

République Algérienne Démocratique et populaire

Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche
Scientifique

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

FACULTES DES SCIENCES DE L'INGENIEUR

DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

OPTION : INSTALLATION - NAVIGATION AERIENNE

PROJET DE FIN D'ETUDES

Pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en aéronautique

Elaboration d'un outil de simulation
des signaux GPS

Présenté par :

EMZIANE Abd El Hamid

Promoteur:

Mr: M. LAGHA

Copromoteur:

Mr: A. ZABOT



Promotion 2004

REMERCIEMENT



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

Nous tenons à exprimer nos profondes gratitudes à:

Mr. le promoteur LAGHA .M qui ma aider durant l'élaboration de ce mémoire .

Mr. Le Copromoteur ZABOT. A.

Et je remercie Mr. MEGUELATI et Mr. ISTAMBOULI .

Nous remercions vivement tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à l'élaboration de ce travail.

Nous remercions aussi tous les enseignants qui ont participé à notre formation .

DEDICACES

*Avant tous je remercie DIEU , qui ma donner le courage , la confiance,
la sagesse de bien terminer ce travail*

*Je dédie ce mémoire,
A mes très chers parents qui m'ont soutenus depuis le début de mes
études,*

*A mes parents Larbi et Samia , pour qui j'ai une pensée profonde,
A mes frères HICHEM, Chemesse El Dinne, Abdel ILAHE,
A mes soeurs : Hadjer et Loubna,*

*Comme je le dédie à
A mes oncles et tantes, mes cousins et cousines*

Je n'oublierai pas mes amis :

*A mes collègues de l'institut d'aéronautique sans exception
Et tout mes collègues du ICT .*

Abd ELHAMID

Sommaire

Résumé.....	1
Introduction générale.....	2
CHAPITRE I : Vue d'ensemble sur le système GPS	
I-1- Introduction	3
I-2- Historique	4
I-3- Les segments du système	4
I-3-1- Le segment spatial	5
I-3-1-1- Types de satellites	6
I-3-1-2 Identification des satellites.....	6
I-3-1-3- Le signal du satellite.....	7
I-3-1-4- Les dégradations volontaires du système.....	7
I-3-2- Le segment de contrôle.....	8
I-3-3- Le segment utilisateur	9
I-3-3-1- Types de positionnement absolu.....	9
I-3-3-2- Le positionnement relatif.....	10
I-3-3-3- Type de récepteur	11
I-3-3-3-1- Les récepteur mono - fréquence	11
I-3-3-3-2- Les récepteurs bi fréquence	11
I-4- Les services de positionnement GPS	12
I-4-1- Le Système De Positionnement Standard.....	12
I-4-2- Le Service De Positionnement Précis.....	12
I-5- Principe de fonctionnement.....	12
I-5-1- Principe de triangularisation.....	12
I-5-2- Les mesures GPS.....	13
I-5-2-1- Type de mesures.....	14
I-5-2-1-1- Mesure de code ou pseudo distance.....	14
I-5-2-1-2- Mesure de phase.....	15
I-5-2-1-3- Erreurs susceptibles d'affecter les mesures.....	18
I-6- Principe de positionnement et modes d'observations.....	18
I-6-1- Principe de positionnement.....	18



1-6-1-1- Positionnement absolu par mesure de pseudo distances.....	18
1-6-1-2- Positionnement relatif par mesure de phase.....	19
1-6-1-2-1- Simple différence.....	20
1-6-1-2-2- Double différence.....	20
1-6-1-2-3- Triple différence.....	21
1-6-1-3- Positionnement relatif par mesure de pseudo distance.....	22
1-6-2- Mode d'observations.....	23
1-6-2-1- Mode statique.....	23
1-6-2-2- Mode dynamique.....	23
1-6-2-2-1- Le GPS différentiel.....	24
1-6-2-2-2- La trajectographie.....	24
1-6-2-2-3 Le cinématique.....	24
1-7- GPS et les systèmes de référence.....	25
1-7-1- Système de référence géodésique.....	25
1-7-1-1- Définition.....	25
1-7-1-1-2- Coordonnées associées au système.....	26
1-7-2- Système de référence altimétrique et altitude.....	26
1-8- Quelques applications du système.....	27
1-8-1- Civils.....	27
1-8-2- Militaire.....	28
1-9- Conclusion.....	28

CHAPITRE II : Les caractéristiques des signaux GPS

II-1- Introduction.....	30
II-2- Structure du signal GPS.....	30
II-2-1- Les deux ondes porteuses de la bande L.....	31
II-2-2- Codes pseudo-aléatoires PRN.....	33
II-2-3- Message de Navigation.....	33
II-3- Code de C/A.....	36
II-3-1- Générateur du code C/A.....	37
II-3-2- Représentation polynomiale du générateur des codes C/A.....	37
II-3-3- Code de phase.....	38

II-4- Rappel des notions de base sur la transmission numérique	
et la modulation.....	40
II-4-1- La modulation numérique.....	41
II-4-2- Les différentes modulations	41
II-4-2-1- Modulation d'amplitude ASK	41
II-4-2-2- Modulation de fréquence FSK.....	42
II-4-2-3- Modulation de phase PSK	44
II-2-4- Modulation numérique BPSK	45
II-4-2-1- Principe.....	45
II-4-4-2- La démodulation BPSK	47
II-4-4-3- La modulation BPSK des signaux GPS	48
II-5- Le récepteur GPS	49
II-6- Fonction d'auto corrélation.....	55
II-6-1- Introduction	55
II-6-2- Quelques notions sur la corrélation	55
II-6-3- Le fonctionnement d'un corrélateur	57
II-6-4- Les constituants d'un corrélateur	57
II-7- La fonction de corrélation et la Recherche des fréquences Doppler.....	58
II-8- Conclusion.....	59

CHAPITRE III : Le Positionnement GPS et les incertitudes Doppler

III-1- Introduction.....	59
III -2- La position du satellite	59
III -2-1- LOIS KEPLER.....	59
III -2-2- Les corrections du temps GPS	64
III-2-3- Les messages de données et le calcul de la position.....	65
III-3-1- La mesure de fréquence Doppler.....	68
III-3-2- Décalage de fréquence Doppler	69
III-4- Conclusion.....	71

CHAPITRE IV : Les simulations

IV-1- Introduction.....	72
IV-2- Description d'interface	72
IV-3- Les simulations.....	78
IV-3-1- Génération du code C/A.....	78
IV-3-2- Traitement.....	80
IV-3-2-1- PRN+Message de Navigation.....	80
IV-3-2-2- la modulation de signal (BPSK)	81
IV-3-2-3- Signal résultant+bruit	82
IV-3-2-4- Filtre et récupération du signal	83
IV-3-3- la corrélation	84
IV-3-4- La C/A Doppler.....	85
IV-4- Les organigrammes	86
IV-4-1- Organigramme général	86
IV-4-2- Organigramme code C/A	87
IV-4-3- Organigramme Traitement.....	88
IV-4-4- Organigramme corrélation.....	89
IV-4-5- Organigramme C/A Doppler.....	90
IV-5- Conclusion	91
Conclusion générale.....	92
Bibliographie	

Les abréviations

A

AS	Anti Spoofing
ASK	Amplitude Shift Keying

B

BIH	Bureau International de l'Heure
-----	---------------------------------

C

C/A	Coarse / acquisition or clear /acquisition
CEP	Circular error probability
CTP	Conventional Pole Terrestrial
CTRS	Conventional Terrestrial Reference system

D

DGPS	Differential GPS
DOP	Dilution of precision

E

ECEF	Earth-centered, Earth-fixed coordinates
ECI	Earth-centered inertial coordinates

F

FSK	Frequency Shift Keying
-----	------------------------

G

GHZ	Gigahertz
GDOP	Geometric dilution of precision
GLONASS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Satellite System

H

HDOP	Horizontal Dilution OF Precision
Hz	Hertz

IJ

IERS	International Earth Rotation Service
------	--------------------------------------

KL

Km	Kilometer
----	-----------

M

M	Metre
MATLAB	Matrix Laboratory, a mathematical software
MHz	Megahertz
MS	Millisecond

NO

NAVSTAR Navigation System by Timing And Ranging
NRZ Non Retour à Zéro

PQR

P Precise code
PDOP Position Dilution Of Precision
PLL Phase Lock Loop
PPS Precise Positioning system
PRN Pseudo-Random Noise
PSK Phase Shift Keying

S

S Second
S/A Selective Availability
SEP Spherical Error Probability
SPD Symmetric Positive Definite
SPS Standard positioning System

T

TDOP Time Dilution Of Precision
TEB Taux d'Erreur Binaire

U

UERE User Equivalent Range Error
URA User Range Accuracy

V

VDOP Vertical Dilution Of Precision

WXYZ

WGS-84 World Geodetic System 1984

Les symboles

Γ : Angle between satellite velocity and position vector
 β : Angle between user-to-satellite distance and satellite orbit radius
 A : Angle between earth radius and satellite orbit radius
 A : Satellite semi major axis
 C : The speed of light
 Ω : Satellite argument of altitude correction

La liste des figures

Figure	Titre	Page
Figure I-1 :	La disposition orbitale des satellites.....	5
Figure I-2 :	Les stations suiveuses	8
Figure I-3 :	les déferant utilisateur	9
Figure I-4 :	Positionnement absolu	10
Figure I-5 :	Positionnement relative	11
Figure I-6 :	mesure ou pseudo distance	14
Figure I-7 :	Mesure de phase	15
Figure I-8 :	la simple différence	20
Figure I-9 :	La double différence	21
Figure I-10 :	La triple différence	22
Figure I-11 :	Système de référence géodésique	25
Figure I-12 :	L'altitude	27
Figure II-1 :	Niveaux Minimum des Signaux Reçus [ICD-91].....	30
Figure II-1 :	Les composantes du signal GPS	31
Figure II-2 :	Fréquences des composantes du signal GPS	32
Figure II-3 :	Modification s'étendant de code en utilisant le signal de message...34	
Figure II-4 :	Les modulations PRN sur le signal L1	35
Figure II-5 :	Le signal GPS composé et transmis par le satellite.....	36
Figure II-6 :	Générateur du code C/A	37
Figure II-7 :	Modulation d'amplitude numérique	42
Figure II-8 :	FSK à phase discontinue	43
Figure II-9 :	Modulation numérique de fréquence	43
Figure II-10 :	Modulation de phase PSK	44
Figure II-11 :	Principe d'un modulateur BPSK	45
Figure II-12 :	Signal modulé en BPSK	46
Figure II-13 :	Spectre du signal modulé BPSK.....	46
Figure II-14 :	Démodulateur cohérent BPSK	47
Figure II-15 :	Récupération de la porteuse F_1 par doublage de fréquence	48

Figure II-16 : Modulation BPSK des codes PRN	48
Figure II-17 : Structure d'un Récepteur GPS Numérique.....	50
Figure II-18 : Schéma Bloc de la Structure d'un Canal Numérique.....	51
Figure II-19 : Représentation Spectrale du Signal GPS Disponible en Fréquence Intermédiaire.....	53
Figure III-1 : Orbites des satellites GPS	60
Figure III-2 : Paramètres d'orbite.....	64
Figure III-4 Position et composant satellites de Doppler	71
Figure IV-1 interface principale	73
FigureIV-2 :Interface Code C/A.....	74
Figure IV-3 : Interface Traitement	75
FigureIV-4 Interface Corrélation	76
FigureIV-5 : Interface C/A Doppler	77
FigureIV-6 Figure IV-1 : Code C/A (SVPRN_2 et SVPRN_8) (1ms de temps),	79
Figure IV-2 : Code C/A (SVPRN_2 et SVPRN_8) de période 50	80
Figure IV-3 : Code C/A (SVPRN_2 et SVPRN_8) (1ms de temps)	81
Figure IV-4 : Modulation BPSK pour(SVPRN_2+Message de Navigation), ...	82
Figure IV-10 : Signal résultant+bruit	83
Figure IV-11 Filtre et récupération du signal	83
FigureIV-12 : le graphique d'auto corrélation dans deux ordres	84
FigureIV-13 : inter corrélation de code C/A entre(PRN_2 et PRN_8)	85
Figure IV-14 :La C/A Doppler.....	85
Figure IV-15 :Organigramme général	86
Figure IV -16 :Organigramme code C/A	87
Figure IV-17 :Organigramme Traitement	88
Figure IV-18 :Organigramme corrélation	89
Figure IV-19 :Organigramme C/A Doppler.....	90

LISTE DES TABLEAUX

Tableau II-1 :code Phase	39
Tableau II-2 : Paramètres Caractéristiques du Récepteur GPS.....	54
Tableau III-1 : Les satellites de la Terre.....	62

ملخص

إن تمرکز المتحرك الجوي يعد عملية جد معقدة والتي ينتج عنها أخطار عديدة تمس أمن حركة الملاحة الجوية وذلك في حالات الاضطرابات الشديدة. ويتطلب هذا التمرکز للمتحرك سواء أكان بوسائل أرضية أو وسائل فضائية (الأقمار الصناعية). تحكم جيد في الجزء الإلكتروني وخاصة ذلك المتعلق بمعالجة الإشارات.

ونجتم في عملنا هذا بوصف النظام الخاص بالتحديد عن طريق الأتمار الصناعية (GPS) وخاصة تحليل ومعالجة الإشارات الإلكترونية الخاصة به.

Résumé

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

Nous nous intéresserons dans notre travail, à la description du système de localisation par satellite GPS (Global Positioning System), et essentiellement à l'élaboration d'un outil de simulation des signaux GPS.

Summury

The positioning of mobile in the air is a very complicated operation, it causes real dangers for the security of air traffic, in case of incertitude.

This positioning can be done by terrestrial means or by satellites, it needs a good electronic knowledges, especially that is related to signal processing.

In this study, We focuses, on the description of localization by GPS satellite system (Global Positioning System), especially the elaboration of a simulation tools of a GPS signal.

Introduction générale

Le système de positionnement par satellite GPS (Global positioning system) a trouver son application dans la surveillance civile et ainsi que dans les applications de la navigation (aérienne et maritime). Dépassant son but original qui est le service militaire, son principe général repose sur l'utilisation d'émetteurs satellitaires et des récepteurs terrestres, dans le but de positionner au mieux les différents utilisateurs (Avion, Automobile,.....).

Il existe deux systèmes GPS connus dans le monde : Le système américain NAVSTAR (Navigation Satellite and Timing) basé sur une constellation de 28 satellites. Et le système Russe (URSS) (GLONASS) qui est quand à lui basé sur l'emploi de 24 satellites.

A cause des difficultés qu'on peut trouver dans les réalisations pratiques, et pour avoir une bonne appréciation de la partie signaux GPS. On a opté pour la réalisation d'un logiciel de simulation sous le logiciel (MATLAB software), des générateurs de signaux GPS, et de leurs différentes phases de traitement.

L'objectif de ce modeste travail est d'étudier d'une manière détaillée le système GPS et ses modes de fonctionnement puis de simuler la partie signaux GPS, c'est à dire leur génération et leur manipulation.

Dans le chapitre I, on donne une description détaillée sur le système GPS, sa composition et son fonctionnement. On donnera également dans le chapitre II une description détaillée sur les signaux GPS et leur traitement. Le chapitre III est consacré à l'étude de la fonction de positionnement satellitaire, et de l'impact des mouvements des satellites sur le traitement des signaux (Effet Doppler).

Dans le chapitre IV résumera l'ensemble des simulations ainsi que la présentation de l'interface graphique permettant l'exécution de l'ensemble des simulations des signaux GPS.

CHAPITRE I :
Vue d'ensemble sur le système GPS

I-1- Introduction

Dans ce chapitre on fait une description détaillée du système GPS, son fonctionnement, ses différentes mesures et son utilisation dans les différents domaines.

A l'origine le GPS (Global Positioning System) a été conçu afin de fournir aux forces armées un système de repérage global de très bonne précision, car les systèmes similaires de l'époque n'avaient pas la disponibilité et la sécurité requise pour leur exploitation opérationnelle à des fins militaires.

