coordonnées de position n'ont malheureusement pas beaucoup d'intérêt dans ce système. Pour rendre les coordonnées de position utilisables sur le terrain, le récepteur GPS doit encore convertir la position de l'observateur dans un système de coordonnées terrestres plus habituel. Un système approprié est le système E,N,U(East, North, Up) qui correspond à la latitude, à la longitude et à l'altitude au-dessus du niveau de la mer.

La conversion des coordonnées de position entre le système ECEF (coordonnées X, Y, Z) et le système ENU(latitude ϕ , longitude λ et altitude h) est un peu compliquée par le fait que la Terre n'est pas une sphère mais qu'elle ressemble plus ou moins à un ellipsoïde de révolution. Il est nécessaire d'introduire ici deux grandeurs intermédiaires f et N , qui ne servent que pour les calculs de conversion.

Considérons l'ellipse de demi-grands axes a et b , $a > b$, qui par rotation engendre l'ellipsoïde terrestre. On définit l'aplatissement f de cette ellipse par la formule : $f = \frac{a-b}{a}$

Les paramètres a et f varient légèrement selon les régions du monde. Le système géodésique WGS 84 définit ces paramètres de manière précise pour chaque région, et les valeurs les plus couramment utilisées sont généralement stockées dans les mémoires électroniques des récepteurs GPS.

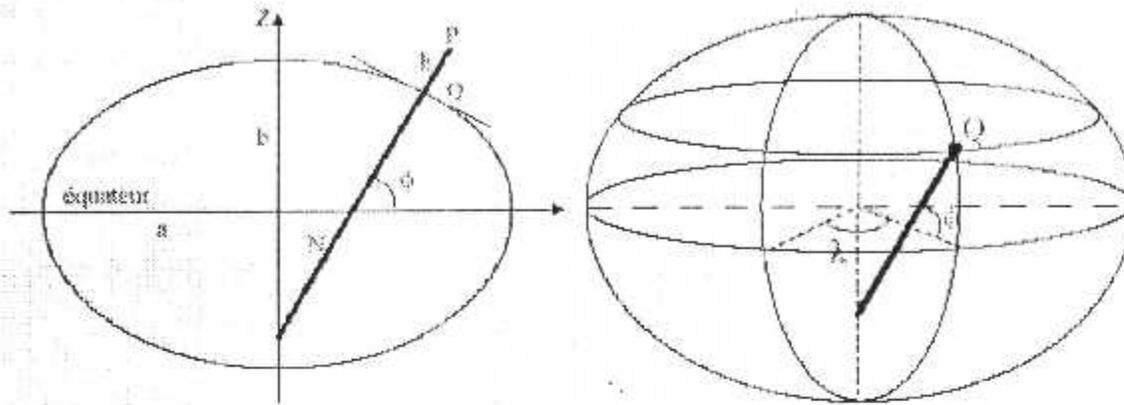
D'autre part, on peut calculer pour un point du globe de latitude ϕ la grandeur intermédiaire N selon la formule

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - f(2-f)\sin^2 \Phi}} \quad (\text{IV } 28)$$

Géométriquement, la grandeur N détermine la distance mesurée le long de la droite localement perpendiculaire à l'ellipsoïde entre le point d'observateur P et l'intersection de cette droite avec l'axe polaire de la Terre. Sur la figure (IV.8), le point Q correspond au

point de cette droite qui se trouverait à l'altitude zéro (c'est-à-dire sur l'ellipsoïde de référence).

Avec les notations introduites, les formules de conversion entre les coordonnées locales ϕ, λ et h et les coordonnées ECEF X, Y et Z sont données par les formules suivantes :



FigIV.8 : coordonnées locale sur un ellipsoïde

$$X = (N + h)\cos\phi\cos\lambda \quad (\text{IV.28.a})$$

$$Y = (N + h)\cos\phi\sin\lambda \quad (\text{IV.28.b})$$

$$Z = [(1-f)^2N + h] \sin\phi \quad (\text{IV.28.c})$$

Dans les calculs de position du GPS, ce ne sont pas précisément les formules (IV.25) qui sont utilisées, mais plutôt les inverses de ces formules, c'est-à-dire : exprimer le coordonnées locales ϕ, λ et h à partir des coordonnées ECEF X, Y et Z . Ces formules inverses sont données par les transformations suivantes :

$$\lambda = \arctan\left(\frac{Y}{X}\right) \quad (\text{IV.29.a})$$

$$\phi = \arctan\left(\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2} \left(1 - \frac{(2-f)fN}{N+h}\right)^{-1}}\right) \quad (\text{IV.29.b})$$

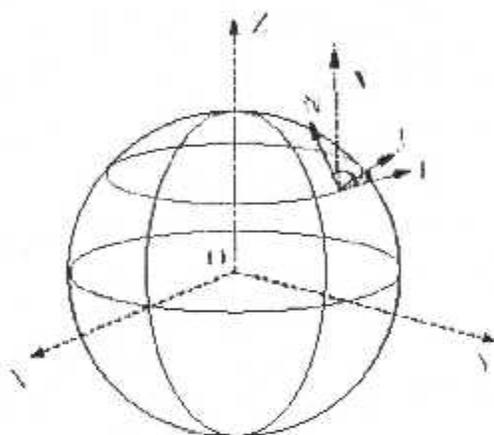
$$h = \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{\cos\phi} - N \quad (\text{IV.29.c})$$

Il apparaît clairement que les formules (IV.29.) permettant de calculer la latitude ϕ et l'altitude h ont couplées. Il faut donc recourir à un processus itératif pour résoudre ces équations : à partir d'une première estimation de h , on calcule une estimation de ϕ au moyen

de formule(IV.29.a) .Ensuite, on calcule grâce à la formule (IV.29.c) une nouvelle estimation de h , meilleure que la première, et ainsi de suite. Pour $h \ll N$, la convergence de ce processus itératif est très rapide.

IV.6- Les indicateurs de précision

Revenons à l'estimation de l'erreur de positionnement. Nous avons calculé plus haut le vecteur d'erreur $X = (x,y,z, c\Delta t)^T$, ainsi que la matrice de covariance associée à ces erreur. Les coordonnées x,y et z de ce vecteur sont exprimées dans le système ECEF. Comme il a déjà été mentionné plus haut, il est plus instructif pour l'observateur qui utilise le GPS de disposer de coordonnées de position et de l'estimation de l'erreur de position dans le système de coordonnées locales, c'est-à-dire selon les directions E,N et U (East,North,Up) .



XYZ : Système de coordonnées ECEF

ENU :Système de coordonnées locales

x : vecteur d'erreur de position

Fig.IV.9 : L'erreur dans le système de coordonnées locales

L'opération qui permet de transformer un vecteur du système ECEF dans le système local est un changement de base. Si $X = (x,y,z)^T$ est le vecteur d'erreur dans le système ECEF , le vecteur correspondant $X_l = (x_l,y_l,z_l)$ exprimé dans le système de coordonnées locales est donné par le produit :

$$X_l = F^T X$$

Où F est la matrice de transformation

$$F = \begin{bmatrix} -\cos \lambda & \sin \lambda & 0 \\ -\sin \lambda & -\cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sin \Phi & 0 & -\cos \Phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos \Phi & 1 & \sin \Phi \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{IV.30})$$

De manière analogue, il est instructif d'exprimer aussi la matrice de covariance (F^T) dans le système de coordonnées locales. La matrice de covariance $\text{Cov}(x_L, y_L, z_L)$ s'obtient alors selon les développements suivants, justifiés par les propriétés de l'espérance mathématique $E[\cdot]$ et des produits matriciels :

$$\text{Cov}(x_L, y_L, z_L) = \begin{bmatrix} \sigma_{E,E}^2 & \sigma_{E,N} & \sigma_{E,U} \\ \sigma_{N,E} & \sigma_{N,N}^2 & \sigma_{N,U} \\ \sigma_{U,E} & \sigma_{U,N} & \sigma_{U,U}^2 \end{bmatrix} \quad (\text{IV.31.a})$$

$$\begin{aligned} &= E [X_L \cdot X_L^T] \\ &= E [F^T X \cdot (F^T X)^T] \\ &= E [F^T X \cdot X^T F] \\ &= F^T E [X \cdot X^T] F \\ &= F^T \text{Cov} (X, X^T) F \end{aligned} \quad (\text{IV.31.b})$$

$$= F^T \begin{bmatrix} \sigma_{X,X}^2 & \sigma_{X,Y} & \sigma_{X,Z} \\ \sigma_{Y,X} & \sigma_{Y,Y}^2 & \sigma_{Y,Z} \\ \sigma_{Z,X} & \sigma_{Z,Y} & \sigma_{Z,Z}^2 \end{bmatrix} F \quad (\text{IV.31.c})$$

La matrice de covariance de dimension 3×3 qui apparaît dans l'équation (IV.31.b) est en fait une sous-matrice de covariance $\text{Cov}(x, y, z, c\Delta_T)$ donnée dans la formule (IV.31.a). La diagonale principale de la matrice $\text{Cov}(x_L, y_L, z_L)$ contient les variances respectives des erreurs relatives aux trois axes avec E, N et U du système local.

Ces variances ne signifient pas grand-chose en elles mêmes, mais elles peuvent être comparées à la variance σ^2 de l'erreur globale de position b.

Elles fournissent de cette manière des indicateurs instructifs et fiables sur la qualité de la position calculée par le GPS : les indicateurs « DOP » (Dilution Of Precision).

Donc la précision avec laquelle est déterminée la position dépend de deux facteurs : la configuration géométrique des satellites et la précision des mesures :

Le terme usité pour la précision des mesures et l'erreur de mesure de distance par l'utilisateur ou UERE (User Equivalent Range Error) qui combine les effets des incertitudes sur les éphémérides, les erreurs de propagation et d'horloges ainsi que les bruits du récepteur (thermique et de calcul).

Les effets sur la précision dus à la géométrie des satellites sont exprimés sous les termes de dilution de précision (DOP) qui est le rapport de la précision de position à la précision, de mesure soit :

$$\sigma_p = \text{DOP} \times \text{UERE} \quad (\text{IV.32})$$

où σ_p est la précision de position et

UERE est la précision de mesure.

Le DOP est un scalaire représentant la contribution de la configuration géométrique des satellite utilisés dans le calcul de la précision de cette position.

Il existe plusieurs DOP dépendants d'une coordonnée ou d'une combinaison de coordonnées. Les plu communs sont :

$$\text{GDOP} = \sqrt{\frac{\sigma^2_E + \sigma^2_N + \sigma^2_U + \sigma^2_{C\Delta T}}{\sigma}} \quad \text{Dilution de précision géométrique (IV.32.a)}$$

$$\text{PDOP} = \sqrt{\frac{\sigma^2_E + \sigma^2_N + \sigma^2_U}{\sigma}} \quad \text{Dilution de précision de position (IV.32.b)}$$

$$\text{HDOP} = \sqrt{\frac{\sigma^2_E + \sigma^2_N}{\sigma}} \quad \text{Dilution de précision horizontale (IV.32.c)}$$

$$\text{VDOP} = \frac{\sigma_U}{\sigma} \quad \text{Dilution de précision verticale (IV.32.d)}$$

$$\text{TDOP} = \frac{\sigma_{C\Delta T}}{\sigma} \quad ; \text{ Dilution de précision du temps} \quad (\text{IV.32.e})$$

Ces indicateurs permettent de savoir, pour une configuration donnée des satellites visibles, comment l'erreur globale de détermination de la position se distribue selon les directions du système de coordonnées locales, c'est-à-dire, que ce soit horizontalement (N ou E), verticalement (U), ou les deux à la fois, ou encore selon la mesure du temps.