Dès le début les Etats Unis d'Amérique (USA) voulaient s'assurer de la maîtrise totale quant à l'exploitation du système GPS, mais ils ne voulaient pas exclure les applications civiles. On a alors imaginé le compromis suivant :

- ✓ Un service de grande précision réservé au militaire c'est le mode PPS (Precise Positioning System).
- ✓ Un second service aux possibilités dégradées (env.100m) auquel aurait accès toutes personnes munies d'un récepteur, c'est le mode SPS (Standard Positioning System).

Le GPS est un système de navigation basé sur un ensemble de satellites militaires dont l'accès est autorisé aux civils. Le département de la défense (DoD) des USA l'a développé et le département des transports (DoT) en est le propriétaire.

Le système GPS répond donc aux questions (quelle est l'heure?, quelle est la position?, quelle est la vitesse?), et ce rapidement, avec précision, à peu de frais, n'importe où et n'importe quand sur et ou au voisinage de la terre.

1-2- Historique

Le concept NAVSTAR (Navigation System by Timing And Ranging) est le résultat d'études entreprises en 1965 par l'armée de l'air et de la marine américaines.

Les dates qui ont marqué la réalisation de ce concept sont :

- 1965 : Premier concept.
- 1972 : Etude préliminaire de fiabilité.
- 1974-1979 : Validation du concept (1^{er} tir en Février 1978).
- 1979-1986 : Evaluation du développement.
- 1986-1994 : Mise en place opérationnelle, phase interrompue entre **janvier 1986** et **février 1989**.

L'accident survenu le 24 janvier 1986 à la navette CHALLENGER a retardé la mise en orbite des premiers satellites de la configuration opérationnelle. De plus, les responsables du projet ont décidé d'abandonner la navette comme lanceur au profit des MLVDELTA II, ce qui a obligé à faire certains aménagements. Les lancements ont repris en 1989.

1-3- Les segments du système

Le système est composé de trois segments qui sont :

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

1-3-1- Le segment spatial

Le système au complet comporte 28 satellites répartis de façon à assurer en tout lieu une visibilité simultanée de 4 à 8 satellites avec une élévation d'au moins 15° . Les satellites sont répartis sur 6 plans orbitaux, ayant tous une inclinaison d'environ 55° par rapport à l'équateur comme indiqué sur la figure I-1. L'orbite des satellites est quasi-circulaire, leur altitude est d'environ 20 000 Km et leur période d'environ 12 heures.

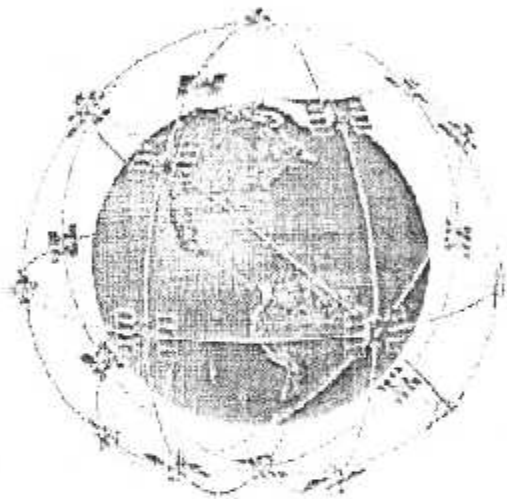


Figure I-1 : La disposition orbitale des satellites

Chaque satellite est muni d'un émetteur-récepteur, d'horloges atomiques, d'ordinateurs et d'équipements auxiliaires destinés au fonctionnement du système. L'énergie utile à l'équipement est fournie par 7m^2 de capteurs solaires tandis qu'un système de fusée d'appoint permet le réajustement de la position du satellite sur son orbite et de contrôler sa stabilité.

1-3-1-1- Types de satellites

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

1- **LE BLOC I** : Lancés entre 1978 et 1985, les satellites de ce bloc ont contribué à la constitution de la phase initiale du système.

2- **LE BLOC II** : Lancés à partir de 1989 ces satellites contribuent à la phase opérationnelle du système. Contrairement à ceux du bloc I, ces satellites possèdent un système permettant d'activer ou de désactiver, la mise en application de la S/A restreignant ainsi les possibilités d'utilisation civil.

3- **LE BLOC IIR** : Lancés à partir de 1997, ces satellites sont appelés à remplacer petit à petit les satellites du BLOC II. Leur durée de vie nominale est augmentée et portée à 10 ans. D'autre part, ces satellites possèdent un système de communication inter satellite, ce qui permettra d'intervenir sur un satellite qui n'est pas en visibilité d'une station de contrôle via un autre satellite.

4- **LE BLOC IIF** : Ces satellites comportent les modifications rendues nécessaires par la modernisation du système et auront une capacité d'auto navigation.

1-2-1-2 Identification des satellites

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

- ✓ Une numérotation séquentielle représentant l'ordre de lancement,
- ✓ Une numérotation liée à l'orbite et à la position sur l'orbite;
- ✓ Une numérotation dite PRN représentant le numéro de code pseudo aléatoire par le satellite considéré. C'est le plus utilisé.

I-3-1-3- Le signal du satellite

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

- ✓ Un message qui comporte en particulier les éphémérides du satellite;
- ✓ Des codes pseudo-aléatoires PRN formés des codes P et C/A, modulés respectivement par les porteuses L1, L2 et L1.

Tous les signaux transmis sont cohérents, cela signifie que les transitions du message de navigation correspondent exactement aux éventuelles transitions des codes P et C/A.

I-3-1-4- Les dégradations volontaires du système

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

- ✓ L'accès sélectif SA qui comporte la dégradation de la fréquence de l'horloge des satellites et la dégradation des éléments du message radiodiffusé.
- ✓ L'antibrouillage AS pour assurer la protection de l'usage militaire, cette protection est destinée à éviter le brouillage volontaire par un tiers malintentionné.

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

I-3-2- Le segment de contrôle

Le segment de contrôle est composé de 5 stations au sol (Hawaii, Ascencion, Colorado Springs, Diego Garcia, Kwajalein) qui enregistrent en continu les signaux GPS sur les deux fréquences L1 et L2, effectuent des mesures météorologiques et envoient les données à la station principale Colorado Springs, ces stations sont illustrées ci-dessous sur la **figure I-2**.



Figure I-2 : Les stations suivies

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

I-3-3- Le segment utilisateur

Le segment utilisateur présente la communauté d'utilisateurs lesquels, à partir des informations fournies par les satellites et à l'aide d'un récepteur GPS qui est représenté dans la Figure I-3, pourront connaître leur position spatio-temporelle déduite soit par positionnement absolu ou relatif.

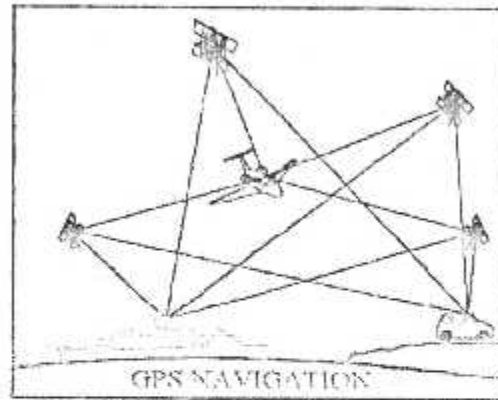


Figure I-3 : les déferant utilisateur

I-3-3-1- Types de positionnement absolu

L'utilisateur muni d'un récepteur, mesure la distance entre sa station et plusieurs satellites à l'aide des codes C/A ou P. Les éphémérides du satellite transmises par message permettent de calculer la position du satellite dans un repère terrestre à l'instant de l'observation. Chaque mesure de distance sur un satellite définit une sphère dont le centre est le satellite et sur laquelle se trouve le récepteur.

Trois satellites sont donc nécessaires pour obtenir un point qui est la résultante de l'intersection des trois sphères, comme indiqué dans la figure I-4.

Ce type de positionnement est peu précis, de quelques mètres à 100 m suivant le code, la qualité des éphémérides et les dégradations. L'intérêt de cette méthode est la possibilité du traitement en temps réel et l'obtention d'une position instantanée.

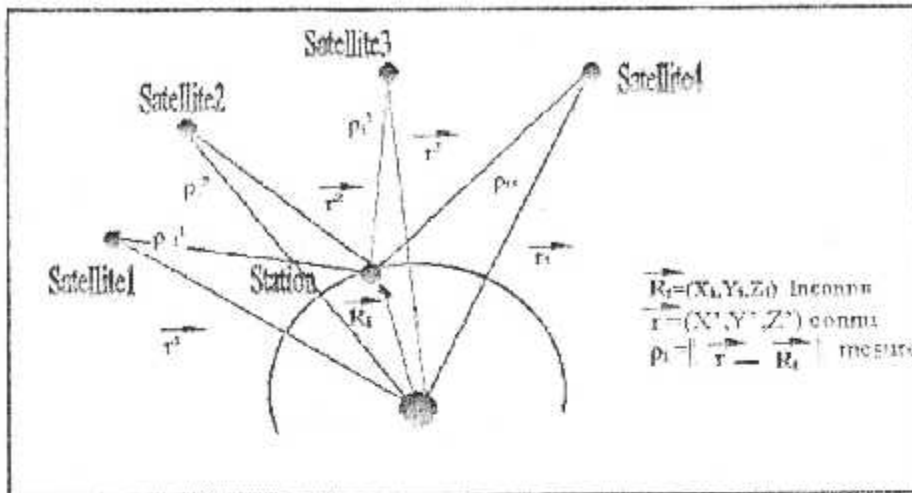


Figure I-4 : Positionnement absolu

Avec :

$\vec{R}(i) = (X_i, Y_i, Z_i)$: Coordonnées de l'utilisateur qui sont les inconnues à déterminer.

$\vec{R}(j) = (X_j, Y_j, Z_j)$: Coordonnées connues de satellite j , relevés dans un repère centré sur le centre de la terre.

$p(i,j) = \|\vec{R}(j) - \vec{R}(i)\|$: La distance géométrique ^{calculé} mesurée entre le satellite j et le récepteur i .

I-3-3-2- Le positionnement relatif

Dans ce mode d'application et tel qu'il est présenté sur la figure I-5, on utilise deux récepteurs situés en deux points géographiquement différents et l'on calcule le vecteur d'écart entre ces deux récepteurs.

Les mesures faites par chaque récepteur sont effectuées sur plusieurs satellites observés simultanément par les deux points d'observation. Toute une gamme de précision s'étendant de quelques mètres à quelques millimètres, peut être atteinte.

$\vec{B} = \vec{R}_2 - \vec{R}_1$: vecteur d'écart entre deux récepteurs.

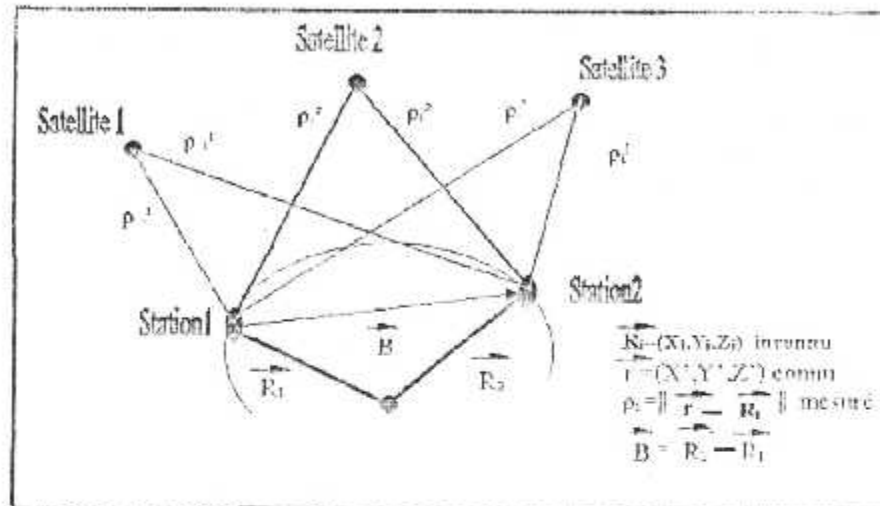


Figure I-5 : Positionnement relatif

I-3-3-3- Type de récepteur

I-3-3- 3-1- Les récepteur mono - fréquence

Pour l'accès au service standard, ils décodent C/A sur L1 et pour certains P sur L1.

I-3- 3- 3-2- Les récepteurs bi fréquence

Pour l'accès au service précis, ils décodent à la fois C/A sur L1 sur L1 et L2. Le transit par l'ionosphère engendre des erreurs majeures liées à l'acquisition GPS. En effet les temps de trajet des signaux dépendent dans ce milieu de leurs fréquences. Cette caractéristique permet donc au récepteur bi fréquence de mesurer précisément l'ionosphère par mesure de AT entre L1 et L2, alors que le récepteur mono - fréquence se contentera de modèles mathématiques.

REMARQUE : d'un point de vue électronique il existe deux catégories de récepteur :

- a) **Les récepteurs multiplexés :** dont le même canal poursuit successivement les satellites en vue. Cette technologie plus ancienne, n'est pratiquement plus utilisée pour les équipements nouveaux car elle dégrade sensiblement les performances du système.

- b) **Les récepteurs à canaux parallèles :** Dont plusieurs canaux, six à dix indépendants (un satellite par canal) traitent simultanément les signaux satellitaires. Cette technologie permet une bien meilleure qualité d'acquisition. En d'autres termes, le même satellite sur deux canaux différents donne simultanément sur chaque canal le même résultat.

1-4- Les services de positionnement GPS

1-4-1- Le Système De Positionnement Standard

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

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

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

Les exactitudes qui sont garanties à l'utilisateur de SPS sont meilleures que, ou égales à (DoD/DoT, 1995b)

1-4-2- Le Service De Positionnement Précis

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

L'exactitude horizontale est garantie pour améliorer ce 22 m et exactitude verticale 27,7 m 95% du temps.

1-5- Principe de fonctionnement

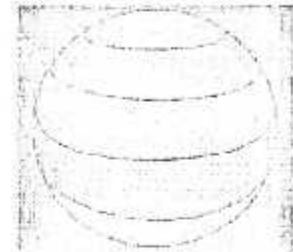
1-5-1- Principe de triangularisation

Le principe du positionnement GPS est très proche du principe de triangularisation. La détermination d'un lieu géographique 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. On peut décomposer ce principe en 3 étapes :

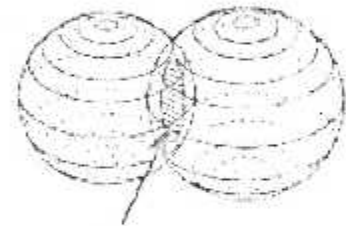
1^{ère} étape

Supposons pour commencer que nous connaissons la distance séparant un satellite d'un récepteur GPS. Sachant que le satellite a une position X précise et définie dans un espace à 3 dimensions, l'ensemble des points possibles où pourrait se situer l'utilisateur du GPS est la sphère de centre le satellite et de rayon la distance connue



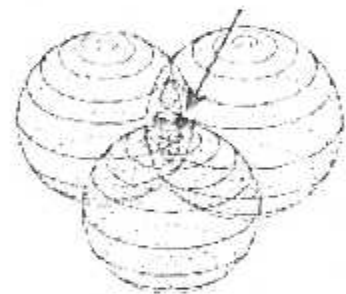
2^{ème} étape

En faisant intervenir un 2^{ème} satellite qui connaît la distance le séparant du récepteur, on obtient pour ensemble des points possibles, un cercle, issu de l'intersection des 2 sphères.



3^{ème} étape

Le raisonnement est identique avec un 3^{ème} satellite. On obtient alors 2 points possibles. Dans notre contexte, l'utilisateur n'est pas un astronaute flottant dans l'espace, donc il se trouve sur la surface terrestre. Connaissant cette donnée, on peut en déduire sa position exacte en éliminant le point donnant un résultat incohérent.



1-5-2- Les mesures GPS

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 deux types de mesure sont possibles.

I-5-2-1- Type de mesures

I-5-2-1-1- Mesure de code ou pseudo distance

Pratiquement, les satellites génèrent un code pseudo aléatoire qui est modulé sur les ondes porteuses. Les récepteur GPS génèrent également le même code qui est synchronisé par rapport aux satellites.

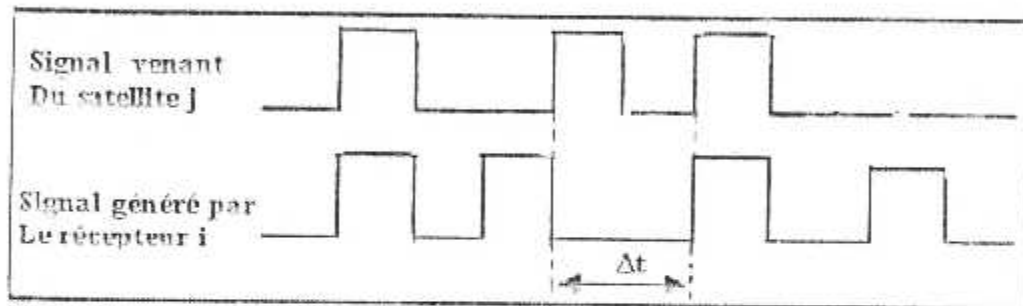


Figure I-6 : mesure ou pseudo distance

Pour déterminer la distance séparant un satellite d'un récepteur, on mesure le temps de propagation d'un code se déplaçant à la vitesse de la lumière qui est dans la Figure I-6 noté Δt . Quand le récepteur le reçoit, il est capable de déterminer le retard du au trajet parcouru.

La mesure se fait en retardant le code du récepteur jusqu'à ce qu'il soit aligné sur le code du satellite. On trouve ainsi une différence de temps :

$$\Delta t_i^j = t_{Ri} - t_E^j$$

avec:

$$t_{Ri} = t_R - dt_i \quad \text{et} \quad t_E^j = t_E - dt^j \quad (I-1)$$

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.

Et t_E et t_R sont respectivement les temps d'émission et de réception du signal en temps GPS, δt_i et δt^j le décalage des horloges du récepteur et du satellite par rapport au temps GPS. D'où l'expression de la pseudo distance R_i^j exprimée en mètres :

$$R_i^j = c \cdot \Delta t_i^j = c (t_R - t_E) + c (\delta t^j - \delta t_i) = P_i^j + c (\delta t^j - \delta t_i) \quad (1-2)$$

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

Remarque : cette opération est effectuée simultanément avec l'ensemble des satellites visibles. Géométriquement, trois satellites sont nécessaires pour obtenir un point d'intersection de trois sphères. En réalité quatre satellites sont indispensables afin de tenir compte de l'imperfection de synchronisation du récepteur et des horloges des satellites. C'est pour cela que l'on parle de pseudo distances entre les satellites et le récepteur.

I-5-2-1-2- Mesure de phase

Pour des applications plus précises, la mesure consiste à exploiter directement la phase sur les ondes porteuses L1 et L2 en déterminant le déphasage entre le satellite et le récepteur qui bien affiche dans la Figure I.7

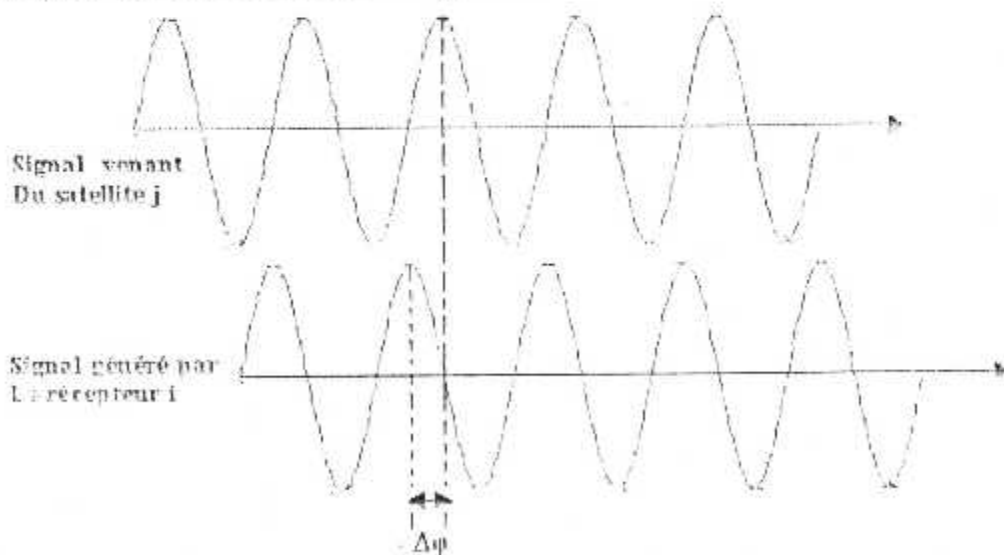


Figure I-7 : Mesure de phase

Le principe de la mesure est la comparaison de la phase du signal reçu par le récepteur avec la phase du signal généré par le récepteur 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 P_i^j entre le récepteur et le satellite est obtenue en comparant la phase du signal à l'instant de récepteur t_R à la phase à l'instant d'émission t_E , on aura donc :

$$t_R - t_E = \frac{P_i^j}{c} \tag{I-3}$$

des équations (I-3), on aura :

$$\Phi(t_R) - \Phi(t_E) = f \cdot \frac{P_i^j}{c} \tag{I-4}$$

Lorsque le récepteur compare la phase $\Phi(t_R)$ de son signal à la phase $\Phi^j(t_E)$ du signal qu'il reçoit à t_R , on obtient un déphasage $\Delta\phi$.

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_i est l'instant de la première mesure, pour toutes les autres mesures on aura :

$$N_i^j(t_R) = N_i^j(t_i) + n(t_R) \tag{I-5}$$

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

$n(t_R)$: nombre de cycles comptés par le compteur à l'instant

la différence de phase totale sera donc :

$$\begin{aligned} \Phi_i^j(t_R) - \Phi^j(t_E) &= \Delta\phi(t_R) + N_i^j(t_R) \\ \Delta\phi(t_R) &= \Phi_i^j(t_R) - \Phi^j(t_E) - (N_i^j(t_i) + n(t_R)) \end{aligned} \tag{I-6}$$

Pour un satellite donné et un récepteur donné, la quantité inconnue $N_i^j(t_R)$ est la même pour toutes les mesures tant qu'il n'y a pas d'interruption du signal.

Cette quantité est appelée ambiguïté entière, elle est notée N_i^j . La mesure de phase s'écrit donc :

$$\Delta\phi(t_R) + n(t_R) = \Phi_i^j(t_R) - \Phi^j(t_E) - N_i^j \quad (1-7)$$

D'après (1-7) on a

$$\Phi^j(t_E) = \Phi_i^j(t_R) - f_i \frac{P_i^j}{c} \quad (1-8)$$

$$\Delta\phi(t_R) + n(t_R) = \Phi_i^j(t_R) - \Phi^j(t_E) + f_i \frac{P_i^j}{c} - N_i^j \quad (1-9)$$

Et comme les horloges des satellites et celle du récepteur ne sont pas synchrones, on peut écrire donc :

$$\Phi_i^j(t_R) - \Phi^j(t_E) = f_i \cdot (t_R - dt_i) - f^j \cdot (t_R - dt^j) \quad (1-10)$$

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

$$\Phi_i^j(t_R) - \Phi^j(t_E) = f \cdot (dt_i - dt^j) \quad (1-11)$$

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

$$\Phi \cdot \lambda = c \cdot (dt_i - dt^j) + P_i^j - \lambda \cdot N_i^j \quad (1-12)$$

avec :

$$\Phi = \Delta\phi(t_R) + n(t_R) \quad (1-13)$$

I-5-2-1-3- Erreurs susceptibles d'affecter les mesures

L'expression des mesures sur le code et la phase exposée ci-dessus doivent, avant d'être utilisées pour le calcul, être corrigées d'un certain nombre d'erreurs qui résultent essentiellement de l'effet de ces six facteurs :

- ✓ **Les erreurs troposphériques** : Les modèles mathématiques utilisés fournissent une bonne approximation de ces erreurs dont l'utilisateur pourrait s'affranchir par la mesure physique des paramètres de troposphère (température, pression, humidité) ;
- ✓ **Les erreurs ionosphériques** : Les effets ionosphériques sont dus aux molécules de gaz ionisées dans l'ionosphère perturbant fortement la propagation des signaux ;
- ✓ **Les multi- trajets et phénomènes de masquage** : l'environnement du récepteur est également non négligeable des temps de trajet (immeubles, ponts, montagnes, etc....)
- ✓ **Les erreurs d'horloge des satellites** : elles correspondent en grande partie à la S/A ;
- ✓ **Les erreurs d'horloge des récepteur** : elles sont liées à la qualité des horloges des récepteurs utilisés.
- ✓ **La notion de GDOP** : elle correspond à la configuration géométrique des satellites en vue les uns par rapport aux autres.

I-6- Principe de positionnement et modes d'observations

I-6-1- Principe de positionnement

Le principe est de mesurer des distances d'un ou plusieurs récepteurs au sol à plusieurs satellites simultanément et d'en déduire, à partir des coordonnées satellites soit la position des récepteurs, soit la différence de coordonnées entre les récepteurs.

I-6-1-1- Positionnement absolu par mesure de pseudo distances :

La mesure se fait au moins pour quatre pseudo distances simultanément sur quatre satellites, on obtient alors un positionnement absolu instantané.

La solution de positionnement est donnée par la résolution de l'équation (I-14), en tenant compte des erreurs :

On aura :

$$R_i^j = P_i^j + c \cdot (dt_i^j - dt_i) + \Delta P^{iono,j} + \Delta P^{trop,j} \quad (I-14)$$

avec :

$$P_i^j = \sqrt{(X^j - X_i)^2 + (Y^j - Y_i)^2 + (Z^j - Z_i)^2} \quad (I-15)$$

X_i, Y_i, Z_i : coordonnées de l'utilisateur qui sont les inconnues à déterminer

X^j, Y^j, Z^j : coordonnées connues du satellite j dans le repère géocentrique.

$\Delta P^{iono,j}$ et $\Delta P^{trop,j}$: sont calculés à partir de modèles.

dt^j : le décalage de l'horloge du satellite j.

dt_i : le décalage de l'horloge du récepteur i est inconnu.

c : vitesse de la lumière.

On a donc quatre inconnues (X_i, Y_i, Z_i, dt_i) , pour résoudre il faut au moins quatre équations donc quatre pseudo distances sur quatre satellite.

I-6-1-2- Positionnement relatif par mesure de phase

Dans ce cas de positionnement, l'objectif est de déterminer les coordonnées d'un point k à partir des coordonnées d'un point connu i et pour cela déterminer la base de mesure de phases aux deux points i et k, simultanément sur les mêmes satellites.

En se référant à la formule (I-14), on déduit que l'expression de la mesure de phase au récepteur i sur le satellite j est :

$$\Phi_i^j = f \cdot (dt_i - dt^j) + \frac{f}{c} \cdot P_i^j - N_i^j \quad (I-16)$$

Cette expression n'est pas directement utilisée dans les programmes de calcul, c'est pour cela qu'on est ramené à la forme les différences suivantes :

I-6-1-2-1- Simple différence

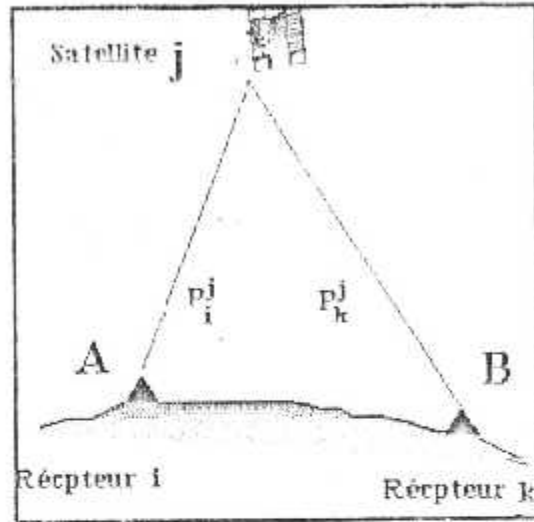


Figure I-8 : la simple différence

Comme il est mentionné dans la Figure I-8, les récepteurs i et k observent le même satellite j au même instant ce qui conduit à la formulation mathématique suivante de la simple différence :

$$\begin{aligned} \Phi_{jk}^j &= \Phi_k^j - \Phi_i^j \\ &= f^s(dt_i - dt_k) + \frac{f}{c} * (P_k^j - P_i^j) - (N_k^j - N_i^j) \end{aligned} \quad (I-17)$$

On remarque que le décalage d'horloge satellite est éliminé par cette différence.

I-6-1-2-2- Double différence

Pour former cette différence et comme il est représenté sur la Figure I-9, les deux récepteurs observent les deux satellites j et l simultanément ce qui se ramène à la formulation suivante :

$$\begin{aligned} \Phi_{jk}^{j,l} &= \Phi_{jk}^l - \Phi_{jk}^j \\ &\approx \frac{f}{c} * (P_k^l - P_k^j - P_i^j + P_i^l) (N_k^l - N_k^j + N_i^j - N_i^l) \end{aligned} \quad (I-18)$$

On remarque dans cette expression que le décalage des horloges récepteurs en i et k est éliminé par cette différence.

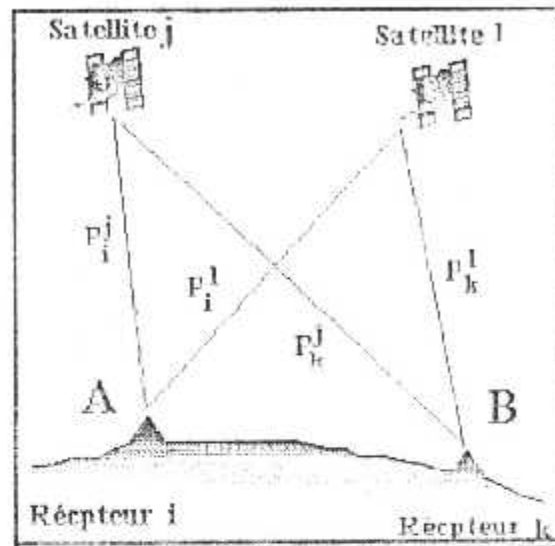


Figure1-9 : La double différence

I-6-1-2-3- Triple différence

Cette différence se forme, comme il est présente sur la **figure I-10**, par les observations simultanées des récepteurs i et k sur les satellites j et l , mais à deux époques différentes et, ce qui conduit, après avoir effectué les simplifications nécessaires à l'expression suivante de la triple différence :

$$\begin{aligned} \Phi_{ik}^{j,l,n,m} &= \Phi_{ik}^{j,l,n} - \Phi_{ik}^{j,l,m} \\ &= \frac{f}{c} * (P_k^{j,n} - P_k^{j,m} + P_i^{l,n} - P_i^{l,m} - P_k^{l,n} + P_k^{l,m} - P_i^{j,n} + P_i^{j,m}) \end{aligned} \quad (I-19)$$

On ne calcule l'expression de la triple différence que si les ambiguïtés entières N sont toutes éliminées. C'est le cas car en effet, l'ambiguïté entière pour un récepteur et un satellite est constante dans le temps tant qu'il n'y a pas d'interruption du signal.

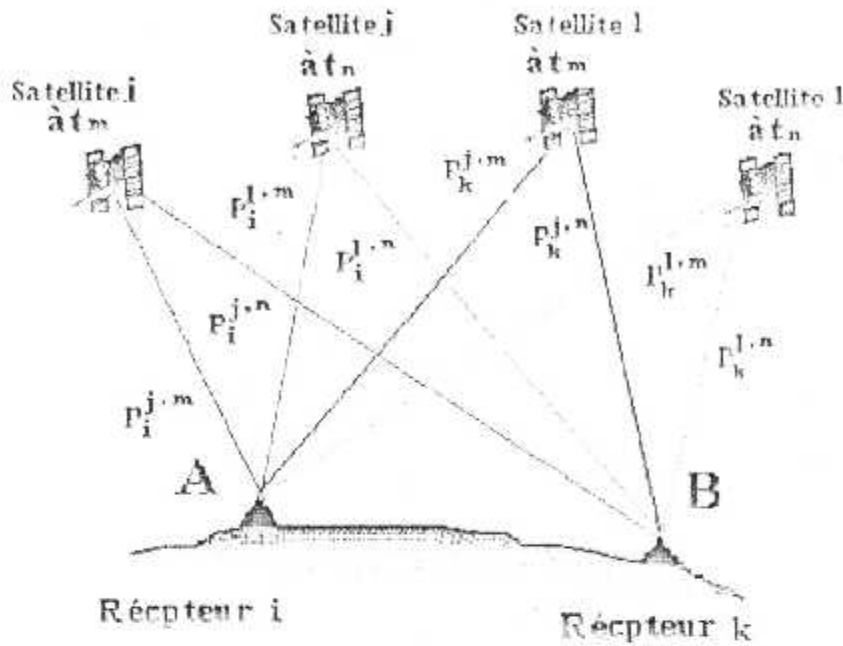


Figure I-10 : La triple différence.