Au sujet de l'indicateur GDOP, il est intéressant de remarquer que celui-ci peut se calculer directement à partir de la matrice de covariance dans le système ECEF, sans passer par le système de coordonnées locales. On a la formule :

$$\text{GDOP} = \sqrt{\frac{\sigma^2_E + \sigma^2_N + \sigma^2_U + \sigma^2_{c\Delta T}}{\sigma}} = \sqrt{\frac{\text{Tr}[\text{Cov}(x, y, z, c\Delta_T)]}{\sigma}} \quad (\text{IV.34})$$

Où $\text{Tr}[\cdot]$ représente la trace de la matrice.

Chapitre V

Simulation

V- Simulation

V.1- Introduction

Dans le cas du GPS, la trajectographie est effectuée en général, en temps différé, en utilisant les mesures de pseudo-distance et avec l'ensemble des informations radiodiffusées par les satellites GPS telle que la détermination de éléments orbitaux d'un satellite.

Pour cela nous avons simulé concrètement l'algorithme qui décrit les principales caractéristiques du système GPS et son utilisation pratique pour le positionnement nous avons montré dans ce chapitre comment précise le différent aspect de donnée en outre la station de référence observe les satellites en vue et calcule en temps réel le décalage de son horloge par rapport au temps GPS.

V.2- Outil informatique

V.2.1- Introduction

Matlab (**Matrix Laboratory**) est un langage interprété qui permet de développer des algorithmes rapidement, de visualiser des données (sous la forme de graphiques 2D ou 3D et d'images, voir de séquences d'images), et de réaliser des interfaces graphiques conviviales .

V.2.2- Programme de base

Pour atteindre notre objectif de simulation qui consiste de se positionner avec une meilleure précision en exploitant les messages de navigation ALMANACH on respectons les conditions de couverture, fiabilité et disponibilité avec la détermination des procédures limitées comme suit :

✓ Le calcul de la trajectographie d'orbite satellitaire

PosSAT : de manière à effectuer les différentes étapes pour se positionner et de localiser la cible pour mieux l'élaborer par un appui sur les messages de données avec un renvoi de la position du satellite dans un moment donnée à partir de la matrice almanac et le N° du satellite.

$[lat, long, xECF, yECF, zECF] = posSAT(nsat, t, almanac);$

en quelque sorte la position du satellite est interprétée par plusieurs paramètres qui sont définies comme suit :

nSat : qui désigne le numéro du PRN

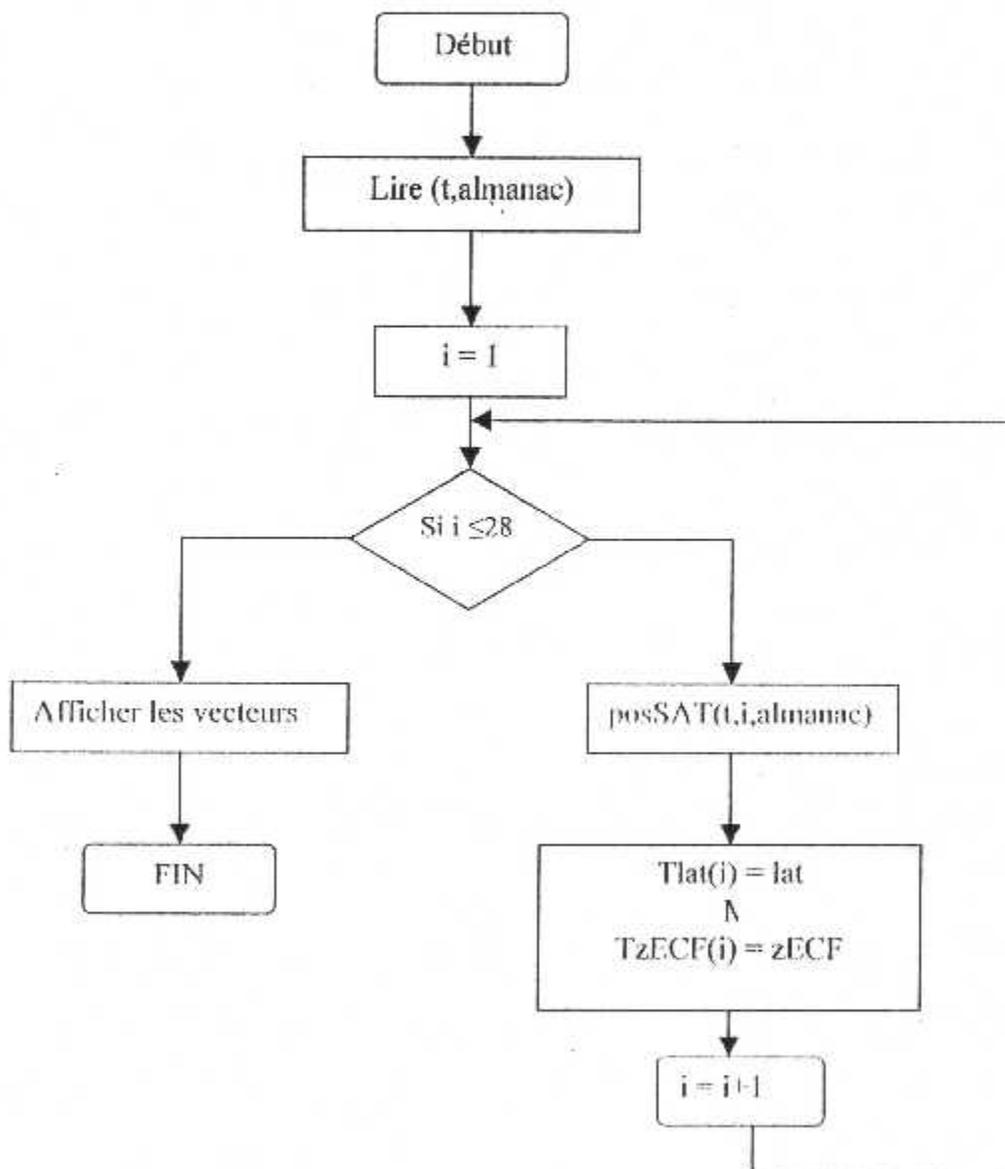
t : c'est le temps de calcul

almanac : c'est la matrice qui comporte les paramètres de l'orbite et des différents satellites
 ces paramètres nous aident à trouver et déterminer l'aspect direct d'un satellite telle que :

lat : latitude du satellite

long : longitude du satellite

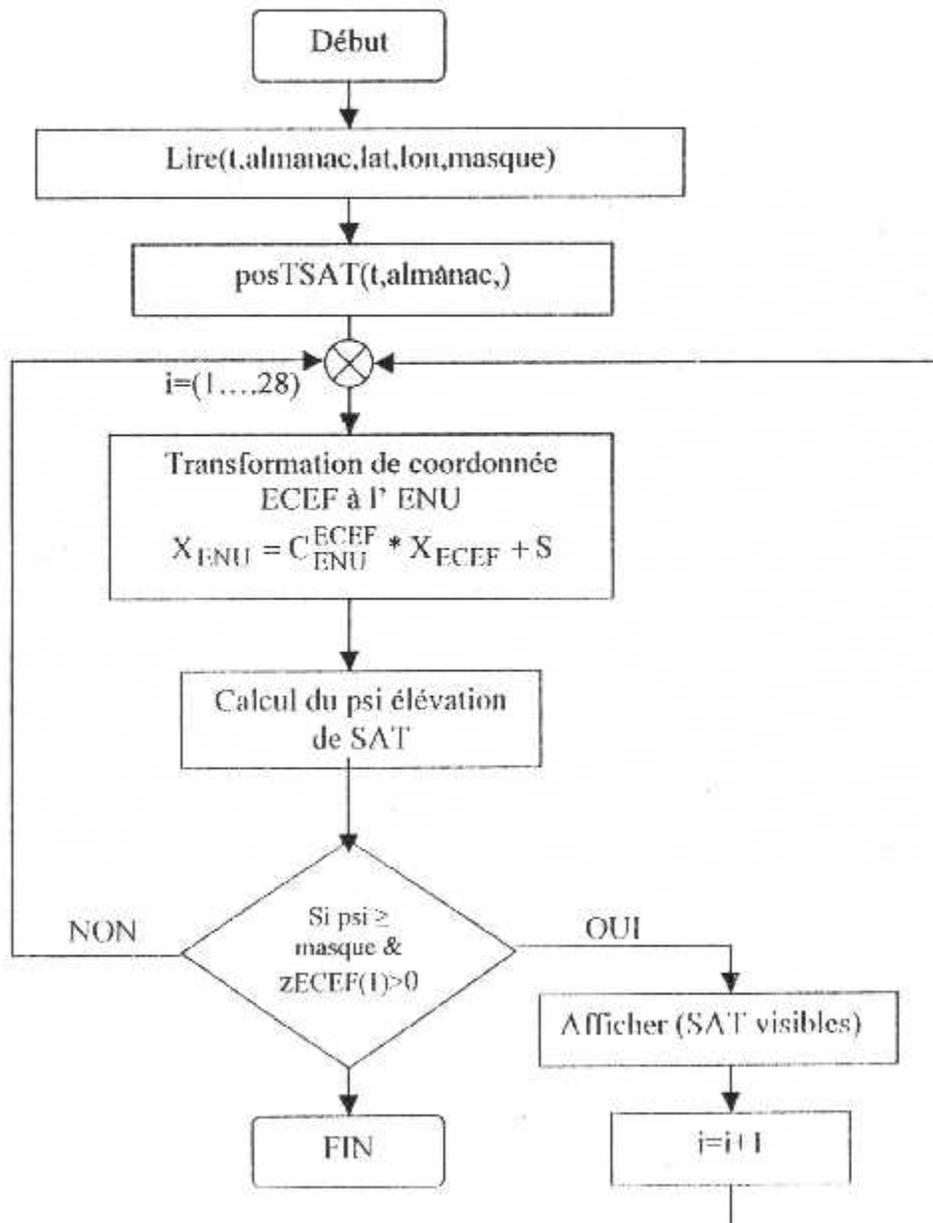
$\begin{cases} x_{ECEF} \\ y_{ECEF} \\ z_{ECEF} \end{cases}$ les coordonnées ECEF de l'orbite .



✓ Visibilité

On utilise l'approximation du temps GPS et les données almanac, la précision de la position et l'angle d'élevation de chaque satellite qui sont calculés avec un angle minimiser de 5° à 10° pour tenir compte de la limitation des différents modèles qui limitent la visibilité de telle sorte qu'il est conseillé d'observer une élévation bien déterminée .