I-6-1-3- Positionnement relatif par mesure de pseudo distance

Le principe de positionnement est le même que la mesure de phase, c'est à dire les deux récepteurs observent simultanément les mêmes satellites et par mesure de pseudo distance cette fois, on forme la simple et la double différence données comme suit :

- ✓ simple différence :

$$R_{ik}^j = R_k^j - R_i^j = P_k^j - P_i^j + C \cdot (dt_k - dt_i) \tag{I-20}$$

- ✓ Double différence :

$$R_{ik}^{jl} = R_{ik}^l - R_{ki}^j = P_k^l - P_i^l + P_i^j - P_k^j \tag{I-21}$$

On remarque de ces deux expressions que le décalage de l'horloge satellite et des horloges récepteurs dt_i et dt_r sont éliminées respectivement par la simple et la double différence.

I-6-2- Mode d'observations

I-6-2-1- Mode statique

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

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

I-6-2-2- Mode dynamique

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

- ✓ Le mode différentiel (DGPS) ;
- ✓ Le mode trajectographique ;
- ✓ Le mode cinématique.

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

I-6-2-2-1- Le GPS différentiel

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

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

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

I-6-2-2-2- La trajectographie

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

I-5-2-2-3 Le cinématique

La mesure de phase GPS permet d'obtenir un positionnement relatif de grande précision. Néanmoins, le fait que le récepteur soit obligé de rester en poste fixe pendant un certain temps peut apparaître comme une contrainte pour certaines applications. Le principe consiste à commencer à résoudre les ambiguïtés. Cette méthode est très bien adaptée aux levés topographiques, ou à des trajectoires précises de véhicule. L'inconvénient est que tout obstacle interrompant le signal oblige à réinitialiser.

I-7- GPS et les systèmes de référence

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

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

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

I-7-1- Système de référence géodésique

I-7-1-1- Définition

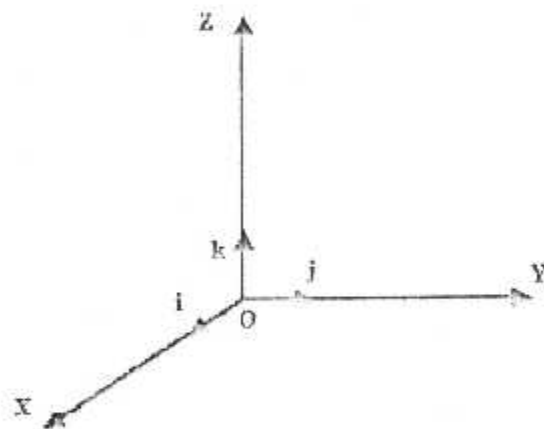


Figure I-11 : Système de référence géodésique



Un système de référence géodésique (Figure I-11) est un repère affine $(o, \vec{i}, \vec{j}, \vec{k})$, tel que :

- ✓ O est proche du centre de masse de la terre ;
- ✓ OZ est de l'axe de rotation terrestre ;
- ✓ OXZ est proche du plan méridien origine ;

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

I-7-1-1-2- Coordonnées associées au système:

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

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

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

I-7-2- Système de référence altimétrique et altitude

L'altitude (Figure I-12) d'un point de la surface topographique est de manière très approchée la distance entre le point de surface de référence appelée géoïde. Ce dernier est défini comme étant la surface équipotentielle du champ de la pesanteur qui correspond approximativement au niveau moyen des mers.

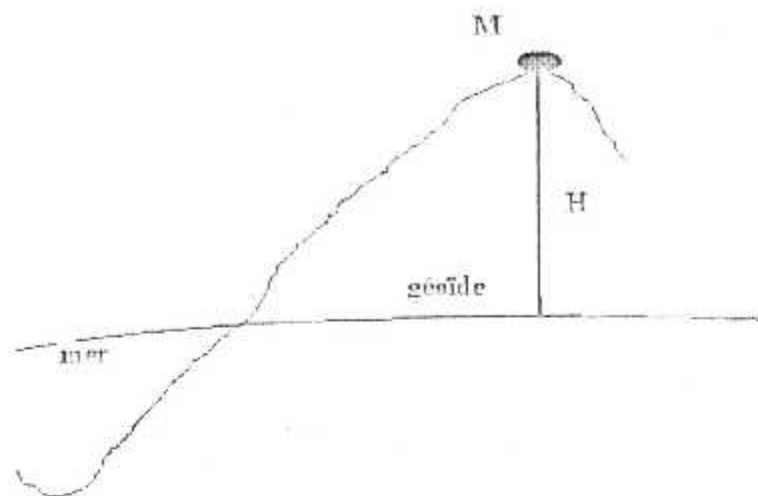


Figure I-12 : L'altitude

Le système de référence altimétrique est défini par :

- ✓ Un point fondamental pour lequel l'altitude est fixée arbitrairement.
- ✓ Un type d'altitude, dynamique, orthométrique ou normal.

1-8- Quelques applications du système

1-8-1- Civils

Les applications civiles sont nombreuses et concernent la plupart des secteurs d'activités dont on peut citer un bon nombre :

- ✓ Les programmes spatiaux ont intégré la technologie GPS. Par exemple, le retour des navettes dans l'atmosphère est assisté par GPS.
- ✓ Par ailleurs, les scientifiques utilisent le GPS comme instrument de mesure dans des domaines tels que la géophysique et la tectonique.

- ✓ Dans le secteur industriel, les plates-formes pétrolières utilisent depuis longtemps le GPS pour l'exploration.
- ✓ Les opérations de sauvetage sont grandement facilitées par l'utilisation du GPS.
- ✓ L'aide aux déplacements, constitue un des grands axes de la recherche appliquée chez les principaux constructeurs automobiles.

I-8-2- Militaire

Les applications militaires sont nombreuses et permettent à faible coût d'optimiser les missions tactiques à hautes précisions, d'ailleurs :

- ✓ Des versions évoluées permettent en particulier l'acquisition de cibles, le guidage de missiles, le parachutage tous temps, la coordination de bombardements et toutes les opérations à distance de commandement, de contrôle et de surveillance de véhicules.
- ✓ Pendant la guerre du golfe, le GPS a été notamment, utilisé pour la localisation de mines, les bombardement tactiques et stratégiques (B52, F16, SLAM), le positionnement des missiles "Patriote", la recherche et le sauvetage.

I-9- Conclusion

Dans ce chapitre, on a vu que le système GPS est basé sur les calculs géométriques pur, on a également vu que, le fonctionnement et différents utilisations du système .

Dans le second chapitre II, on va axer notre travail sur l'élaboration des générateurs des signaux GPS.

CHAPITRE II :
Les caractéristiques des signaux GPS

II-1- Introduction

Le signal satellitaire GPS qui arrive réellement sur l'antenne utilisateur est une combinaison de trois composantes; l'onde porteuse, les codes pseudo aléatoires PRN et un message de navigation. Le signal est transmis avec assez de puissance afin d'assurer un niveau de puissance minimum des signaux, soit de -160 dBw sur la surface de la terre (le maximum qu'il est susceptible d'atteindre est au sujet de -153 dBw -- NAVSTAR, 1993).

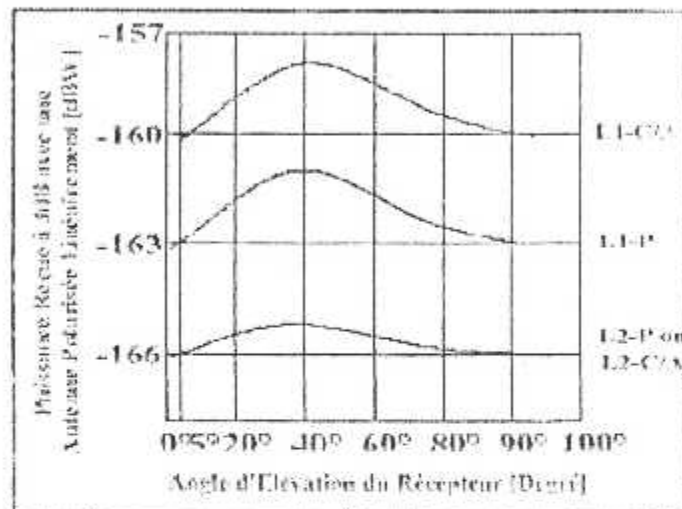


Figure II-1 Niveaux Minimum des Signaux Reçus [ICD-91].

La génération du signal peut être effectuée en un certain nombre d'étapes, et toutes les composantes de ses signaux sont produites synchronisées (logique à temps). c'est à dire, toutes les fréquences sont dérivées en multipliant ou en divisant la fréquence fondamentale, comme illustré sur la figure II-2. Par exemple, la transition de "0" à "1", ou de "1" à "0" du code C/A se produisent simultanément avec une exactitude de l'ordre de 10 nanosecondes.

II-2- STRUCTURE DU SIGNAL SATELLITE GPS

Chaque satellite GPS transmet un signal de navigation unique porté sur deux fréquences de la bande L du spectre électromagnétique : L1 à 1575.42MHz et à L2 à 1227.60MHz.

Cette gamme de fréquences micro-ondes des signaux GPS sont fortement directionnels et par conséquent sont facilement réfléchés, par les objets et les surfaces pleins d'eau. Cependant, les nuages sont facilement pénétrés, mais les signaux peuvent être bloqués par un feuillage dense ou humide. Les signaux satellites se composent fondamentalement (voir la Figure II.1 ci-dessous) de:

- 1- Les deux ondes porteuses de la bande L
- 2- Code PRN modulé par les ondes porteuses
- 3- Message de Navigation

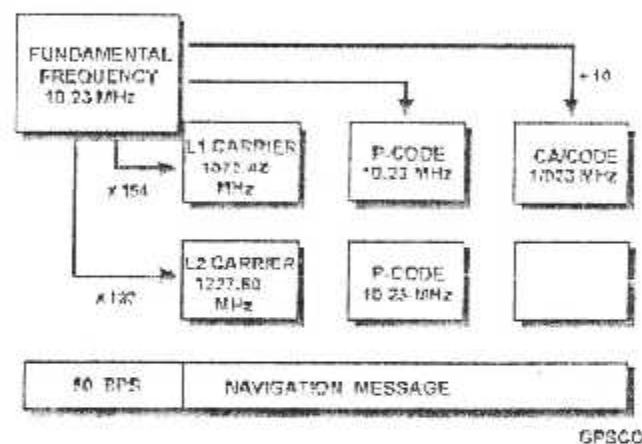


Figure II-1 Les composants du signal GPS

II-2-1- Les deux ondes porteuses de la bande L

Les ondes porteuses fournissent les moyens par lesquels les codes et le message PRN et celui de navigation d'être transmis des satellites vers la terre, et par conséquent à l'utilisateur. La fonction primaire des codes PRN est déterminer le temps du trajet entre le satellite à l'utilisateur (soit au récepteur). Cette quantité désignée également parfois dans la littérature de navigation sous le nom *du* 'temps d'arrivée' (TOA).

Ce temps multiplié par la vitesse de propagation des ondes électromagnétiques (= 299792458m/s dans un vide) donne la distance utilisateur satellite.

Le message de navigation est modulé par les deux fréquences porteuses contient aussi l'éphéméride du satellite, des paramètres d'horloge du satellite, et des messages généraux de statut du système et des erreurs ionosphérique nécessaire pour la navigation en temps réel pour être exécuté. Chacune de ces composantes du signal est décrite ci-dessous.

Toutes les composantes du signal sont dérivées du rendement d'une horloge atomique fortement stable (voir la figure II-2 ci-dessous). Dans le bloc II/IIA, le système opérationnel GPS, chaque satellite est équipé de deux horloges à base de césium atomique.

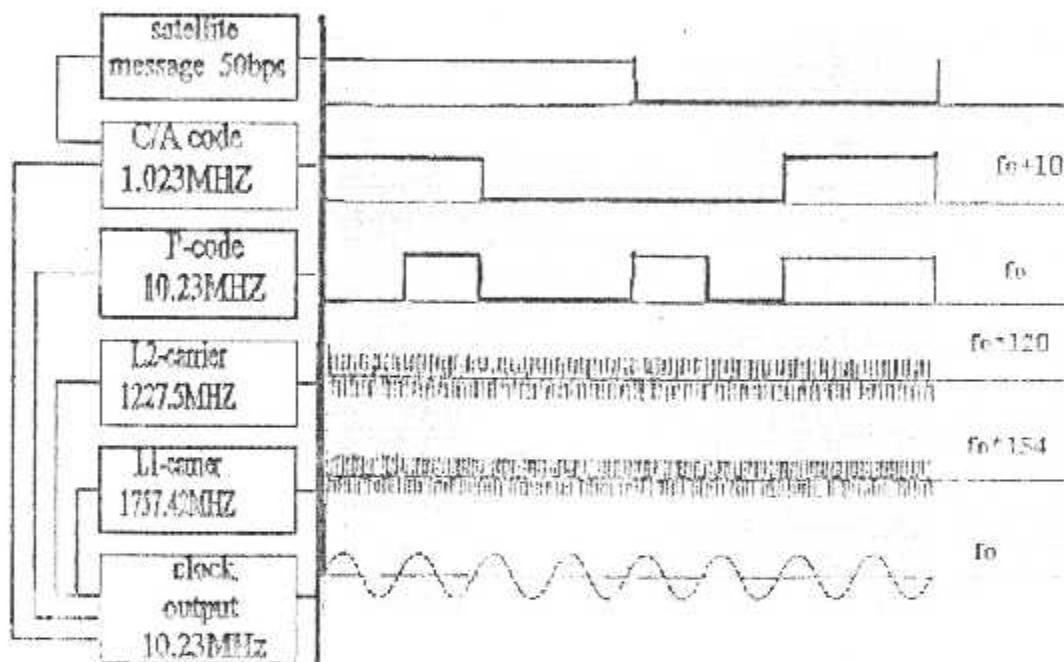


Figure II-2 Fréquences des composantes du signal GPS

La multiplication de la fréquence fondamentale f_0 par des facteurs entiers rapporte les deux ondes porteuses de la bande hyperfréquence L, L1 et L2 respectivement (au-dessus de deux figures)

Les fréquences des deux porteuses sont obtenues comme suit :

$$f_{L1} = f_0 \times 154 = 1575.42 \text{ MHz}$$

$$\text{Longueur d'onde équivalente : } \lambda_{L1} = c/f_{L1} \approx 19 \text{ cm}$$

$$f_{L2} = f_0 \times 120 = 1227.60 \text{ MHz}$$

$$\text{Longueur d'onde équivalente : } \lambda_{L2} = c/f_{L2} \approx 24 \text{ cm}$$

Ce sont des ondes polarisées circulairement et qui se propagent d'une manière droite et au loin à des distances dépassant l'atmosphère. Tous les satellites ont les mêmes fréquences (bien que les fréquences reçues sont légèrement différentes en raison de l'effet Doppler)

Afin de fournir aux signaux porteuses l'information s'ils doivent être modifiées, ou modulées, d'une manière quelconque. Dans le système de positionnement GPS il y a deux codes distincts employés pour moduler les porteuses de la bande L, à savoir les codes PRN et le message de navigation.

La porteuse L1 a été conçue pour être modulé avec deux codes, un destiné à l'utilisation civile et l'autre réservé aux militaires, tandis que la porteuse L2 est modulé seulement avec le code militaire. Les deux porteuses contiennent également le message de navigation.