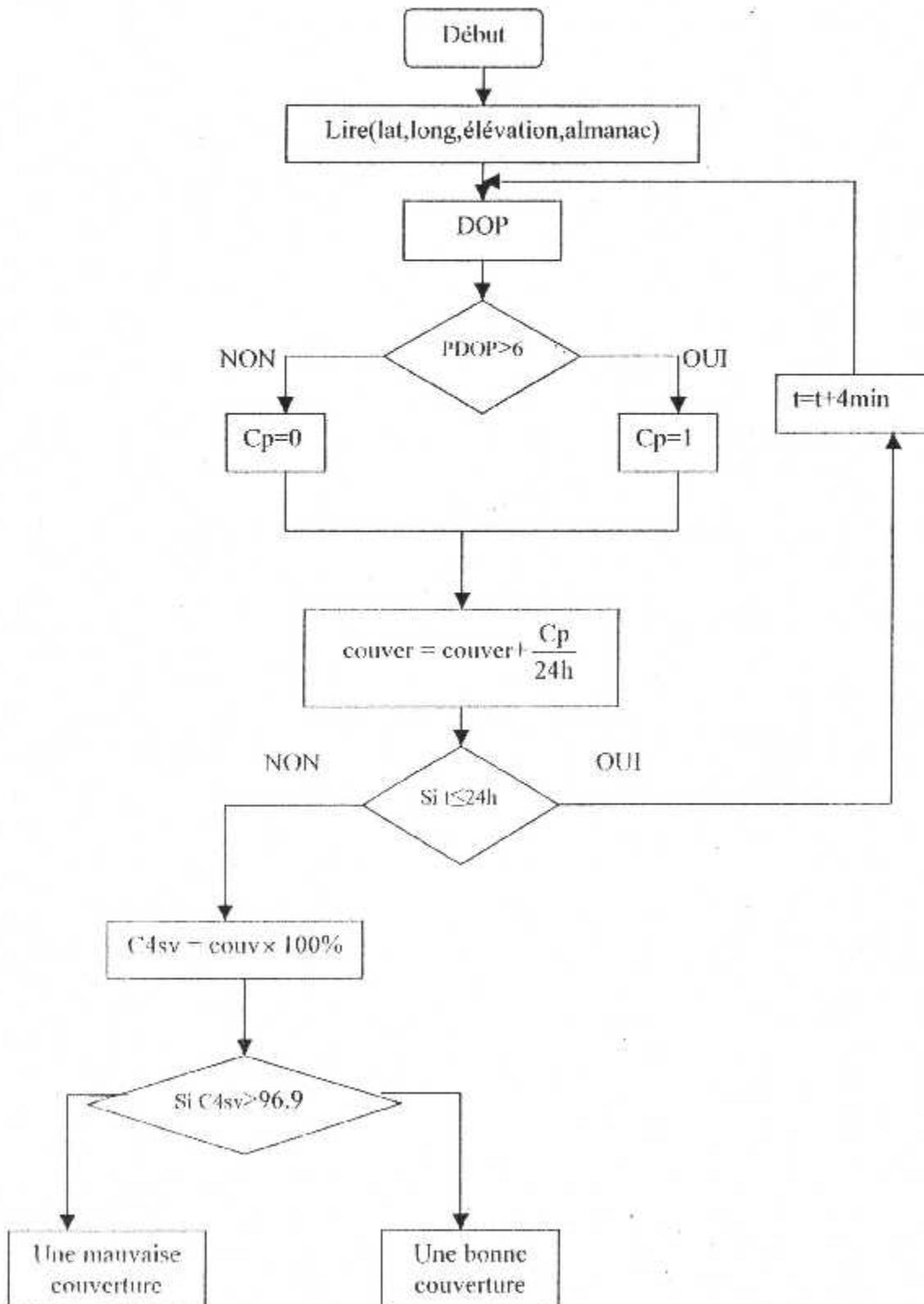
Pour être sûr d'avoir toutes les mesures possibles lors des calculs



✓ Le calcul du DOP

D'après la visualisation des satellites, la dilution du précision qui a effectué et déterminer le quatre meilleurs satellites .

✓ La couverture



V.2.3- Résultats et interprétation de simulation

Dans le but de déterminer les différentes configurations du système GPS , telles que la trajectoire de l'orbite ainsi pour définir et visualiser le nombre des satellites en vue avec le calcul de la dilution de précision, on utilise des données concrètes produites par les Almanach qui désigne l'état et les différents paramètres du système GPS .

nous avons montré dans ce chapitre comment il faut l'utiliser et simuler avec des données arbitraires.

Donc la fenêtre de l'interface ci-après désigne notre objectif qui montre la trajectoire de l'orbite de façon à montrer l'inclinaison entre les orbites ensuite on montre comment se passe la visibilité des satellites avec l'angle de masque on déduisons les quatre meilleurs satellites qui présente le DOP ainsi que la couverture dans le même principe durant 24 heures



Fig.V.1 : l'interface de simulation

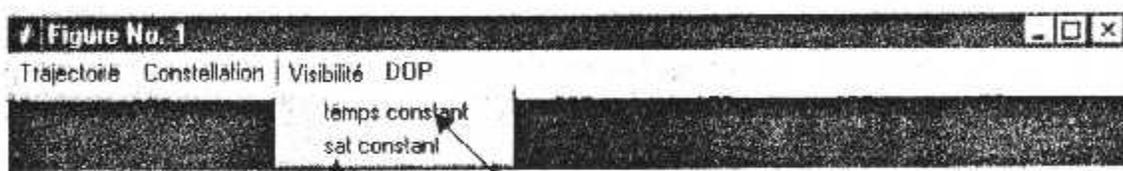
est l'orbite de chaque satellite

dilution de précision

figure qui montre tout les satellites GPS



figure qui montre les différent satellites en vue



on varie le temps et les satellites sont fixes

les procédures qui précède se produise en moment donné de tout les satellites

Fig.V.2 : Menu de l'interface

➤ La trajectoire d'un satellite

On utilise les coordonnées de l'orbite produite par les Almanacs qui désignent et résous la trajectographie GPS.

Pour cela on a utilisé comme exemple le satellite n° 8 pour une période de 24 heures .et aussi la figure limite la trajectoire d'une inclinaison de 55°.

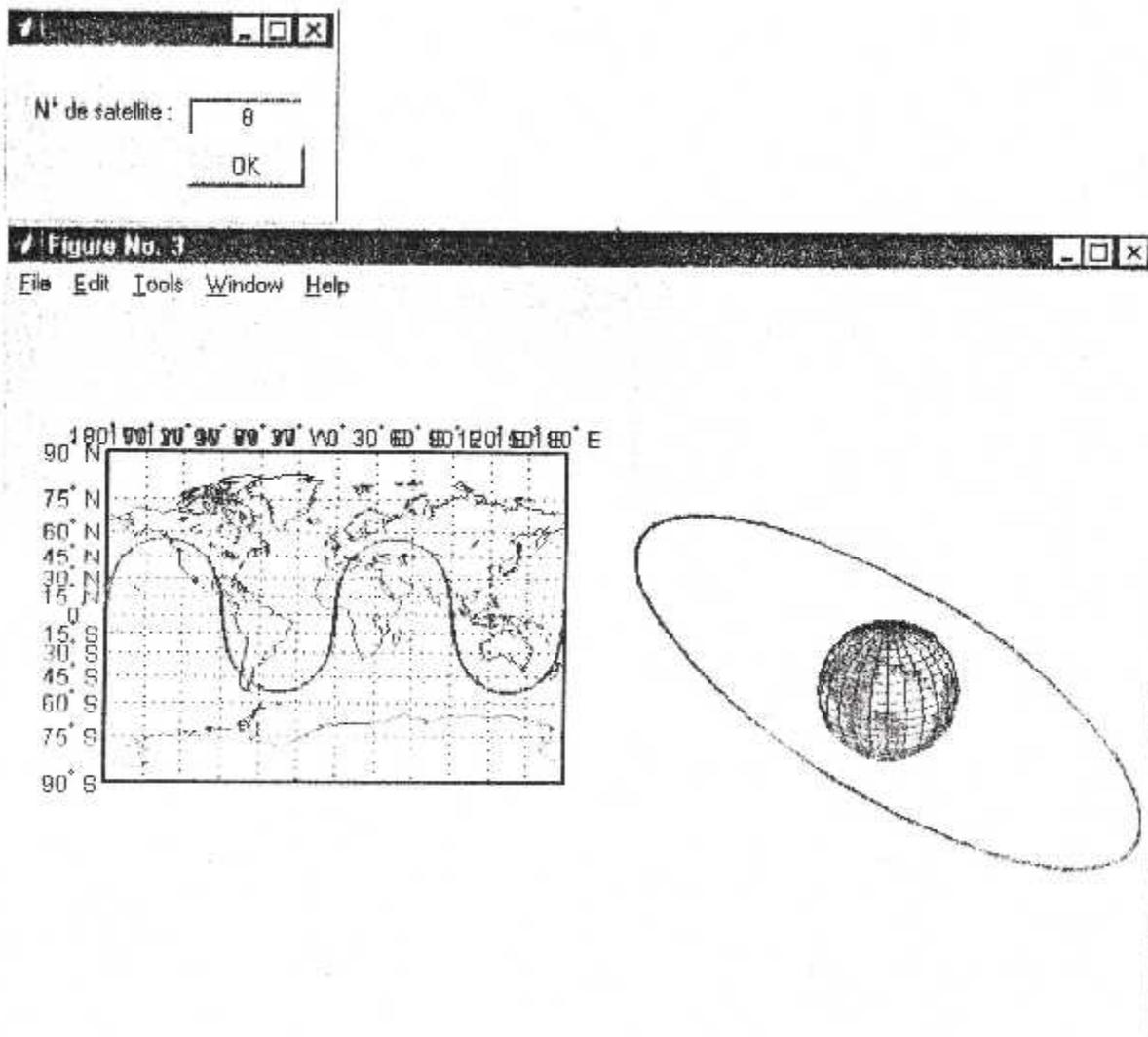


Fig.V.3 :la trajectoire d'un seul satellite

➤ La constellation GPS

Pour les 28 satellites et on suivant les mêmes étapes, la trajectoire des orbites
Et le 6 orbites qui sont inclinées de 55° limite leurs mouvement durant les 24 heures en