II-2-2- Codes pseudo-aléatoires PRN

Deux codes PRN sont employés :

- Le code **C/A**, le code de "clear/access" ou de "coarse/acquisition" (parfois également désigné sous le nom du "code de S").
- Le code **P**, le "privé" ou "précise" ou bien appelé code d'anti spoofing (COMME) est remplacé par le code "Y".

II-2-3- Message de Navigation

Pour calculer la position en temps réel (et pour faciliter la tâche à l'utilisateur GPS quand il vient pour réduire ses données), un message de navigation doit être transmis sur les deux fréquences de la bande L, contenant l'information suivante:

- ✓ Ephémérides des satellites prévus.
- ✓ Coefficients des satellites prévus du modèle de correction d'horloge.

- ✓ L'information sur le statut du système GPS.
- ✓ Le modèle ionosphérique du système GPS.

Les up links commande sont donnés par l'intermédiaire des stations de téléchargement, cette information est dans chaque satellite et elle est transmise à tous les utilisateurs sur une base quotidienne régulière. Le message satellite est sous une forme binaire, comme les codes PRN, mais l'ordre n'est pas aléatoire. Le message est transmis en à un taux d'un bit chaque 20 répétitions du code de C/A. Ceci correspond à un taux de 50bps (bits par seconde) La longueur de message entière est 1500 bits. Comme illustré ci-dessous sur la figure II-3.

Ceci a l'effet d'inverser 20 répétitions du code C/A toutes les fois que le bit d'information du message de navigation est égal à "1". Réciproquement, quand le bit d'information est "0" les restes d'ordre du code C/A resterons inchangés. Le même message satellite est également modulé sur l'ordre du code P en utilisant le procédé de l'addition en modulo-2. Cependant le code C/A n'est pas modulé sur le code P

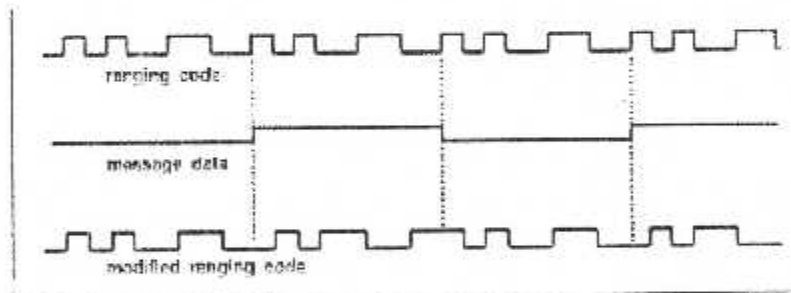


Figure II-3 Modification s'étendant de code en utilisant le signal de message

Les signaux sur L1 sont plus complexes, car la porteuse L1 est modulée avec le code C/A modifié et qui est en quadrature de phase (à 90°) par rapport à la porteuse L1 utilisée pour la modulation du code P. (La Figure II-4) illustre ci-dessous la situation en ce qui concerne le signal L1.

Mathématiquement, le signal réceptionné au niveau des antennes satellites peut être représenté par :

$$U_{n,c} = C(t)D(t)\sin(2\pi f_{L1} + \phi_c) + u_{n,p} P(t)D(t)\sin(2\pi f_{L1} + \phi_{p1}) + u_{n,p} P(t)D(t)\sin(2\pi f_{L2} + \phi_{p2})$$

là où :

- $u_{n,c}$ et $u_{n,p}$ sont les amplitudes des modulations des codes C/A et de P,
- $C(t)D(t)$ et $P(t)D(t)$ sont les ordres modifiés du code PRN, C/A et de P, et
- ϕ_c , ϕ_{L1} et ϕ_{L2} sont les phases de (0 à $\pi/2$) du signal du code C/A, du signal de code L1 P et de L2 P, respectivement. Ceux-ci sont parfois connus comme étant le "code-phase".

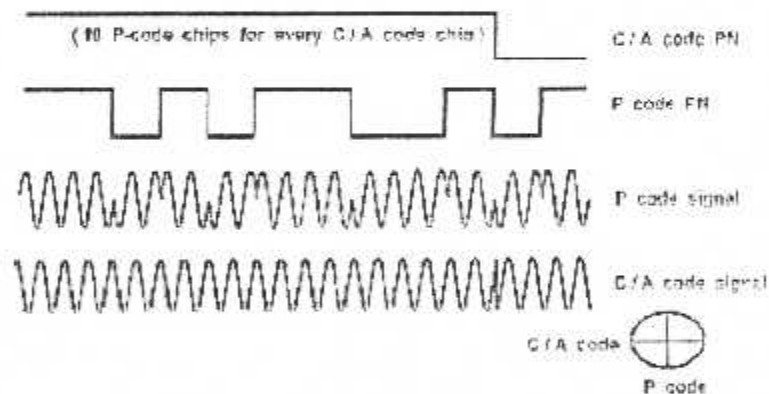
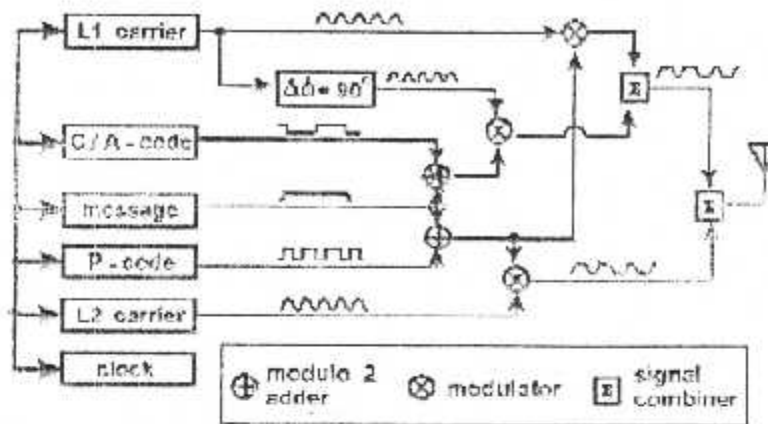


Figure II-4 : Les modulations PRN sur le signal L1

On note que, la première composante est le signal modifié du code C/A, la deuxième composante c'est le code P modifié porté sur la porteuse L1, et la troisième composante est le code P modifié porté avec la porteuse L2. Les signaux transmis sont illustrés sur (La Figure II-5).



GPSCO

Figure II-5 Le signal GPS composé et transmis par le satellite

II-3- Code de C/A

Le code C/A est un pseudo-code aléatoire (PRN) écrit en code binaire (0 ou 1), il se compose de 1.023 éléments, ou de morceaux, qui se répètent chaque milliseconde.

Le pseudo-code aléatoire n'a pas de limite, il est employé car le code est apparemment aléatoire bien qu'il ait été produit au moyen d'un processus connu, et qui par conséquent répétitif.

En raison du taux de modulation de 1.023Mbps, la longueur du morceau correspond approximativement à 300m dans la longueur et en raison de la longueur du code, l'ambiguïté est approximativement 300km, i.e. les répétitions complètes de combinaison du code C/A, se répète lui-même chaque 300km entre le récepteur et le satellite.

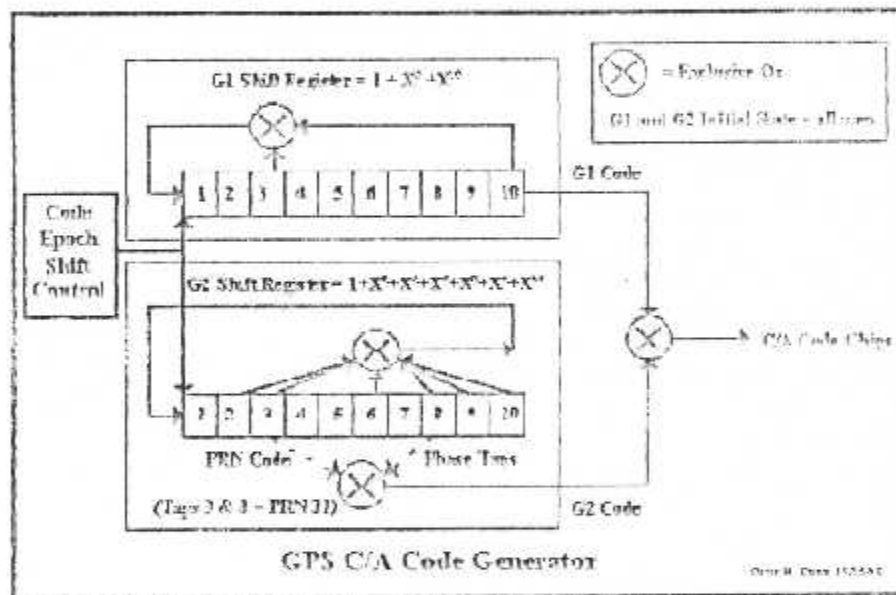
Le code est produit à l'aide d'un registre linéaire à décalage qui est un dispositif représenté dans l'algorithme du générateur du code PRN.

Les ordres qui sont employés sont connus pendant que les codes d'or « Golden Code », qui ont en particulier des propriétés d'auto corrélation et de corrélation en travers. Les propriétés de corrélation en travers des codes d'or sont telles que la fonction de corrélation entre deux ordres différents est basse, c'est ainsi que le récepteurs GPS distinguent les signaux transmis des différents satellites.

II-3-1- Générateur du code C/A

La Figure II-6, montre que les générateurs **G1** et **G2** ont ainsi 10 bits, leur longueur est de l'ordre de 1023. le circuit de décalage est accompli par des additionneurs modulo-2 (OR exclusif). La position du circuit de décalage détermine le modèle du rendement et l'ordre. Le décalage du générateur **G1** est le peu 3 de forme et 10, toutefois le décalage de **G2** n'est pas fixe, le code C/A est unique pour chaque SV et qui est le résultat de l'exclusivité-OU de la version retardée de l'ordre du générateur **G2** et de l'ordre du générateur **G1**.

Les différentes combinaisons sont données dans le tableau table II-1. il y a 37 positions uniques, 32 seulement sont utilisées pour les codes C/A, PRN 33 à PRN 37 sont réservés pour l'autre application (exemple : émetteurs de la terre), les codes 34 et 37 du code C/A sont identiques.



La Figure II-6 Générateur du code C/A

II-3-2- Représentation polynomiale du générateur des codes C/A

La génération du code C/A est un procédé basé sur le code en or « golden code ». Des registres à décalage sont employés pour les produire en binaire ("0" et "1") à la fréquence de base de 1.023 Mhz. À chaque impulsion d'horloge une case des registres est décalées vers la droite où le contenu du registre extrême droite est lu comme rendement.

Une nouvelle valeur dans le registre extrême gauche est créée par l'addition modulo-2 (ou somme binaire) du contenu d'un groupe indiqué des registres. Dans le cas du code deux 10-bit TFSRs du code C/A sont employés, chacun qui produit d'un code d'or :

Le G1 représenté ici comme polynôme : $1 + X^3 + X^{10}$ (1)

Le G2 représenté ici comme polynôme : $1 + X^2 + X^3 + X^6 + X^8 + X^9 + X^{10}$ (2)

Le rendement du générateur G1 TFSR (registre extrême droite) est le modulo-2 supplémentaire aux teneurs du registre des différentes combinaisons du générateur G2. des sorties des registres G2 (ou de "cases" à partir du registre) une fois supplémentaire au rendement du code du générateur G1 à différents codes du code PRN. Il y a 36 codes uniques qui peuvent être produits d'une façon franche. Le schéma 3 montre ci-dessous également les trois premiers codes de PRN : sur le PRN1 on a le contenu du registre 2 et 6, et l'ajout au générateur G1 TFSR, PRN2 a le contenu du registre 3 et 7, et le code PRN3 a le contenu du registre 4 et 8, et ainsi de suite.

II-3-3- Code de phase

Le Tableau (tableau II-1), récapitule les codes de phase du code C/A, la première colonne donne l'identification du satellite ou bien le nombre du SV, i.e. PRN, la deuxième colonne donne la phase du code qui sont employées pour le rendement du générateur G2, la troisième colonne représente le générateur G2 retardé dans les morceaux et la quatrième colonne fournit les chips (en octal).

Numéro de SV PRN	Code Phase	Code C/A	Code Binaire	Octal
1	2 XOR 6	5	1100100000	1440
2	3 XOR 7	6	1110010000	1620
3	XOR	7	1111001000	1710
4	XOR	8	1111100100	1744
5	XOR	17	1001011011	1133
6	2 XOR	18	1100101101	1455
7	1 XOR 8	139	1001011001	1131
8	2 XOR 9	140	1100101100	1454

9	3 XOR 10	141	1110010110	1626
10	2 XOR 3	251	1101000100	1504
11	3 XOR 4	252	1110100010	1642
12	5 XOR 6	254	1111101000	1750
13	6 XOR 7	255	1111110100	1764
14	7 XOR 8	256	1111111010	1772
15	8 XOR 9	257	1111111101	1775
16	9 XOR 10	258	1111111110	1776
17	1 XOR 4	269	1001101110	1156
18	2 XOR 5	470	1100110111	1467
19	3 XOR 6	471	1110011011	1633
20	4 XOR 7	472	1111001101	1715
21	5 XOR 8	473	1111100110	1746
22	6 XOR 9	474	1111110011	1763
23	1 XOR 3	509	1000110011	1063
24	4 XOR 6	512	1111000110	1706
25	5 XOR 7	513	1111100011	1743
26	6 XOR 8	514	1111110001	1761
27	7 XOR 9	515	1111111000	1770
28	8 XOR 10	516	1111111100	1774
29	1 XOR 6	859	1001010111	1127
30	2 XOR 7	860	1100101011	1453
31	3 XOR 8	861	1110010101	1625
32	4 XOR 9	862	1111001010	1712
33	5 XOR 10	863		1745
34	4 XOR 10	950		1713
35	1 XOR 7	947		1134
36	2 XOR 8	948		1456
37	4 XOR 10	950		1713

Tableau II-1 code Phase

II-4- Rappel des notions de base sur la transmission numérique et la modulation

La transmission des signaux numériques fait appel à quelques notions de base qui sont rappelées ci-après :

- ✓ **Débit binaire** : $D = 1/T_b$ où T_b , c'est la durée d'un bit en seconde
- ✓ **Taux d'erreur bits** :

$$TEB = \frac{\text{nombre d'éléments binaires faux}}{\text{nombre d'éléments émis}} \quad (II-1)$$

- ✓ **Efficacité spectrale**

$$\eta = N/B = \frac{\text{débit binaire}}{\text{bande occupée autour de la porteuse}} \quad (II-2)$$

L'efficacité spectrale s'exprime en bit/s/Hz. Elle caractérise la capacité d'une modulation à "passer" un débit maximum dans une largeur de canal minimum. Elle est comprise entre 2 et 8 pour des modulations dites performantes.

- ✓ **Fréquence intermédiaire (FI)** : Fréquence interne à l'émetteur et au récepteur servant de support à la modulation. Le signal modulé à la fréquence FI est ensuite transposé à une fréquence HF porteuse pour l'émission et la réception hertziennes. Plus la fréquence est élevée, plus le débit binaire transmissible sera important.
- ✓ **Interférence inter symbole** : Elle caractérise la qualité de la liaison et l'aptitude du récepteur à discriminer les 0 et les 1 après une transmission qui a altéré et déformé les bits.
- ✓ **Les modulations numériques** : Elles sont utilisées pour des liaisons hertziennes uniquement. Par opposition aux transmissions par fibre optique qui s'effectuent, elles, en base de (signal numérique non modulé).

Comme pour les modulations analogiques, trois possibilités sont offertes :

- a) Modulation d'amplitude ASK
- b) Modulation de fréquence FSK
- c) Modulation de phase PSK

II-4-1- La modulation numérique

La modulation est une méthode qui permet de translater des données à basse fréquence (bande de base) en HF (haute fréquence). Le signal HF modulé est la résultante du mélange de la porteuse et du modulant en bande de base.

L'opération de modulation, est équivalente en effet, à une translation du spectre du signal dans le domaine des fréquences et permet de centrer son énergie à l'intérieur de la bande passante du support. L'opération de démodulation consiste à restituer le signal numérique sous sa forme initiale.