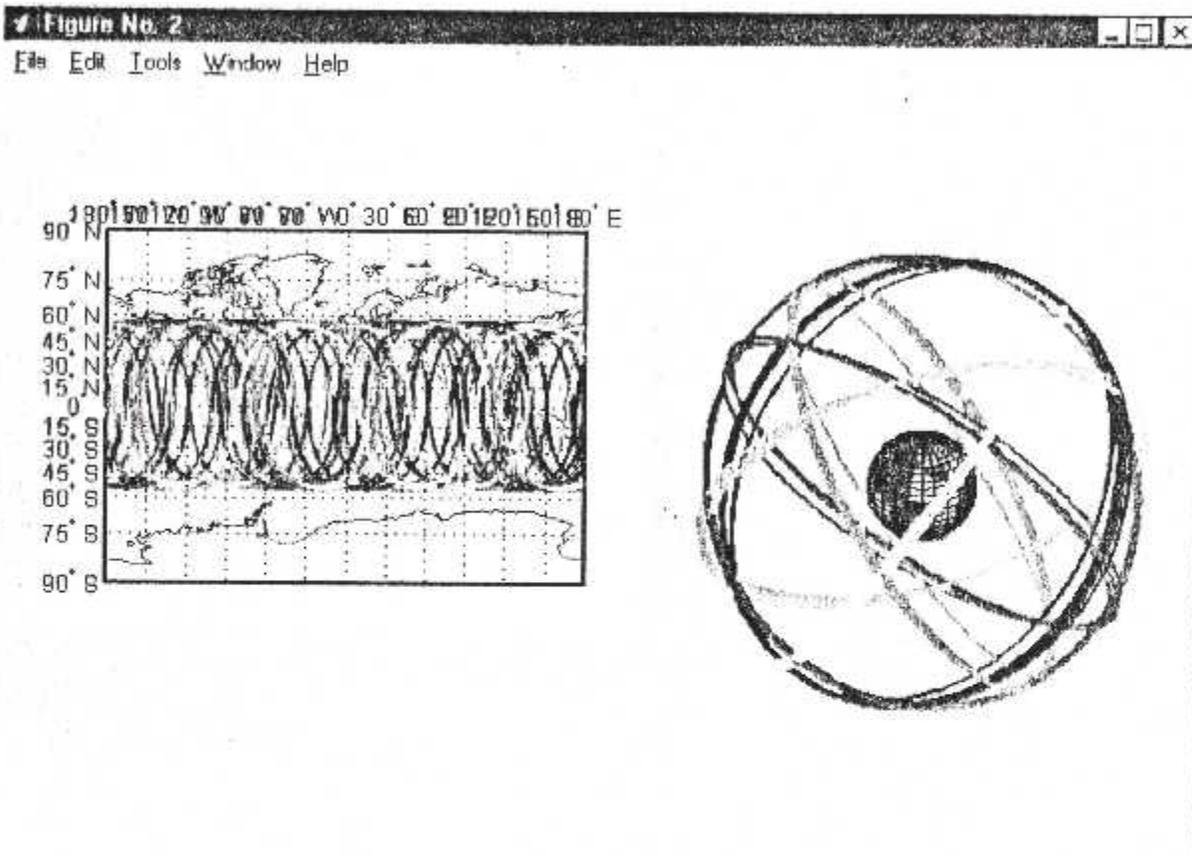


Fig.V.4 :la trajectoire de tout les satellite

N° Satellite :	8
L_inf :	0
L_sup :	24
OK	

Figure No. 3
File Edit Tools Window Help

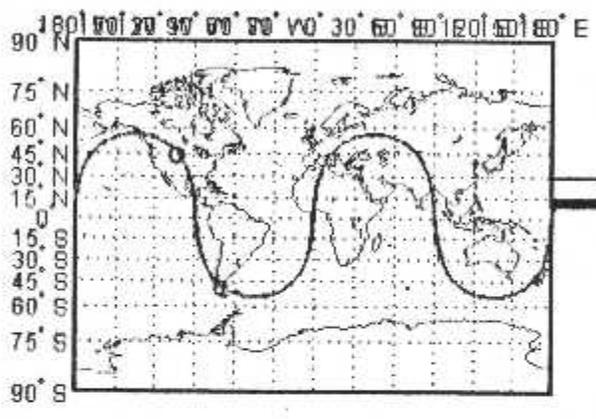


Fig.V.5 : le mouvement d'un seul satellite

➤ L'animation du mouvement des satellites pendant 24 heures

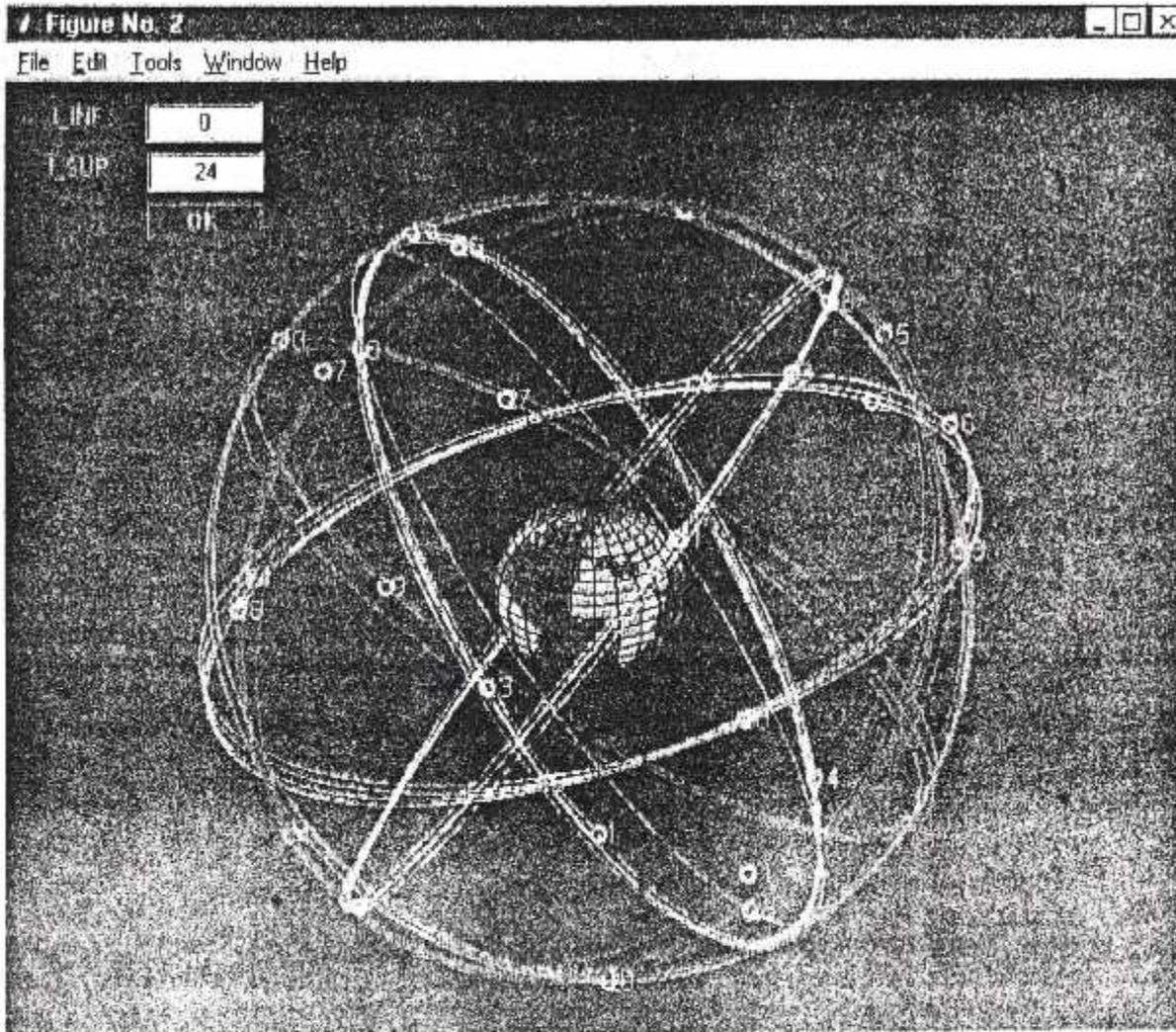


Fig.V.6 :la constellation

➤ Visibilité

D'après l'utilisation de latitude et longitude d'Alger, et avec des angles de masque de 5° , 10° et 15° durant les 24 heures on distincts la visibilité pour déterminer les différents satellites en vue.

* L'angle de masque de 5° :

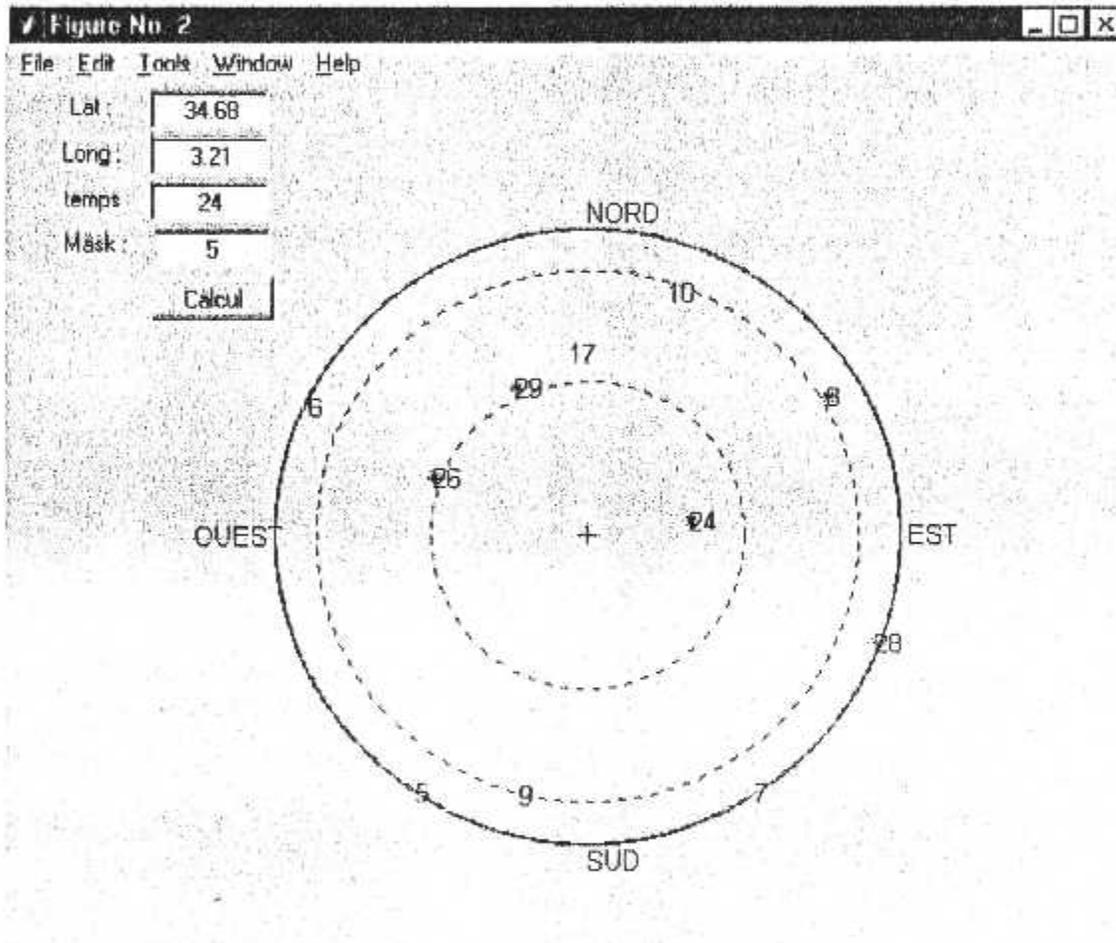


Fig.V.7 :la visibilité avec l'angle de masque de 5°

f: désigne les quatre meilleurs satellites qui sont en visibilité, c'est-à-dire c'est un indice de favorable.

TSAT : le vecteur des satellites en vue.

TSAT =

- 5
- 6
- 7
- 8
- 9
- 10
- 17
- 24
- 26
- 28
- 29

fSAT =

- 6
- 9
- 24
- 28

H =

0.6564	-0.6208	0.4287	1.0000
0.5621	0.1305	-0.8167	1.0000
0.5845	0.8059	0.0939	1.0000
-0.3604	0.8681	-0.3415	1.0000

CA

2.2556	0.8835	-0.1823	-1.1038
0.8835	1.1350	0.2940	-0.6078
-0.1823	0.2940	1.3264	0.1895
-1.1038	-0.6078	0.1895	0.8581