Les différentes techniques de modulation utilisées en transmission numérique consistent à manipuler essentiellement, soit :

- ✓ L'amplitude de la sinusoïde (modulation d'amplitude).
- ✓ L'angle de phase(modulation de fréquence ou de phase).

II-4-2- Les différentes modulations

II-4-2-1- Modulation d'amplitude ASK

La modulation ASK (**A**mplitude **s**hift **k**eying), connue aussi sous le nom de modulation "tout ou rien" consiste à modifier le niveau de l'amplitude de la porteuse pour transmettre une information. Les niveaux logiques "0" et "1" se traduisent respectivement par l'absence et la présence de la porteuse.

Le signal numérique module directement la porteuse et le signal $n(t)$ résultant a pour expression :

$$N(t) = a_k * A * \sin(\omega t + \varphi) \quad (\text{II-3})$$

Dans cette expression,

a_k : peut prendre les valeurs "0" et "1",

A : amplitude maximum, $\omega = 2\pi f$: fréquence de porteuse,

φ : la phase à l'origine.

La représentation du signal modulé en amplitude est donnée à la Figure II-7.

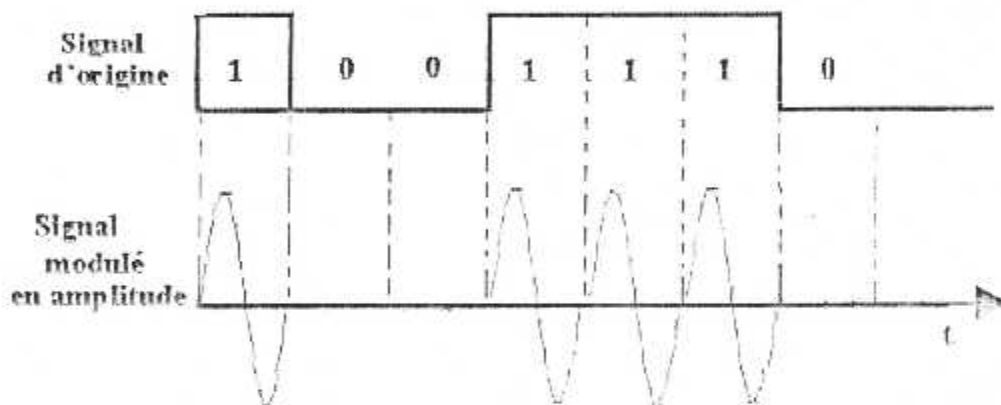


Figure II-7 Modulation d'amplitude numérique

Remarque : ce type de modulation présente un inconvénient, car elle est sensible aux parasites, un signal perturbateur peut être interprété comme une série de "1".

II-4-3 2- Modulation de fréquence FSK

La modulation **FSK (Frequency Shift Keying)**, consiste à déterminer une fréquence pour chaque code numérique tout en maintenant l'amplitude constante.

Si l'alphabet des symboles comporte(n) élément, une première approche consiste à utiliser une batterie de (n) oscillateurs indépendants et à appliquer à la ligne au cours des intervalles élémentaires successifs, le signal délivré par l'oscillateur dont la fréquence correspond au symbole à transmettre. La Figure(II-8) illustre cette procédure pour un signal binaire.

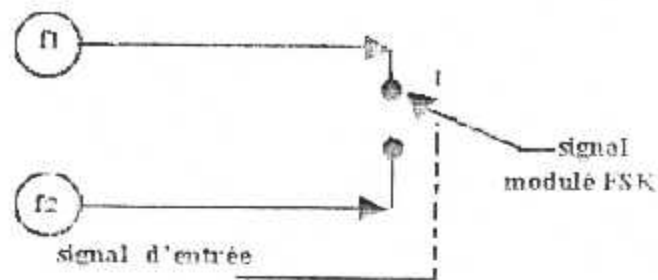


Figure II-8 Modulateur FSK à phase discontinue

Le modulateur comporte deux oscillateurs délivrant respectivement des signaux sinusoïdaux de fréquences f_1 et f_2 .

Le signal binaire à transmettre commande un inverseur aiguilleur qui applique la ligne l'un ou l'autre des deux signaux. Ce type de modulation est appelé « modulation de fréquence à phase discontinue » et conduit à un signal de la forme représentée sur la figure (II-9).

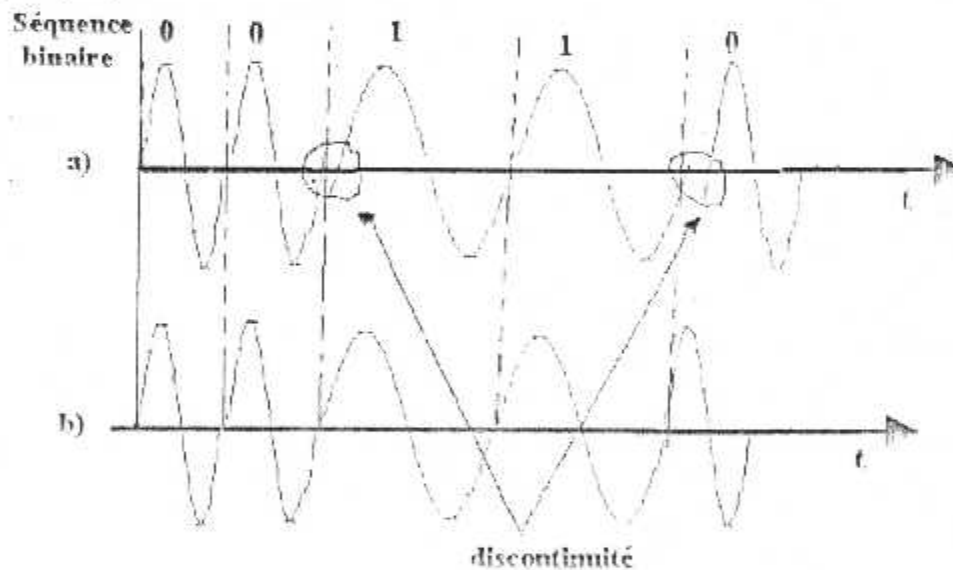


Figure II-9 : Modulation numérique de fréquence

Les discontinuités apparaissent dans le signal de la figure (II-9), se traduisent au niveau énergétique par un spectre plus étalé. Si la ligne de transmission a une bande passante limitée, les composantes extrêmes sont fortement atténuées et le signal est considérablement déformé, son amplitude en particulier subit de grandes variations.

Les variations d'amplitude ne modifient pas l'information contenue dans le signal puisque celle-ci est liée à la fréquence, mais elles ont pour effet de réduire le rapport signal sur bruit et augmentent donc la sensibilité du signal vis à vis du bruit.

Une plus grande concentration de l'énergie peut être obtenue en supprimant les discontinuités de phase.

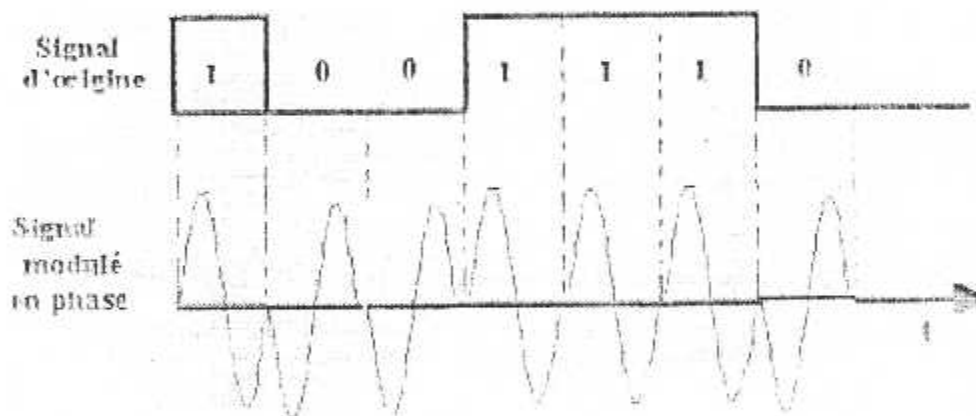
Ce type de modulation est appelé « modulation de fréquence à phase continue » et conduit au signal de la Figure (II-9)

Pour son obtention, on utilise un seul oscillateur dont on fait varier la fréquence sans changement de phase, résultat est obtenu si l'on ne modifie pas, lors des changements de fréquences, l'énergie potentielle contenue dans le circuit, il faut donc commuter des résistances plutôt que des inductances ou des capacités.

II-4-2-3- Modulation de phase PSK

La modulation de phase PSK (**Phase Shift Keying**) consiste à associer aux deux symboles à transmettre, deux états de phases. D'ailleurs, plusieurs combinaisons sont possibles, pour traduire les données à transmettre en variation de phase de la porteuse.

L'allure du signal modulé en fonction du signal modulant est représenté dans la Figure (II-10)



FigureII-10 : Modulation de phase PSK

Choix de modulation

Le bon choix d'un type de modulation est sans doute plus délicat que la conception du système, plusieurs solutions pourront résoudre un problème posé. Il peut être plus facile de procéder par élimination, en isolant les mauvaises solutions. Cependant, seul le troisième type de modulation est employé dans la transmission des signaux GPS qui est connue par BPSK (Binary Phase Shift Keying).

II-2-4- Modulation numérique BPSK

II-4-2-1- Principe

La modulation BPSK (Binary Phase Shift Keying) est une modulation de phase à 2 états de la fréquence intermédiaire.

Comme il n'y a, a priori, aucune relation de phase et de fréquence entre la FI et le signal modulant, on synchronise celui-ci sur la FI par une simple bascule D qui est schématisé dans la Figure (III-11). Après une translation de niveau (centrage sur 0V), le signal modulant synchronisé et la FI sont appliqués à un multiplieur.

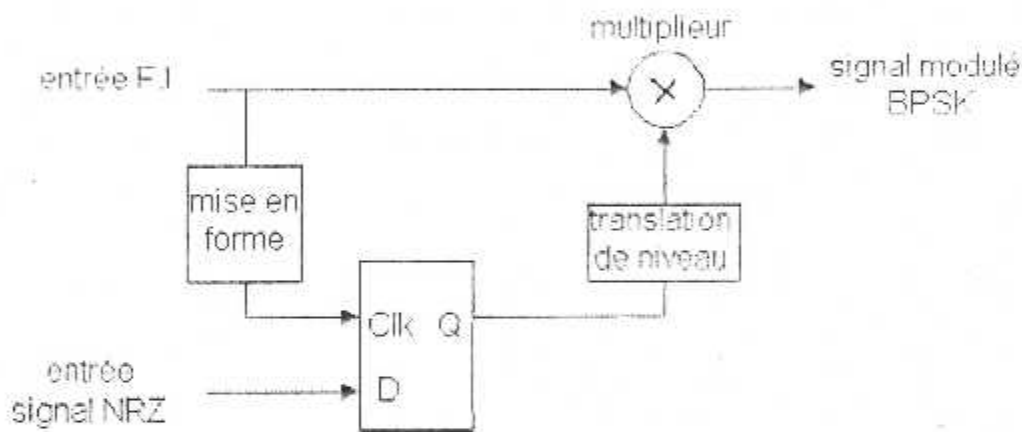


Figure II-11 : Principe d'un modulateur BPSK

Ceci permet d'obtenir un signal modulé dans la Figure (III-12) avec deux états de phases 0 et π . La mutation de phase s'effectue alors au passage à zéro de la FI. Sans la synchronisation préalable du signal NRZ, les changements de phase interviendraient de façon aléatoire par rapport au signal porteur avec pour conséquence un élargissement du spectre occupé.

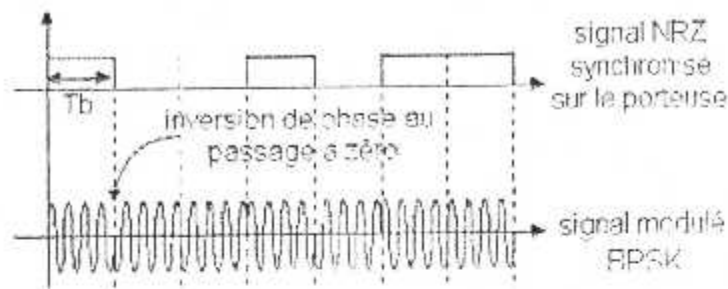


Figure II-12 : Signal modulé en BPSK

La Figure (III-13) ci-dessous représente le spectre du signal modulé en BPSK.

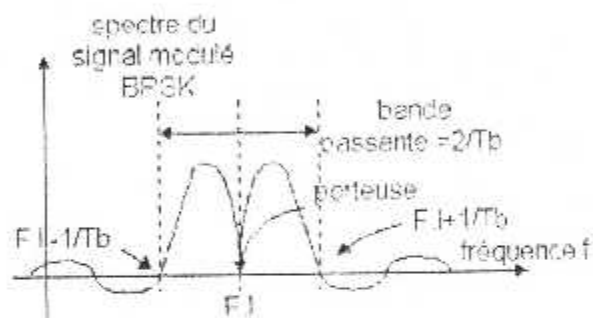


Figure III-13 : Spectre du signal modulé BPSK

Remarque :

- Si le procédé de modulation apparaît relativement simple à mettre en œuvre, l'efficacité spectrale reste très faible (<1) et ne permet pas d'envisager des liaisons haut débits.

- On retrouve une allure de spectre NRZ en :
$$A \left(\frac{\sin(\pi f \cdot T_b)}{\pi f \cdot T_b} \right) \quad (\text{II-4})$$

- Mais l'absence d'énergie à la fréquence F_c oblige à une reconstruction de celle-ci dans le démodulateur.
- 90% de l'énergie du signal est contenue dans le premier lobe. On limite donc généralement la largeur de canal à ce premier lobe.

II-4-4-2- La démodulation BPSK

1°- Démodulateur cohérent

La démodulation est dite cohérente lorsque que l'on dispose à la réception d'un oscillateur local synchronisé en fréquence et en phase avec la fréquence émise.

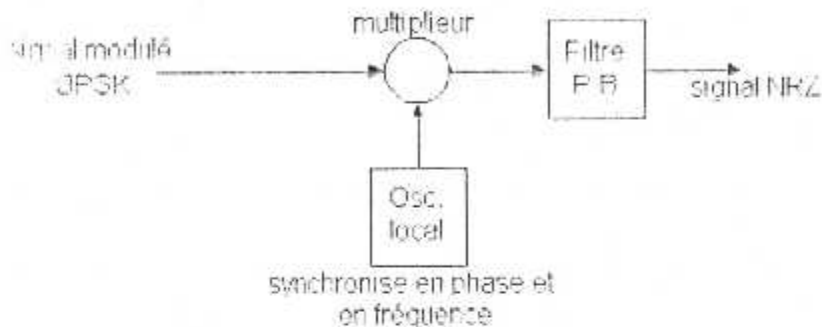


Figure II-14 Démodulateur cohérent BPSK

On analyse la Figure (II-14) est La tension de sortie de l'OL, qui s'écrit alors :

$$V_{ol} = A \cdot \cos \omega t \quad (\text{II-5})$$

Le signal reçu vaut :

$$B \cdot \cos \omega t \text{ ou bien } B \cdot \cos (\omega t + \pi) \quad (\text{II-6})$$

Le signal délivré par le multiplieur vaut :

$$A \cdot B \cdot \cos \omega t \cos \omega t \text{ ou bien } A \cdot B \cdot \cos \omega t \cos (\omega t + \pi) \quad (\text{II-7})$$

C'est à dire :

$$1/2 A \cdot B \cdot (\cos (2\omega t) + 1) \text{ ou bien } 1/2 A \cdot B (\cos (2\omega t) - 1)$$

Le filtre passe bas élimine la composante à 2ω . On récupère alors en sortie un signal à deux niveaux $1/2 AB$ et $-1/2AB$ correspondants aux deux niveaux émis du code NRZ. Comme nous l'avons dit, cette démodulation nécessite la présence d'un OL parfaitement synchronisé avec la FI. Cette FI n'est pas directement présente dans le spectre du signal modulé émis. Il est donc nécessaire de la reconstituer à la réception.