GDOP = 2.3612

PDOP = 2.1719

HDOP = 1.8413

VDOP = 1.1517

TDOP = 0.9263

*l'angle de masque de 10°

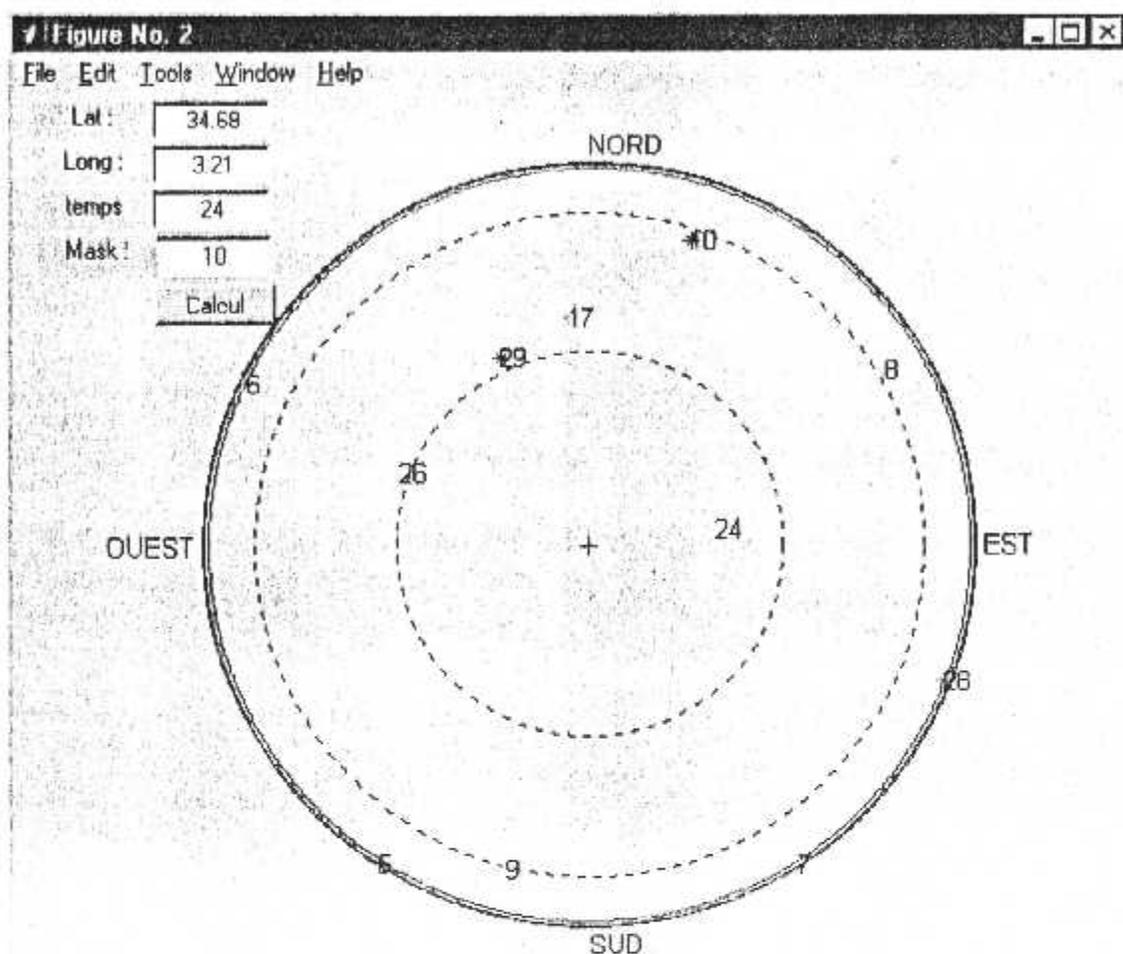


Fig.V.8 :la visibilité avec l'angle de maque de 10°

TSAT -

- 6
- 8
- 9
- 10
- 17
- 24
- 26
- 28
- 29

$\text{ISAT} =$

6

9

24

28

 $\text{PI} =$

0.6564 -0.6208 0.4287 1.0000

0.5621 0.1305 -0.8167 1.0000

0.5845 0.8059 0.0939 1.0000

-0.3604 0.8681 -0.3415 1.0000

 $\text{IA} =$

2.2556 0.8835 -0.1823 -1.1038

0.8835 1.1350 0.2940 -0.6078

-0.1823 0.2940 1.3264 0.1895

-1.1038 -0.6078 0.1895 0.8581

 $\text{IGDOP} =$

2.3612

 $\text{IPDOP} =$

2.1719

 $\text{PHDOP} =$

1.8413

 $\text{IVDOP} =$

1.1517

 $\text{ITDOP} =$

0.9263

*l'angle e masque de 15°:

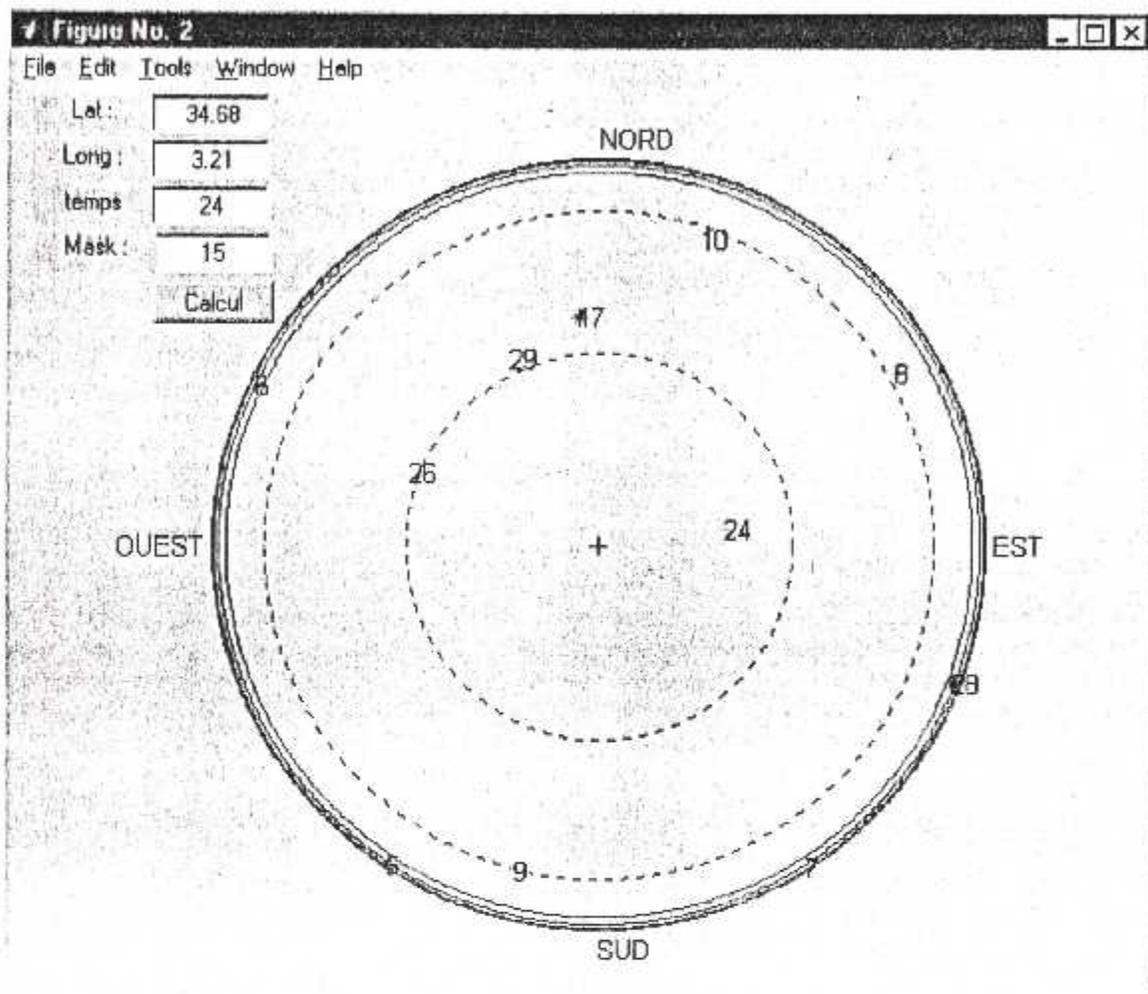


Fig.V.9 :la visibilité avec l'angle de maque de 15°

TSAT =

8

9

10

17

24

26

29

nSAT =

9

10

24

26

Π =

0.5621 0.1305 -0.8167 1.0000

0.2681 0.5012 0.8227 1.0000

0.5845 0.8059 0.0939 1.0000

0.9701 0.0786 0.2296 1.0000

Γ =

5.4382 2.1713 0.1881 -4.0807

2.1713 4.2631 -0.6017 -2.8610

0.1881 -0.6017 0.8669 0.0445

-4.0807 -2.8610 0.0445 3.7637

Γ GDOP =

3.7858

Π PDOP =

3.2509

Π IDOP =

3.1147

Γ VDOP =

0.9311

Γ TDOP =

1.9400

Remarque : on remarque que le nombre de satellite nSAT diminue en fonction de l'augmentation de l'angle de masque suivant 5°, 10° et 15°.

- ✓ Le calcul du DOP (GDOP) on déduisons les meilleurs 4 satellites qui sont en visibilité pendant une journée c-à-d 24 h.

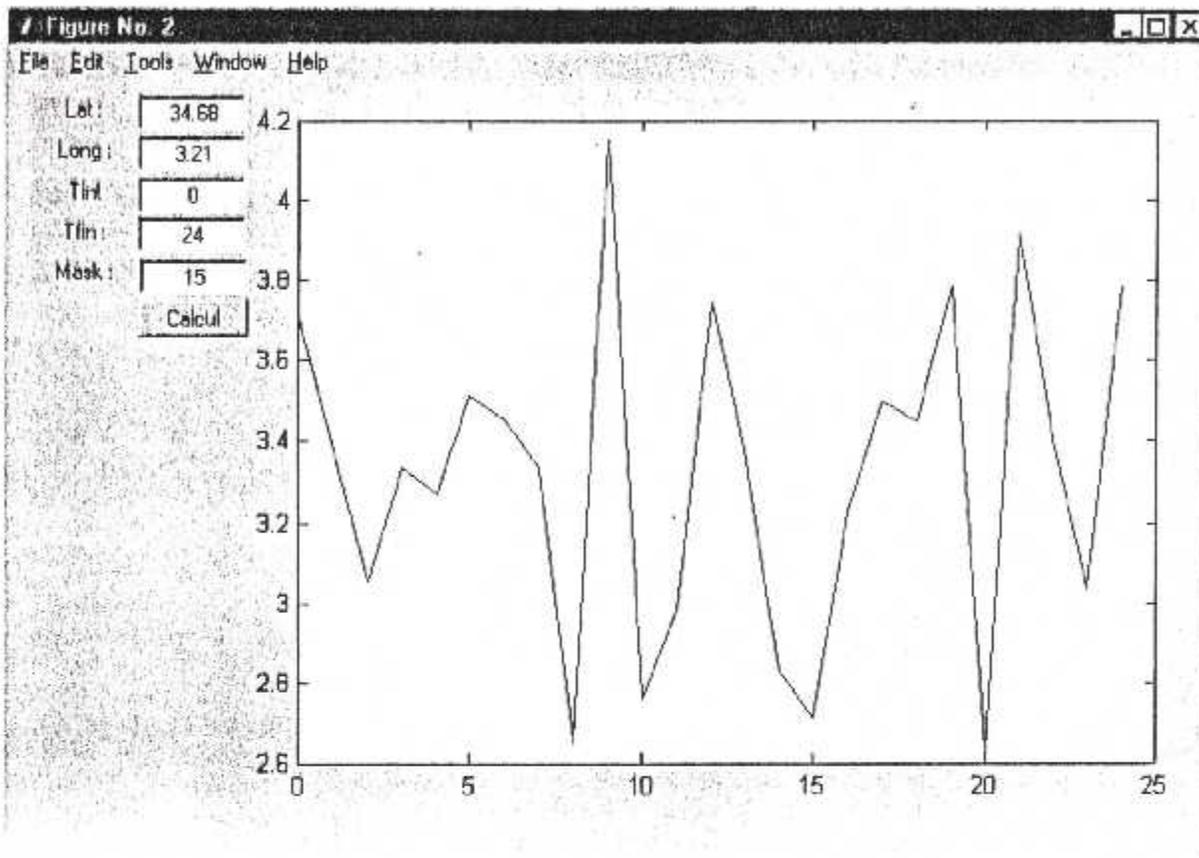


Fig.V.10 :la courbe du DOP

- ✓ Le nombre des satellites qui sont en visibilité pendant une journée c-à-d 24 h.

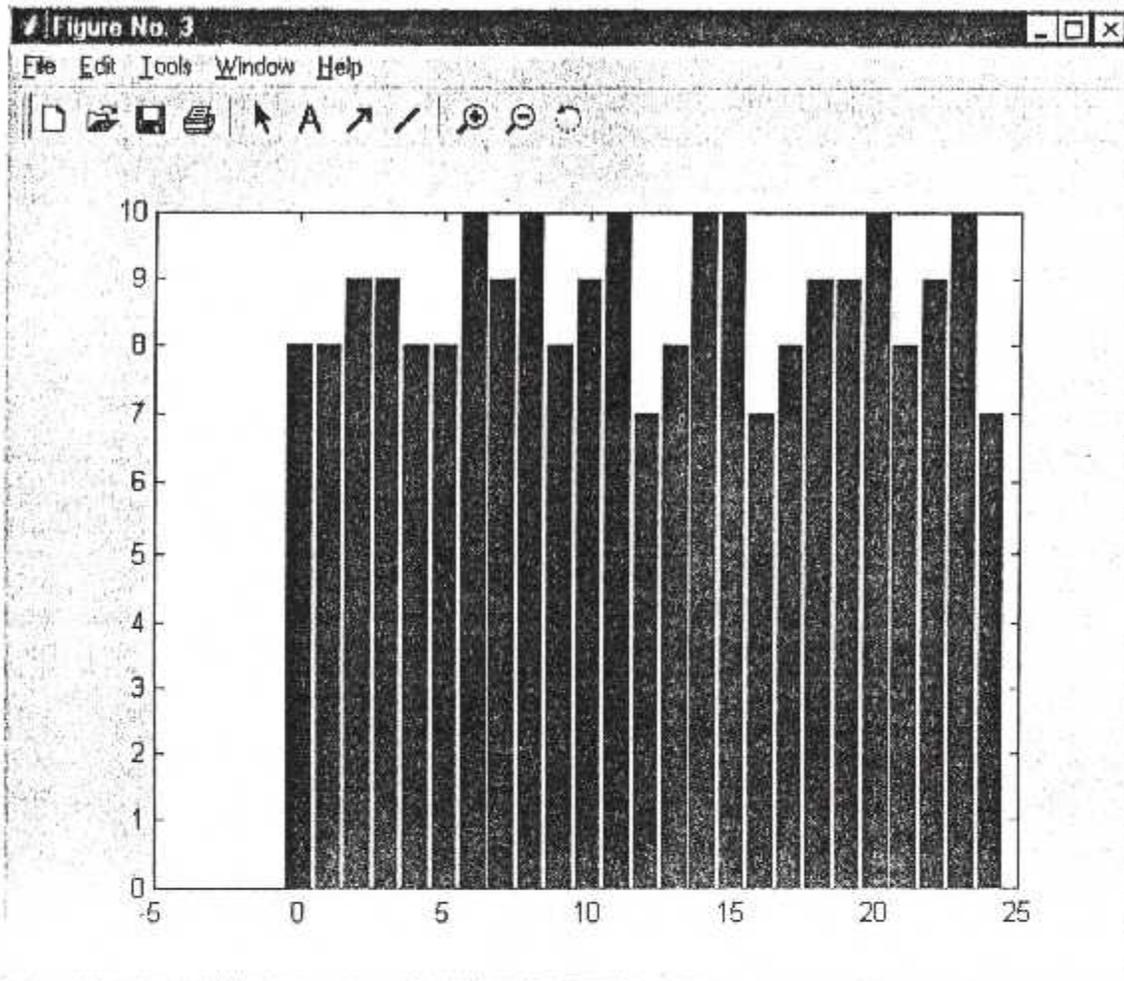


Fig.V.11 :Histogramme du DOP

- ✓ La couverture :

D'après le calcul du DOP (PDOP) de meilleurs quatre satellites pendant une journée c-à-d 24 h.

On obtient les résultats suivants :

IPDOP –

Columns 1 through 7

3.1970 2.9842 2.7272 2.8917 2.9554 3.1205 3.0553

Columns 8 through 14

2.9890 2.3949 3.5021 2.4737 2.6901 3.2222 2.9810

Columns 15 through 21

2.5970 2.4689 2.9115 3.1085 3.0565 3.3942 2.3839

Columns 22 through 25

3.3909 3.0877 2.7295 3.2509

couv = 100.0000 ; on peut dire qu'il y a une bonne couverture.

V.3-conclusion de simulation :

Cette simulation développe les différentes connaissances sur la précision de positionnement GPS .

Aussi par suite des résultats obtenus on a pu atteindre des formalités qui démontre la définition exacte de la précision et avec l'utilisation des paramètres d'Almanach sans les corrections exacte telle que les éphémérides qui limite et affirme des erreurs produite par des différents aspects.

Conclusion

A travers ce mémoire , nous avons essayé de mentionner les différents aspects de système GPS ,qui à un type d'orbite dont la précision est calculée spécifiquement à partir des données de la mission dues par la performance du positionnement , pour en avoir les connaissances au calcul d'orbite , disposer d'un logiciel adapté et d'une stratégie d'observation spécifique .

Ce qui nous a conduit à étudier la précision du positionnement qui dépend de la géométrie de la distribution de satellite et le coefficient d'affaiblissement de Dilution de la précision du temps pour connaître avec précision l'influence de divers paramètres (disponibilité, sélective, propagation...) sur la précision de positionnement GPS .

Ce modeste travail nous a permis de fixer le calcul du DOP; en outre les points d'appui dont les coordonnées seront fixées dans un calcul de double différence compte tenu de la dégradation SA , la difficulté rencontrée est relative au système qui dépend de la technique d'observation utilisée pour réaliser l'amélioration des techniques d'observation .

Aussi , les résultats obtenus montrent que le principe est de mesurer des distances d'un (ou plusieurs) récepteurs simultanément et d'en déduire à partir des coordonnées satellite, la position des utilisateurs.

ANNEXE A : Les paramètres de message de navigation

Paramètres	Définition
e	Excentricité
t_{0a}	Temps e référence Almanach (en sec)
i_0	Inclinaison au temps de référence (en rad)
$\dot{\Omega}$	Vitesse de l'ascension droite (en rad)
a	Demi grand axe de l'orbite (en mètre)
Ω_0	Ascension droite (en rad)
ω	Argument du périhélie (en rad)
M_0	Anomalie moyenne (en rad)
af_1	Coefficient d'ordre 1 du modèle 'horloge (en sec/sec)
af_0	Coefficient d'ordre 0 du modèle 'horloge (en sec)

Tableau .1 : paramètres d'Almanach

Paramètres	Définition
af_2	coefficient d'ordre 2 du modèle de temps (en sec/sec ²)
af_1	coefficient d'ordre 1 du modèle de temps (en sec/sec)
af_0	coefficient d'ordre 0 du modèle de temps (en sec)
t_{0c}	temps de référence d'horloge (en sec)
t_{gd}	temps du groupe satellite (en sec)
IODC	date de la semaine pour laquelle les paramètres de correction ont été calculés

Tableau .2 : paramètres d'horloge du satellite

Paramètres	Définition
A_0	coefficient d'ordre 0 du modèle pour le temps universel (en sec)
A_1	coefficient d'ordre 1 du modèle pour le temps universel (en sec/sec)
t_{0t}	temps de référence pour les données UTC (en sec)
W_N	semaine de référence (en semaine)
W_{NLSF}	numéro de la semaine du futur delta temps (en semaine)
DN	numéro du jour du futur delta (en jour)
Δt_{LSF}	futur delta temps (en sec)
Δt_{LS}	Utur elta temps (en sec)

Tableau.3 :paramètres UTC.

Paramètre	Définition
α_0	Coeff. D'ordre 0 de l'équation de l'amplitude du délai vertical (en sec)
α_1	Coeff. D'ordre 1 de l'équation de l'amplitude du délai vertical (en sec/rad)
α_2	Coeff. D'ordre 2 de l'équation de l'amplitude du délai vertical (en sec/rad ²)
α_3	Coeff. D'ordre 3 de l'équation de l'amplitude du délai vertical (en sec/rad ³)
β_0	Coeff. d'ordre 0 de l'équation de la période du délai vertical (en sec)
β_1	Coeff. d'ordre 1 de l'équation de la période du délai vertical (en sec/rad)
β_2	Coeff. d'ordre 2 de l'équation de la période du délai vertical (en sec/rad ²)
β_3	Coeff. d'ordre 3 de l'équation de la période du délai vertical (en sec/rad ³)

Tableau.4 :paramètres de correction ionosphérique

ANNEXE B : Calcul des correction troposphérique et ionosphérique

$$\Delta p = 10^{-6} \times N_1 \times \sum_{j=1}^9 A_{j1} \times \frac{R_1^j}{j} + 10^{-6} \times N_2 \times \sum_{j=1}^9 A_{j2} \times \frac{R_2^j}{j}$$

$$N_1 = 77.624 \frac{P}{T}$$

$$N_2 = -12.92 \times \frac{P_p}{T} + 3.719 \times 10^5 \times \frac{P_p}{T^2}$$

$$R_i = \sqrt{(a_e + h_i)^2 - a_e^2 \cos^2(ELv)} - a_e \times \sin(ELv), \quad i=1, 2$$

$$h_1 = 5 \times \frac{0.002277 \times P}{N_1 \times 10^{-6}}$$

$$h_2 = 5 \times \frac{0.002277}{N_1 \times 10^{-6}} \left(\frac{1255}{T} + 0.5 \right) \times P_p$$

$$A_{1i} = 1 \quad A_{2i} = 4 \times a_i \quad A_{3i} = 6 \times a_i^2 + 4 \times b_i \quad A_{4i} = 4 \times a_i \times (a_i^2 + 3 \times b_i)$$

$$A_{5i} = a_i^4 + 12 \times a_i^2 \times b_i + 6 \times b_i^2 \quad A_{6i} = 4 \times a_i \times b_i \times (a_i^2 + 3 \times b_i)$$

$$A_{7i} = b_i^2 \times (6 \times a_i^2 + 4 \times b_i) \quad A_{8i} = 4 \times a_i \times b_i^3 \quad A_{9i} = b_i^4$$

$$a_i = -\sin(ELv) / h_i \quad b_i = -\cos^2(ELv) / 2 \times a_e \times h_i$$

$$P_p = 6.108 \times RH \times \exp\left(\frac{17.15 \times T - 4684}{T - 38.45}\right)$$

cT_{trop} = correction sur la distance (en mètres)

$$i = \begin{cases} 1 & \text{composante sèche} \\ 2 & \text{composante humide} \end{cases} \quad T : \text{température au sol (en } ^\circ\text{K)}$$

P : pression atmosphérique (en mbar) ; P_p : pression partielle de vapeur d'eau (en mbar)

ELv : angle d'élévation ; a_e : demi-grand axe de l'ellipsoïde terrestre

RH : humidité relative.