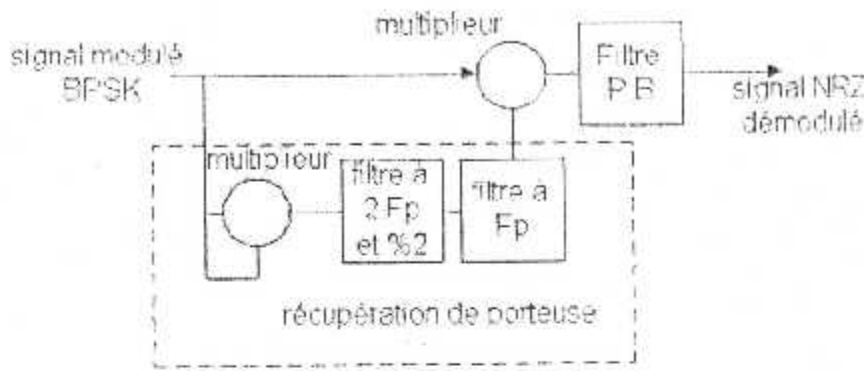


Figure II-15 : Récupération de la porteuse FI par doublage de fréquence

Le signal BPSK reçu qui est bien détaillé dans la Figure (II-15) est appliqué simultanément aux 2 entrées d'un multiplicateur.

En sortie, on retrouve le produit :

$$\text{Cos}^2 \omega t \text{ ou bien } \text{Cos}^2 (\omega t + \pi) \text{ suivant la phase de la porteuse.}$$

Il en résulte une composante continue et une composante à la fréquence 2ω sans déphasage. Un simple filtrage et une division par 2 suffit pour restituer, dans le récepteur, une porteuse en phase avec la porteuse FI émission.

II-4-4-3- La modulation BPSK des signaux GPS

La modulation biphase binaire (également connue sous le nom de déphasage binaire verrouillant [BPSK]) est la technique qui est employée pour moduler les codes sur les ondes porteuses initiales.

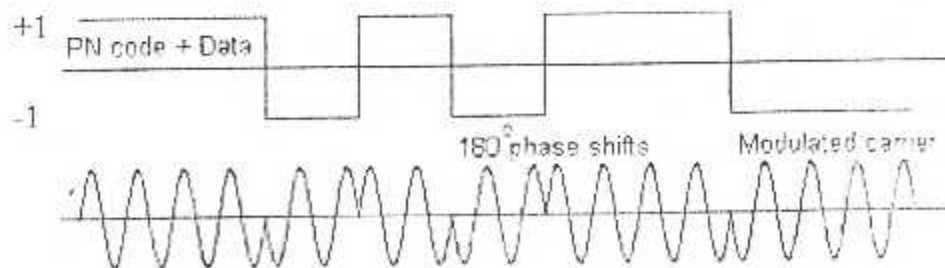


Figure II-16 : Modulation BPSK des codes PRN

Les codes qui sont exprimé dans la Figure (II-16) sont maintenant directement multipliés avec la porteuse, qui a comme conséquence le déphasage de 180 degrés du porteur chaque fois l'état des changements de code.

Les techniques de modulation ont également les propriétés d'élargir le signal transmis au-dessus d'une bande de fréquence beaucoup plus large que la largeur de bande minimum exigée pour transmettre l'information qui est envoyée.

Ceci est connu en tant que modulation écartée du spectre qui a les avantages du gain de traitement se développant dans l'opération de propagation dans le récepteur, et il aide à empêcher le blocage possible du signal.

II-5- Le récepteur GPS

Pour caractériser le signal en entrée du récepteur GPS, on prend en compte son rapport signal à bruit SNR. On rappelle que la densité spectrale de puissance du bruit thermique s'exprime comme:

$$N_n = 10 \log(k \cdot T_0) = -204 \text{ [dBW/Hz]} \quad (\text{II-8})$$

où k est la constante de Boltzmann et T_0 la température référence de 290°K. La puissance de bruit à l'entrée des boucles du récepteur (pour la structure du récepteur, on se reporte au paragraphe qui suit) est définie comme suit:

$$N_{n, \text{tot}} = 10 \log(k \cdot T_0) + 10 \log(B) + N_f \text{ [dBW]} \quad (\text{II-9})$$

Où B représente la bande du filtre passe-bande en entrée du récepteur et N_f est la figure de bruit du dispositif, qui comprend les effets de l'antenne et des câbles. Une valeur assez typique pour N_f est de 4 dB, ce qui donne dans les 8 MHz du lobe principal et des trois premiers lobes secondaires du signal GPS en code C/A une puissance de bruit de -131 dBW (soit -134 dBW pour 20MHz). On utilisera par la suite cette valeur de N_f comme référence pour cette étude. où B représente la bande du filtre passe-bande en entrée du récepteur et N_f est la figure de bruit du dispositif, qui comprend les effets de l'antenne et des câbles. Une valeur assez typique pour N_f est de 4 dB, ce qui donne dans les 8 MHz du lobe principal et des trois premiers lobes secondaires du signal GPS en code C/A une puissance de bruit de -131 dBW (soit -134 dBW pour 20MHz). On utilisera par la suite cette valeur de N_f comme référence pour cette étude.

On remarque que le signal GPS se trouve toujours en dessous du seuil du bruit thermique. Si l'on considère le canal d'un récepteur qui reçoit le satellite i , tous les autres constituent vis à vis du signal i un bruit additif. Comme tous ces signaux ont une puissance nettement inférieure à celle du bruit thermique, on peut les négliger pour l'estimation du SNR. On va donc considérer le signal reçu en absence de brouillage comme un bruit blanc gaussien de puissance égale à la puissance de bruit dans la bande du filtre du récepteur.

Caractérisation du Récepteur

La figure II-17 montre la structure générique d'un récepteur GPS numérique. Etant donné qu'il s'agit d'un système à spectre étalé, les fonctions fondamentales sont:

- la synchronisation des boucles du code et de la porteuse,
- la corrélation pour le dés étalement,
- Le calcul de navigation à partir des données reçues.

Les fonctions 1 et 2 sont réalisées pour chaque canal du récepteur par le bloc *Canaux Numériques* et la fonction 3 par le bloc *Traitement Données Navigation*. La Figure II-18 montre un schéma bloc de la structure d'un canal numérique.

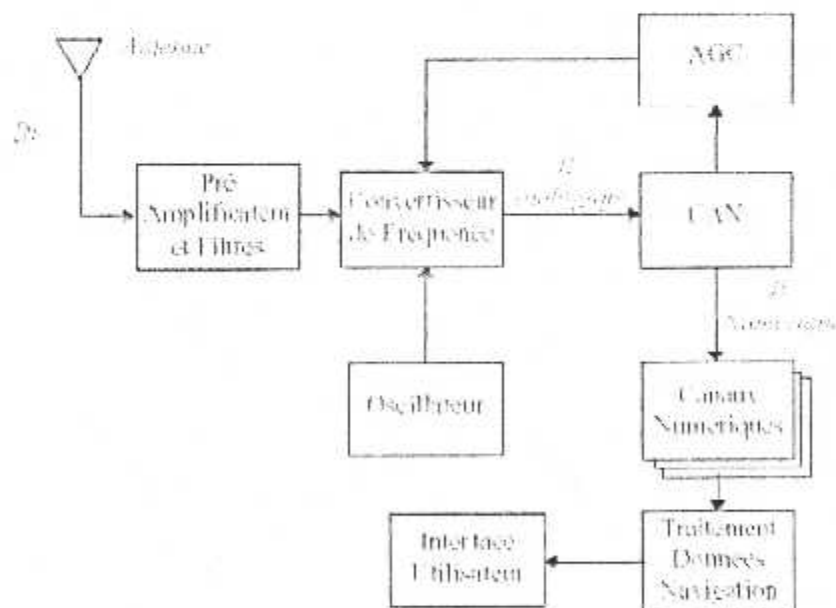


Figure II-17 : Structure d'un Récepteur GPS Numérique.

On remarque qu'une des caractéristiques d'un récepteur numérique est le calcul numérique de la corrélation et des boucles de poursuite. Dans un récepteur analogique, cette opération est effectuée avant la conversion A/N; il fallait donc un CAN pour chaque canal.

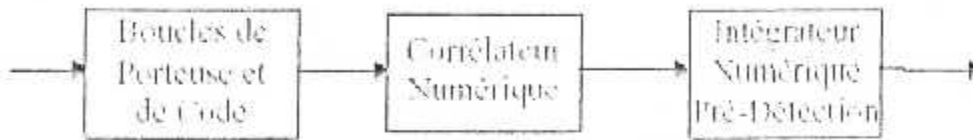


Figure II-18 : Schéma Bloc de la Structure d'un Canal Numérique.

Le canal numérique est composé par une FLL (Frequency Lock Loop), qui assure la recherche et le maintien de fréquence de la porteuse, une PLL (Phase Lock Loop), qui assure la synchronisation du code reçu avec le code généré localement imbriquée avec un corrélateur qui effectue l'opération de dés-étalement. Il s'agit de la structure de base, en forme simplifiée.

Un autre point à mettre en évidence est la présence d'un contrôle automatique de gain (AGC, *Automatic Gain Control*) qui effectue une normalisation du signal avant son échantillonnage et discrétisation. En fait, le CAN travaille sur une plage d'amplitude fixe, comprise entre les valeurs extrêmes d'amplitude $[-A_{max}, +A_{max}]$. Tous les signaux dont l'amplitude dépasse ces valeurs sont écrêtés. Or la puissance du signal GPS a une plage de variation assez restreinte, qui peut par contre devenir beaucoup plus importante en présence d'autres signaux dans la bande. Il est donc indispensable de recadrer le signal avant le CAN pour éviter une forte probabilité d'écrêtage avec la conséquence néfaste d'une génération d'harmoniques dans la bande GPS.

Pour ce faire, on effectue une estimation de la puissance du signal en entrée du récepteur, qu'on note ici P_{in} , et on normalise le signal par rapport à sa valeur efficace S_{eff} . L'amplitude instantanée du signal en entrée du CAN est donc

Où k est un facteur qui détermine la plage de conversion par rapport à la dynamique du signal (typiquement $k = 3$ ou 4).

Comme le signal en entrée peut être assimilé à un bruit blanc gaussien (au moins en absence de brouillage) en augmentant la valeur de k , on réduit la probabilité d'écarter le signal mais on réduit aussi sa dynamique par rapport à l'échelle de quantification. Ces considérations :

Le modèle du récepteur que l'on adopte est un récepteur GPS avionique pour usage civil utilisant le code C/A. La fréquence d'échantillonnage nécessaire pour le lobe principal est de 2 MHz. On se place dans le cas d'une fréquence d'échantillonnage plus élevée pour récupérer l'énergie d'une partie des lobes secondaires et on choisit une fréquence d'échantillonnage de 20 MHz. L'utilisation d'une fréquence élevée pour un récepteur numérique possède plusieurs avantages dont celui lié au traitement des problèmes de multi trajet. Sans rentrer dans les détails, on montre que pour traiter le multi trajet, on peut supprimer le lobe principal et effectuer un traitement de corrélation sur les lobes secondaires.

Cette valeur de 20 MHz correspond à un compromis. En effet, elle permet d'obtenir un meilleur comportement vis-à-vis du multi trajets, mais en l'augmentant d'avantage le gain en performances est limité du fait de la décroissance rapide de la puissance des lobes secondaires. De plus, on augmente alors la puissance du bruit thermique et on s'expose d'avantage aux effets de brouillage par les signaux hors bande. Typiquement, un récepteur bas de gamme fonctionne à 2 MHz, et un récepteur militaire peut aller jusqu'à 50MHz (mais le lobe principal du code P occupe 20MHz).

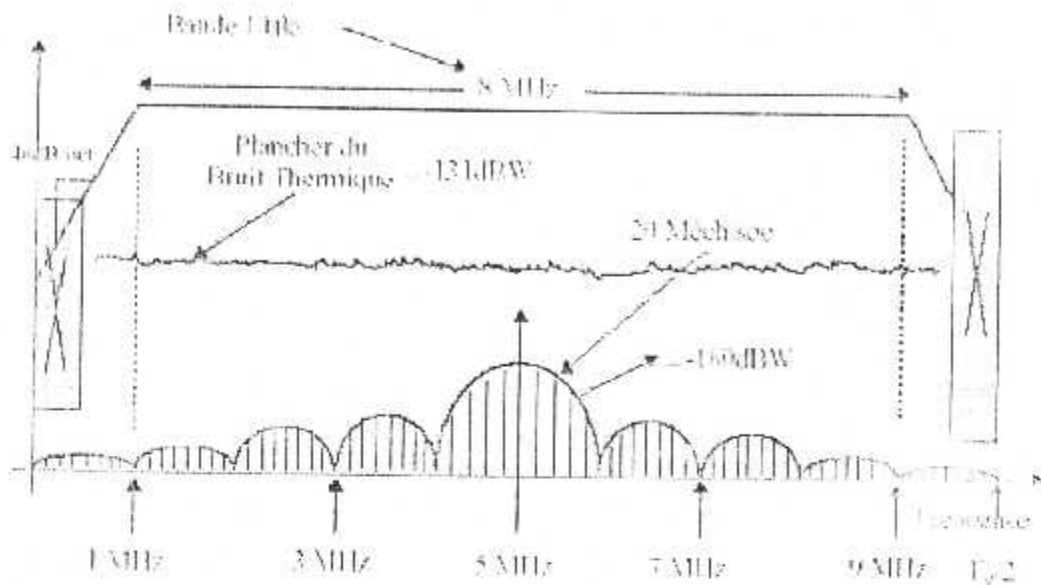


Figure II-19 : Représentation Spectrale du Signal GPS Disponible en Fréquence Intermédiaire.

La fréquence d'échantillonnage choisie nous permet d'utiliser une bande de 10 MHz, correspondant à 4 lobes secondaires de part et d'autre du lobe principal. La. Le signal est centré autour d'une fréquence centrale F_0 de 5 MHz. On adopte pour notre récepteur un filtre passe-bande avec une fréquence de coupure de $F_0 \pm 4$ MHz, qui possède une pente de ± 40 dB/octave dans la bande de transition. On va donc récupérer l'énergie du lobe principal et celle des trois premiers lobes secondaires. La puissance de bruit dans la bande passante du filtre (8 MHz) vaut effectivement $N = -204 + 10 \log(8 \cdot 10^6) = -135$ BW.

Le facteur de bruit de notre récepteur vaut $N_f = 4$ dB (en prenant le gain d'antenne à 0 dBic) et la puissance de bruit thermique résultante est donc:

$$N_{\text{bruit}} = N + N_f = -131 \text{ dBW} \quad (\text{II-10})$$

Notre récepteur est muni d'un limiteur en entrée qui élimine les impulsions de forte puissance, et d'un contrôle automatique de gain programmable (c'est à dire que l'on pourra choisir le facteur de normalisation k par rapport à la valeur efficace du signal, défini à l'équation (II-8).

On considère pour l'ajustement de l'AGC une constante de temps de l'ordre de quelques msec. La valeur de ce paramètre dépend essentiellement du constructeur des récepteurs

Concernant le rapport J/S (rapport de puissance entre le brouilleur et le signal utile), et le décrochage des boucles du récepteur GPS se produit pour des valeurs différentes selon que le brouilleur est du type CWI (Continuous Wave Interference) ou à bande semi-étroite (jusqu'à 100KHz). A titre indicatif, on considère pour l'instant les rapports suivants:

$$\left. \frac{J}{S} \right|_{CWI} = 14 \text{ dB} \quad \text{et} \quad \left. \frac{J}{S} \right|_{\text{bande étroite}} = 24 \text{ dB} \quad (II-11)$$

Ceci signifie qu'un brouilleur de type CWI entraînera le décrochage des boucles lorsque la puissance du brouilleur (J) sera de 14dB supérieure à la puissance du signal GPS utile (qui est typiquement de -160dBW).