Tableau B.1 : Modèle de Goad et Goodman

$$T_{\text{iono}} = \left\{ \begin{array}{l} F \times \left[5 \times 10^{-9} + \text{AMP} \times \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right] , |x| < 1.57 \\ F \times (5 \times 10^{-9}) , |x| \geq 1.57 \end{array} \right\} \text{ : la correction (en sec)}$$

Où

$$\text{AMP} = \left\{ \begin{array}{l} \sum_{n=0}^3 \alpha_n \times \varphi_m^n , \text{AMP} \geq 0 \\ \text{Si AMP} < 0 , \text{AMP} = 0 \end{array} \right\} \text{ : l'amplitude (en sec)}$$

$$x = \frac{2 \times \pi (t_1 - 50400)}{\text{PER}} \text{ : la phase (en rad)}$$

$$\text{PER} = \left\{ \begin{array}{l} \sum_{n=0}^3 \beta_n \times \varphi_m^n , \text{PER} \geq 72000 \\ \text{Si PER} < 72000 , \text{PER} = 72000 \end{array} \right\} \text{ : La période (en sec)}$$

$$F = 1 + 16 \times [0.53 - \text{Elv}]^3$$

α_n et β_n : données transmises par le satellite avec $n=0,1,2,3$

$$\varphi_m = \varphi_i + 0.064 \times \cos(\lambda_i - 1.617) \text{ : (en demi-cercle)}$$

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\psi \sin(\Lambda)}{\cos \varphi_i} \text{ : (en demi-cercle)}$$

$$\varphi_i = \left\{ \begin{array}{l} \varphi_u + \psi \cos(\Lambda) , |\varphi_i| \leq 0.416 \\ \text{Si } \varphi_i > +0.416 , \varphi_i = +0.416 \\ \text{Si } \varphi_i < -0.416 , \varphi_i = -0.416 \end{array} \right\} \text{ : (en demi-cercle)}$$

$$\psi = \frac{0.00137}{\text{Elv} + 0.11} - 0.022 \text{ : (en demi-cercle)}$$

$$t_1 = (4.32 \times 10^4 \times \lambda_i + t_{\text{gps}}) \text{ modulo } 86400 \text{ : (en sec)}$$

Tableau B.2 : Correction ionosphérique : Modèle de Klobuchar

Les termes utilisés dans le modèle ci-dessus sont définis comme suit :

- Termes transmis du satellite : α_n et β_n .
 - Termes générés par le récepteur :
 - ✓ Elv : angle d'élevation du satellite ;
 - ✓ A : azimut du satellite ;
 - ✓ φ_u : latitude WGS-84 de l'utilisateur ;
 - ✓ λ_u : longitude WGS-84 de l'utilisateur ;
 - ✓ t_{gps} : temps GPS ;
 - Termes calculés :
 - ✓ x : phase ;
 - ✓ F : facteur oblique ;
 - ✓ t_l : temps local ;
 - ✓ φ_m : latitude géomagnétique de la projection du point d'intersection ionosphérique ;
 - ✓ λ_i : longitude géomagnétique de la projection terrestre du point d'intersection ionosphérique ;
 - ✓ φ_i : latitude géomagnétique de la projection du point d'intersection ionosphérique ;
 - ✓ ψ : angle géocentrique de la Terre entre la position de l'utilisateur et la projection terrestre du point d'intersection ionosphérique ;
-

ANNEXE C : CALCUL DE L'ECART DU TEMPS GPS/UTC

Le temps UTC est une échelle de temps maintenue par une organisation internationale (IERS : International Earth Rotation Service) ,à l'aide de batteries d'horloges très précises et liée à la rotation de la terre ce qui entraîne de temps en temps des recalages discrets (quelques secondes). GPS NAVSTAR, en liaison avec cette organisation , détermine le décalage de son temps par rapport à UTC et transmet dans les données de navigation les coefficients d'un modèle permettant de passer du temps GPS au temps UTC , l'erreur devant être inférieure à 180 nsec (à95%) .

L'algorithme de calcul de l'écart GPS/UTC est différent suivant que l'instant présent est avant ou après le temps de référence t_{ref} du modèle qui est donné par :

$$t_{ref} = DN + 8 \times WN_{lsf} \quad (\text{en jour}) \quad C.1$$

où DN le numéro de jour et WN_{lsf} le numéro de semaine .

Trois cas sont considérés :

✓ t est antérieure à t_{ref} :

$$t_{UTC} = (t - \Delta t_{UTC}) \text{ modulo } 86400 \text{sec} \quad C.2$$

avec :

$$\Delta t_{UTC} = \Delta t_{LS} + \Delta_0 + \Delta_1 \times [t - t_{0c} + 604800 \times (WN - WN_1)] \quad C.3$$

Les termes Δt_{LS} , Δ_0 , Δ_1 , t_{0c} et WN_1 sont contenus dans le message des données et sont définis , le terme WN représente le numéro de la semaine courante.

✓ t est postérieure à t_{ref} :

On utilise le même algorithme qui est en haut en remplaçant Δt_{LS} par Δt_{LSr}

✓ t est compris entre $t_{ref} + \frac{3}{4}$ et $t_{ref} + \frac{5}{4}$:

Ici, on tient compte d'une possible traversée de fin de semaine. L'algorithme est donné comme suit .

$$t_{UTC} = W \text{ modulo } (86400 + \Delta t_{LSr} - \Delta t_{LS}) \quad C.4$$

avec :

$$W = (t - \Delta t_{UTC} - 43200) \text{ modulo } 86400 + 43200 \text{ sec} \quad C.5$$

ANNEXE D : Les données de précision et l'erreur

Type d'horloge	Précision relative
montre de poignet à quartz	10^{-6}
récepteur GPS	$10^{-6} - 10^{-7}$
horloge	10^{-9}
Césium	$10^{-12} - 10^{-13}$
Maser hydrogène	$10^{-15} - 10^{-16}$

Tableau C.1 : Précision relative de différents type d'horloge

Cause de l'erreur	Précision relative
donnée des éphémérides	2m
horloge des satellites	2m
Erreur due à la traversée de la ionosphère	2m
Erreur due à la traversée de la troposphère	2m
Multipath (réflexion du signal sur des obstacle)	2m
URE	2m

Tableau C.2 : Répartition des erreurs dans la détermination

ANNEXE E : Extrait d'un almanach

Un almanach des satellites GPS contient des données de l'orbite et de la position des satellites, qui sont déterminées ci-dessous à chaque PRN. Ces données sont mises à jour chaque semaine et sont publiées sur Internet :

```

***** Week 223 almanac for PRN-01 *****
ID: 01
Health: 000
Eccentricity: 0.5323410034E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9771721272
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7646032774E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.588379
Right Ascen at Week(rad): -0.1341851192E+000
Argument of Perigee(rad): -1.722473920
Mean Anom(rad): -0.1665878044E+001
Af0(s): 0.3185272217E-003
Af1(s/s): 0.0000000000E+000
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-02 *****
ID: 02
Health: 000
Eccentricity: 0.2311754227E-001
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9319556466
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8046049436E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.733398
Right Ascen at Week(rad): 0.1841005769E+001
Argument of Perigee(rad): -1.738708051
Mean Anom(rad): -0.2838680134E+001
Af0(s): -0.2326965332E-003
Af1(s/s): -0.7275957614E-011
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-03 *****
ID: 03
Health: 000
Eccentricity: 0.5170022144E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9295168568
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8114623721E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.602051
Right Ascen at Week(rad): 0.2912887953E+001
Argument of Perigee(rad): 0.521262101
Mean Anom(rad): 0.2605861099E+000
Af0(s): 0.6675720215E-004
Af1(s/s): 0.5637978807E-011
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-04 *****
ID: 04
Health: 000
Eccentricity: 0.6559848785E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9623356567
Rate of Right Ascen(r/s): 0.8171768958E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.684570
Right Ascen at Week(rad): 0.2229050103E+001

```

```

Argument of Perigee(rad): -0.139702357
Mean Anom(rad): -0.2608276294E+001
Af0(s): -0.1907348633E-004
Af1(s/s): -0.7275957614E-011
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-05 *****
ID: 05
Health: 000
Eccentricity: 0.5033016205E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9353031349
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8057478483E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.546387
Right Ascen at Week(rad): 0.1865353595E+001
Argument of Perigee(rad): 0.802808621
Mean Anom(rad): -0.2954360486E+001
Af0(s): 0.7629394531E-005
Af1(s/s): 0.0000000000E+000
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-06 *****
ID: 06
Health: 000
Eccentricity: 0.6373882294E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9370489422
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8046049436E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.565430
Right Ascen at Week(rad): 0.2964628720E+001
Argument of Perigee(rad): -2.036722768
Mean Anom(rad): -0.1770029946E+001
Af0(s): -0.1907348633E-005
Af1(s/s): 0.0000000000E+000
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-07 *****
ID: 07
Health: 000
Eccentricity: 0.1263666153E-001
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9387147495
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8023191341E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.644043
Right Ascen at Week(rad): 0.2936371416E+001
Argument of Perigee(rad): -1.855935866
Mean Anom(rad): 0.3833873389E+000
Af0(s): 0.6437301636E-003
Af1(s/s): 0.0000000000E+000
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-08 *****
ID: 08
Health: 000
Eccentricity: 0.9053707123E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9632164973
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8011762293E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.632812
Right Ascen at Week(rad): 0.9222711196E+000
Argument of Perigee(rad): 2.350649914
Mean Anom(rad): -0.1603197551E+001
Af0(s): 0.3976821899E-003
Af1(s/s): -0.3637978807E-011
week: 223

```

```

***** Week 223 almanac for PRN-09 *****
ID: 09
Health: 000
Eccentricity: 0.1510429382E-001
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9500038893
Rate of Right Ascen(r/s): 0.9160339911E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.675293
Right Ascen at Week(rad): 0.8561319037E+000
Argument of Perigee(rad): 1.010555908
Mean Anom(rad): -0.1957809543E+001
Af0(s): -0.1907348633E-004
Af1(s/s): 0.0000000000E+000
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-10 *****
ID: 10
Health: 000
Eccentricity: 0.5672454834E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9806535445
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7726036106E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.572266
Right Ascen at Week(rad): -0.1194446349E+001
Argument of Perigee(rad): 0.224503481
Mean Anom(rad): 0.1538646771E+001
Af0(s): 0.3520594971E-004
Af1(s/s): 0.0000000000E+000
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-11 *****
ID: 11
Health: 000
Eccentricity: 0.2429008484E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9096170514
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8674647048E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.629883
Right Ascen at Week(rad): -0.2347313431E+001
Argument of Perigee(rad): -0.101375682
Mean Anom(rad): -0.9391029634E+000
Af0(s): 0.6106231689E-004
Af1(s/s): 0.3637948807E-011
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-13 *****
ID: 13
Health: 000
Eccentricity: 0.1944065094E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9813845822
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7600316584E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.712402
Right Ascen at Week(rad): 0.1521431057E+000
Argument of Perigee(rad): 0.700796277
Mean Anom(rad): 0.1709592679E+001
Af0(s): 0.3147125244E-004
Af1(s/s): 0.0000000000E+000
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-14 *****
ID: 14
Health: 000
Eccentricity: 0.1449108124E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000

```

```

Orbital Inclination(rad): 0.9758658467
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7680319916E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.710449
Right Ascen at Week(rad): -0.1604740146E+000
Argument of Perigee(rad): -1.379709359
Mean Anom(rad): -0.1959368341E+000
Af0(s): -0.1811981201E-004
Af1(s/s): 0.0000000000E+000
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-15 *****
ID: 15
Health: 000
Eccentricity: 0.8486270905E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9692445624
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8114623721E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.692383
Right Ascen at Week(rad): -0.2177819789E+001
Argument of Perigee(rad): 2.164437155
Mean Anom(rad): -0.1713069300E+001
Af0(s): 0.1945495605E-003
Af1(s/s): 0.3637978807E-011
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-16 *****
ID: 16
Health: 000
Eccentricity: 0.1994609833E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9607357627
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7783181344E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.669922
Right Ascen at Week(rad): 0.1932774971E+001
Argument of Perigee(rad): -1.582038653
Mean Anom(rad): 0.2654380357E+001
Af0(s): 0.1430511475E-004
Af1(s/s): 0.0000000000E+000
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-17 *****
ID: 17
Health: 000
Eccentricity: 0.1584781876E-001
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9732750885
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8091765626E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.009766
Right Ascen at Week(rad): 0.213640172E+001
Argument of Perigee(rad): 2.835338033
Mean Anom(rad): -0.1185363805E+001
Af0(s): 0.4386901855E-004
Af1(s/s): 0.2182787284E-010
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-18 *****
ID: 18
Health: 000
Eccentricity: 0.445089569E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.964191116
Rate of Right Ascen(r/s): 0.888041771E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.587931
Right Ascen at Week(rad): -0.1159152807E+001
Argument of Perigee(rad): -2.953341827

```

```

Mean Anom(rad):      0.3073926349E+001
Af0(s):              0.9536743164E-006
Af1(s/s):           0.0000000000E+000
week:                223
***** Week 223 almanac for PRN-20 *****
ID:                  20
Health:              000
Eccentricity:        0.1926898956E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9643190460
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7908900866E-008
SQRT(A) (m 1/2):     5153.717285
Right Ascen at Week(rad): -0.1211409271E+001
Argument of Perigee(rad): 1.686227258
Mean Anom(rad):      0.2332905022E+001
Af0(s):              -0.2012252808E-003
Af1(s/s):            0.0000000000E+000
week:                223
***** Week 223 almanac for PRN-21 *****
ID:                  21
Health:              000
Eccentricity:        0.8069030391E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9558941359
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8240343243E-008
SQRT(A) (m 1/2):     5153.662598
Right Ascen at Week(rad): -0.2203277653E+001
Argument of Perigee(rad): 2.938601980
Mean Anom(rad):      -0.1749867611E+001
Af0(s):              0.6771087646E-004
Af1(s/s):            0.0000000000E+000
week:                223
***** Week 223 almanac for PRN-23 *****
ID:                  23
Health:              000
Eccentricity:        0.1657770064E-001
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9843566700
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7668890869E-008
SQRT(A) (m 1/2):     5153.812012
Right Ascen at Week(rad): -0.1143339248E+001
Argument of Perigee(rad): 1.635457212
Mean Anom(rad):      0.9940790972E+000
Af0(s):              -0.7724761963E-004
Af1(s/s):            -0.4001776688E-010
week:                223
***** Week 223 almanac for PRN-24 *****
ID:                  24
Health:              000
Eccentricity:        0.9677886963E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9725701848
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8060907531E-008
SQRT(A) (m 1/2):     5153.749023
Right Ascen at Week(rad): -0.2204139768E+001
Argument of Perigee(rad): -1.441563314
Mean Anom(rad):      0.1980498777E+001
Af0(s):              0.8018864258E-004
Af1(s/s):            0.3637970807E-011
week:                223
***** Week 223 almanac for PRN-25 *****

```

```

ID: 25
Health: 000
Eccentricity: 0.1080465317E-001
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9430710152
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8217485148E-000
SQRT(A) (m 1/2): 5153.513184
Right Ascen at Week(rad): 0.8076431319E+000
Argument of Perigee(rad): -1.652347479
Mean Anom(rad): -0.1248446892E+001
Af0(s): 0.5626678467E-004
Af1(s/s): 0.0000000000E+000
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-26 *****
ID: 26
Health: 000
Eccentricity: 0.1480913162E-001
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9797786961
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7646032774E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.574219
Right Ascen at Week(rad): -0.1490571678E+000
Argument of Perigee(rad): 0.537677119
Mean Anom(rad): -0.1802191486E+000
Af0(s): 0.4863739014E-003
Af1(s/s): -0.7275957614E-011
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-27 *****
ID: 27
Health: 000
Eccentricity: 0.1764726639E-001
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9475830759
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8148910863E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.540527
Right Ascen at Week(rad): 0.8351611593E+000
Argument of Perigee(rad): -2.236747721
Mean Anom(rad): -0.2736881633E+001
Af0(s): 0.8325576782E-003
Af1(s/s): 0.1818989404E-010
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-28 *****
ID: 28
Health: 000
Eccentricity: 0.8086204529E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9586684839
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7817468466E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.644043
Right Ascen at Week(rad): 0.1943659644E+001
Argument of Perigee(rad): -2.432202939
Mean Anom(rad): 0.209230524E+001
Af0(s): 0.6675720215E-005
Af1(s/s): 0.3637978807E-011
week: 223
***** Week 223 almanac for PRN-29 *****
ID: 29
Health: 000
Eccentricity: 0.8138550385E-002
Time of Applicability(s): 319488.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9767406951

```

Rate of Right Ascen(r/s): -0.7668890869E-008
 SQRT(A) (m 1/2): 5153.644043
 Right Ascen at Week(rad): -0.1810857579E+000
 Argument of Perigee(rad): -1.518011367
 Mean Anom(rad): 0.2182746003E+001
 Af0(s): 0.1792907715E-003
 Af1(s/s): 0.1091393642E-010
 week: 223
 ***** Week 223 almanac for PRN-30 *****
 ID: 30
 Health: 000
 Eccentricity: 0.7328510284E-002
 Time of Applicability(s): 319488.0000
 Orbital Inclination(rad): 0.9423519617
 Rate of Right Ascen(r/s): -0.7988904198E-008
 SQRT(A) (m 1/2): 5153.677734
 Right Ascen at Week(rad): 0.1905446819E+001
 Argument of Perigee(rad): 1.283608234
 Mean Anom(rad): 0.2293445089E-001
 Af0(s): 0.6685256958E-003
 Af1(s/s): 0.2182787284E-010
 week: 223
 ***** Week 223 almanac for PRN-31 *****
 ID: 31
 Health: 000
 Eccentricity: 0.1200819016E-001
 Time of Applicability(s): 319488.0000
 Orbital Inclination(rad): 0.9381634751
 Rate of Right Ascen(r/s): -0.8034620388E-008
 SQRT(A) (m 1/2): 5153.731445
 Right Ascen at Week(rad): 0.2935384590E+001
 Argument of Perigee(rad): 0.952098357
 Mean Anom(rad): -0.7607979202E+000
 Af0(s): 0.4348754883E-003
 Af1(s/s): 0.0000000000E+000
 week: 223

Le glossaire du GPS

Le développement des techniques du positionnement par satellites (Global Navigation Satellite Systems [GNSS]) s'est accompagné de terminologies qui leur sont propres, selon leurs utilisations et leurs applications.

- **Almanach**

Un almanach est un ensemble de données qu'un récepteur GPS utilise pour estimer la position approchée d'un satellite de navigation et les corrections à apporter aux horloges du satellite. Chaque satellite GPS contient et transmet les données d'almanach de la constellation de satellites toute entière.

- **Anti-Spoofing [AS]**

Ce dispositif est un procédé permettant le cryptage du code-P, afin d'empêcher d'éventuelles forces militaires adversaires de toute copie. Crypté, le code-P est identifié alors sous le nom code-Y.

- **BPSK (Bipolar Biphase Shift Key)**

Le BPSK est une méthode de modulation employée pour l'encodage des phases porteuses d'un signal GPS, qui utilise une transition de tops binaires se traduisant par un déplacement à 180° de la phase porteuse.

- **Code C/A (clear access : accès libre) (Clear Acquisition)**

Le code C/A consiste en une séquence de 1023 bits (0 ou 1) dont la période de répétition est d'une milliseconde. Chaque satellite émet une séquence exclusive de 1023 bits, ce qui permet au récepteur GPS de l'identifier. Le code C/A ne module que la fréquence porteuse L1 des satellites GPS. Ce code permet au récepteur de se verrouiller rapidement sur un satellite.

- **Constellation**

Le mot constellation fait référence pour le GPS à l'ensemble des satellites en orbite autour de la Terre utilisé pour le calcul des positions par référence à leurs positions relatives. La géométrie créée par la position relative de ces satellites doit assurer la plus grande probabilité d'une couverture satellite minimale, même en cas de pannes de l'un ou de plusieurs d'entre eux.

- **Coordonnées géodésiques**

Système de coordonnées dont les composantes sont la latitude, la longitude et la hauteur géodésique. La latitude est l'angle formé en perpendiculaire avec l'ellipsoïde. La longitude est l'angle mesuré sur le plan XY.

- **ECEF (Earth Centered, Earth Fixed)**

Système de coordonnées cartésiennes dans lequel la direction X est celle de l'intersection du premier méridien (Greenwich) et de l'Équateur. Z est la direction de l'axe de rotation. L'axe Y est situé à 90° Ouest de l'axe X, formant ainsi un système de coordonnées à angle droit.

- **Éphémérides**

Les éphémérides sont un ensemble de paramètres utilisé par un récepteur de positionnement global par satellites pour prévoir l'emplacement d'un satellite et le comportement de ses horloges. Chaque satellite contient et transmet des données d'éphémérides relatives à son orbite et son horloge. Les données d'éphémérides sont plus précises que les données d'almanach mais leur usage est limitée de quatre à six heures. Les éphémérides sont transmises par les satellites toutes les 30 secondes.

- **GPS (Semaine)**

L'ère GPS a commencé à minuit, dans la nuit du samedi au dimanche 6 janvier 1980. La semaine GPS est le nombre total de semaines pleines depuis l'instant zéro de la création du GPS.

- **Masque d'altitude**

Le masque d'altitude est un paramètre réglable des récepteurs GPS qui spécifie la hauteur minimale (en degrés) d'un satellite au-dessus de l'horizon avant que ses signaux ne puissent être utilisés dans le calcul de la position. Les satellites à basse altitude (5 degrés ou moins) émettent des signaux relativement faibles et sont sujets à des distorsions et erreurs diverses.

- **NAVSTAR (NAVigation Satellite for Timing And Ranging)**

NAVSTAR est la première appellation donnée au système de positionnement global par satellite par le ministère de la défense américain (GPS actuel). On utilise encore parfois NAVSTAR soit seul, soit avec GPS (NAVSTAR GPS).

- **PPS (Système de positionnement précis)**

Il s'agit de la mesure GPS la plus précise, réservée à des utilisateurs autorisés, généralement les militaires.

- **SA (Selective Availability - Disponibilité sélective)**

Le SA est un procédé où le département de la Défense américain "trouble" volontairement l'horloge du satellite et/ou diffuse des données d'éphéméride orbitale erronées pour créer une erreur de pseudo-distance, afin d'empêcher d'éventuels adversaires des Etats-Unis d'utiliser des données de positionnement GPS extrêmement précises.

- **SPS (Système de positionnement standard)**

Le SPS est moins précis que le GPS et est disponible gratuitement à quiconque utilise un récepteur GPS.

- **UTC (Universal Time Coordinated - Coordonnées Temps universel)**

L'UTC est le temps tel que défini par l'observatoire de la marine américaine. A cause des variations de la rotation de la Terre, l'UTC est parfois ajusté par une seconde entière. L'accumulation de ces ajustements comparée au temps GPS, qui fonctionne de façon continue, a provoqué un décalage entre le temps GPS et l'UTC. Après une prise en compte de quelques secondes et des ajustements compris dans le message de navigation, le temps GPS peut être rapproché à l'UTC à 20 nanosecondes près.

Bibliographie

[1] **GPS Localisation et Navigation (1997).**

Botton Serge, DuQuenne Française,
Egels Yves, Even Michel, Willis Pascal .

[3] **Dasaut Servel (Avril 1989) .**

Introduction au système GPS et l'emploi des récepteurs sercel.

[2] **Benchikh saliha.(2000)**

“ Positionnement par le GPS différentiel (DGPS) applique a la navigation aérienne” .Thèse de Magister. Département de navigation aérienne ,institut d'aéronautique, université de Blida .

[3] **Kabri nadia .(1999)**

“ Algorithme e calcul de corrections différentielles GPS en utilisant le filtre de Kalman ” . Thèse d'ingénieur d'état en navigation aérienne ,institut d'aéronautique, université de Blida .

[4] **Site Internet .**

GIBS,Current GPS Almanac :http://www.gib.leipzig.ifa.de/egibin/gp_almanac.cgi?en

[http:// www.google.fr](http://www.google.fr) .