Le temps minimum de maintien pour qu'un brouilleur soit nuisible est fixé à 1 msec, correspondant au temps d'intégration et au décrochage de la boucle de porteuse (FLL). Les aspects caractérisants le récepteur sont résumés au Tableau II-2

FREQUENCE D'ECHANTILLONNAGE	20 MHz
SEUIL DE DECROCHAGE POUR UN CWI	$J/S \geq 14 \text{ dB}$
SEUIL DE DECROCHAGE POUR UN BROUILLEUR A BANDE SEMI-ETROITE	$J/S \geq 24 \text{ dB}$
TEMPS D'INTEGRATION DES BOUCLES	1 msec

Tableau II-2 : Paramètres Caractéristiques du Récepteur GPS

II-6- Fonction d'auto corrélation

II-6-1- Introduction

Afin de dépister un SV dans la vue commune avec plusieurs autres SVS, un récepteur GPS doit relier l'ordre du PRN pour le SV désiré avec le signal convoyeur de reproduction, y compris l'effet Doppler.

Le processus de corrélation du code est mis en application comme une multiplication en temps réel du déphasage du code de reproduction avec le code entrant de SV, suivi d'une intégration et d'une décharge processus. Chaque code de SVPRN doit être d'une façon minimum en corrélation croisée avec n'importe quel autre code de SVS PRN pour n'importe quelle combinaison de phase ou d'effet Doppler Au cours de la période entière de code.

La fonction d'auto corrélation du Généraliste code est donnée par :

$$C_{xx}(\tau) = \frac{1}{1.023 * T_{CA}} \int_{t=0}^{t=1 \text{ ms}} x_i(t) * x_i(t + \tau) dt \quad (\text{II-12})$$

X_i = ordre du code C/A pour SV.

T : période d'ébrèchement de code de CA = de C/A (977.5 nanosecondes).

τ = phase de variation de temps dans la fonction d'auto corrélation.

le $\tau = 0$, la corrélation maximum est obtenu ; le code de reproduction est identique que reçu.

II-6-2- Quelque notion sur la corrélation

La **corrélation** est définie comme étant la somme (l'intégrale pour le continu) du produit de deux fonctions que l'on décale progressivement l'une par rapport à l'autre. C'est la succession des opérations de Translation, Multiplication & Accumulation (TMA).

$$R_{xy}(k) = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} x(n+k).y(n) \quad (\text{II-13})$$

On parle d'**inter corrélation** si les deux fonctions sont différentes. L'inter corrélation de deux suites discrètes $x(n)$ et $y(n)$ est définie par l'une ou l'autre des expressions suivantes:

$$R_{xy}(k) = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} x(n).y(n-k) \quad R_{xy}(k) = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} x(n+k).y(n) \quad (\text{II-14})$$

Avec :

$$R_{yx}(k) = R_{xy}(-k) \quad (\text{II-15})$$

$$R_{yx}(k) = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} y(n).x(n-k) \quad R_{yx}(k) = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} y(n+k).x(n) \quad (\text{II-16})$$

La fonction d'inter corrélation, qui permet de **comparer deux signaux** et de tester leur **ressemblance**, atteint son maximum lorsque les deux signaux sont superposés "au mieux". C'est ce que montre dans le domaine continu.

Relation entre Convolution (RTMA) et Corrélation (TMA) :

$$R_{xy}(k) = x(k) * y(-k) \quad (\text{II-17})$$

On parle d'**auto corrélation** si les deux fonctions sont identiques :

$$R_{xx}(k) = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} x(n).x(n-k)$$

$$R_{xx}(k) = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} x(n).x(n+k) \quad (\text{II-18})$$

La valeur de la fonction d'auto corrélation à l'origine représente l'énergie du signal.

$$R_{xx}(0) = E(x) = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} x^2(n) \quad (II-19)$$

- La **densité spectrale de puissance** est égale à la transformée de Fourier de la fonction d'auto corrélation.
- La fonction d'auto corrélation permet :
 - ✓ D'extraire un signal noyé dans du bruit.
 - ✓ De déterminer une périodicité cachée.
 - ✓ D'évaluer la fréquence moyenne d'un signal et la dispersion des fréquences (variance) par rapport à cette valeur moyenne.
 - ✓ De calculer la densité spectrale de puissance

II-6-3- La fonctionnement d'un corrélateur

Le signal reçu est vérifié pour tout les codes possible PRN. Le GPS produit chacun de ces codes et les contrôle par une allumette. Même si le GPS produit le bon code PRN, il assortira seulement le signal reçu s'il est aligné exactement. En raison du délai entre l'émission et la réception, le signal produit par le GPS doit également être donné dans le délai.

Quand une pic est trouvée, le récepteur de GPS sait quel code PRN (et donc quel satellite), et quel délai (donc avant la pseudo-gamme).

II-6-4- Les constituants d'un corrélateur

- ✓ Comparer le signal reçu du code au code localement produit, morceau par morceau
- ✓ Si les deux morceaux sont 0, ou si les deux morceaux sont 1, qui est une allumette
- ✓ Si les morceaux est un 0 et l'autre est un 1, ce n'est pas un pic.
- ✓ Une allumette count+1, non un pic counts-1.
- ✓ Résumer au-dessus de tous les morceaux dans l'ordre.
- ✓ Une corrélation de +1 est un pic parfaite : 1023 sur 1023 morceaux

La fonction d'auto corrélation d'un signal numérique périodique est donnée par :

$$C = \frac{1}{1023} \sum_{i=1}^{1023} X(i) * X(i+1) \quad (II-20)$$

Une corrélation de 0 proche est non pic normale, car les nombres de morceaux assortis et le nombre de morceaux mal adaptés équilibrent dehors si cas. Les ordres de PRN sont conçus pour que ceci se produise. Les ordres de PRN ne devraient assortir aucun autre ordre de PRN, ni devraient-ils s'assortissent à tout autre retard.

Chaque signal a le nombre à peu près identique de 0 et de 1, assez aléatoirement distribué, ainsi les allumettes et les disparités aléatoires sont puits équilibré.

Ceci rend les signaux moins susceptibles du bruit, et permet à tous les satellites d'employer la même fréquence.

II-7- La fonction de corrélation et la Recherche des fréquences Doppler

Dans le processus de recherche de dimension, nous fixons une recherche de code de la fréquence du code C/A de Doppler est exécutés. Tous les 1023 bits que le code-phase sont examinées, s'il n'y a aucune corrélation maximum, l'incréméntation de la fréquence Doppler est faite.

Cette opération est répétée jusqu'à l'obtention d'une corrélation maximale.

Au niveau du récepteur, le modèle de recherche fonctionne habituellement avec une fréquence Doppler constante dans la direction de la distance afin d'éviter les trajets multiples.

L'arrivée directe d'un signal sujet par trajets multiples est toujours en avant à l'heure des arrivées reflétées. Le modèle de recherche est typiquement de la valeur moyenne de l'incertitude Doppler et puis symétriquement un casier Doppler de chaque côté.

II-8- Conclusion

Dans ce chapitre on a examiné les caractéristiques des codes C/A (coarse acquisition), La raison principale pour l'utilisation de ses codes PRN dans le système GPS est que le code de PRN agrandit la gamme non ambiguë des mesures. On doit alors ainsi conclure qu'après 1023 bits le code est répété.

La longueur du code C/A est une information très importante pour effectuer l'acquisition et le cheminement des données.

Dans la deuxième partie de ce chapitre, nous avons étudié l'incertitude Doppler, le code C/A et la simulation de la méthode de recherche qui a été ainsi accomplie.

CHAPITRE III :
La position Satellite et les incertitudes Doppler

III-1- Introduction

En raison des fréquences porteuses trop élevées et des grandes vitesses de satellites employées par le GPS, le signal reçu peut avoir de grands effets Doppler, qui peuvent changer rapidement (Hz/s).

L'incertitude Doppler est produite par le mouvement relatif qui aura un impact sur le traitement des signaux au niveau du récepteur. Afin d'obtenir l'effet Doppler, le calcul de la position satellite est exigé pour les simulations.

L'information d'effet Doppler est importante pour exécuter l'acquisition et le cheminement des signaux GPS.

III-2- La position du satellite

Le calcul de la position du satellite vu par l'utilisateur, les besoins de définir le premier modèle mathématique, la même armature de référence, où sont les paramètres satellites définis. Ils ont aboutis aux coordonnées centrées de la terre fixe (ECEF). Ce système du même rang est basé sur le système mondial géodésique 1984 (WGS-84).

Bien que les coordonnées ECEF soient suffisantes pour la majorité des tâches dans le système GPS plaçant, (ECI) le système du même rang à inertie Terre centre est plus pratique pour le calcul des positions des satellites.

III-2-1- LOIS KEPLER

Johannes Kepler (1571-1630) était un astronome et un mathématicien allemand qui a développé trois lois, basées sur les observations de Tycho Brahe (1546-1601), qui a décrit le mouvement des planètes autour du soleil. Ses deux premières lois ont été éditées en nova d'Astronomie en 1609 et sa troisième loi a été éditée dans Harmonices Mundi en 1619.

Ce mouvement planétaire, ou mouvement Keplerien, est maintenant employé pour décrire le chemin orbital d'un satellite autour de la terre avec la seule force agissant là-dessus et étant l'attraction de la gravité terrestre. Les trois lois de Kepler sont :

1. L'orbite est une ellipse dans un avion avec le centre de la masse du corps d'attraction à un de ses foyers. Ceci indique qu'un satellite satellisant la terre ne sera pas à la même distance de la terre à tout moment, à moins que l'orbite soit circulaire. Le point où il est le plus proche de la terre est connu pendant que le périégée et le point le plus lointain est connu comme apogée.
2. Le vecteur du rayon du satellite qui balaye hors du secteur égal dans le temps égal. Ceci signifie que la vitesse du satellite n'est pas constante et sera à sa plus rapide à l'apogée et sa plus lente au périégée.
3. Le rapport entre la place de la période orbitale (le temps pris pour qu'un satellite accomplisse une orbite) et le cube de l'axe semi-principal de l'orbite elliptique est le même pour tous les satellites. Ceci indique que deux satellites avec le même axe semi-principal d'orbitale mais avec différentes excentricités (l'aplatissement de l'ellipse), prendront le même temps d'accomplir une révolution de leurs orbites. Juste six paramètres (les éléments de Kepler) peuvent être employés pour décrire un satellite après mouvement de Kepler en ce qui concerne la terre. Leur définitions sont :
 - 1- L'axe semi-principal de l'orbite elliptique.
 - 2- L'excentricité de l'orbite elliptique.
 - 3- L'inclinaison orbital à l'équateur.
 - 4- La bonne Ascension du noeud croissant.
 - 5- L'argument du périégée.
 - 6- Le temps l'ou le satellite passe le périégée.

Les lois définies sont mentionnées dans la Figure III-1 ci-dessus, s'appliquant au mouvement des satellites de GPS :

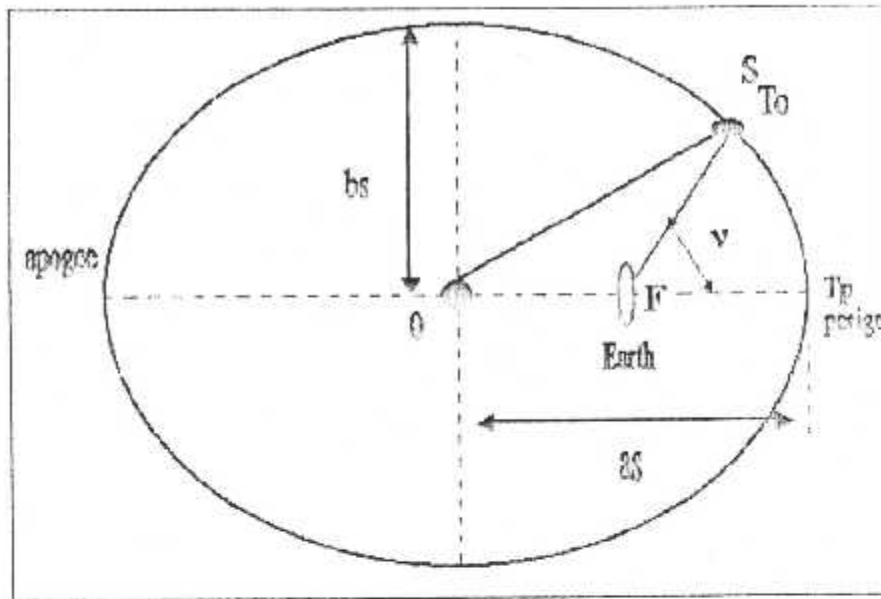


Figure III-1 : Orbites des satellites GPS

Dans la Figure III-1 :

F : est le foyer (le centre de la terre),

as , est l'axe semi-principal de l'ellipse,

bs : est l'axe semi-mincur de l'ellipse, ν est l'anomalie réelle au temps (t). Pour le satellite aux mêmes points de référence dont elle est orbite est connu comme époque de t ou le temps de l'éphéméride,

tp : est le moment où les passages satellites au périgée (tp est un paramètre orbital de Kepler).

1- En second lieu Kepler dit que la loi est donnée la loi est donné par :

$$\frac{t - t_p}{A1} = \frac{T}{\pi^2 a_s^3 b_s} \quad (III-1)$$

T : est la période du satellite, qui correspondent au seconde sidéral du jour 86400.

La loi n° 2 et 3 sont données par :

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

$GM = \mu = 3.986005 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$, est la constante de la gravité de la terre.

L'excentricité d'une ellipse est définis comme :

$$e_s = - \frac{\sqrt{a_s^2 - b_s^2}}{a_s} \quad (III-3)$$

e_s : satellite orbite excentricité

Les trois éléments orbitaux de Kepler suivants définissent l'orientation de l'orientation de l'orbite dans les coordonnées ECEF.

Voici un tableau de la **troisième loi de Kepler** aurait pu faire pour consigner les résultats des observations de Tycho Brahé et de ses calculs.

Pour quelques satellites de la Terre on :

Satellite	A demi grand axe en 10^3 km ou 10^6 m	T période de révolution	de T période de révolution en s	T^2/a^3 en $\text{s}^2.\text{m}^{-3}$
Lune	384	27,32 jours	$2,35.10^6$	$9,78632.10^{-12}$
Hipparcos	24,546	10h37min 57s	38277	$9,9068.10^{-12}$
NOAA 15	7,19	1h41min09s	6069	$9,90941.10^{-12}$
GPS BII-01	26,5625	1h58min08s	43088	$9,90617.10^{-12}$
Globalstar MO48	7,79	1h54min4s	6844	$9,90849.10^{-12}$

Tableau III-1 : Les satellites de la Terre

On observe bien que T^2/a^3 est une constante mais que cette constante dépend de l'astre attracteur.

On a $T^2/a^3 = 4\pi^2/GM$, où G est la constante de gravitation universelle :

$$G = 6,67.10^{-11} \text{ m}^3.\text{kg}^{-1}.\text{s}^{-2}$$

En prenant en compte les résultats des tableaux ci-dessus, il est donc possible de déterminer la masse des astres. On trouve par exemple :

- Pour le Soleil : $M_S = 2,00.10^{30} \text{ kg}$.
- Pour Jupiter : $M_J = 1,91.10^{27} \text{ kg}$.

Les lois de Kepler s'appliquent aussi bien aux satellites naturels qu'aux satellites artificiels d'un astre.

En utilisant la constante trouvée pour les satellites artificiels (quatre dernières lignes du **Tableau III-1**) on obtient comme masse de la terre $M_T = 5,97.10^{24} \text{ kg}$

La constante obtenue avec la Lune est légèrement différente. Newton a déjà corrigé la troisième loi de Kepler en montrant que la masse qui intervenait était en fait la somme des masses des deux corps en interaction gravitationnelle (ici la Terre et la Lune).

En se servant de la correction de Newton on trouve $M_{\text{Terre} + \text{Lune}} = 6,05.10^{24} \text{ kg}$ et par différence la masse de la Lune est $M_L = 7,36.10^{22} \text{ kg}$.

En fait, la troisième loi n'est qu'approchée et les bons résultats obtenus par Kepler sont dus au fait que la masse des planètes est négligeable devant celle du Soleil (Jupiter, la plus grosse planète a une masse qui ne dépasse pas le millième de celle du Soleil).

Sur la **Figure III-2**, i est le paramètre d'inclination, Ω est longitude du noeud croissant et le ω est l'argument du périégée.

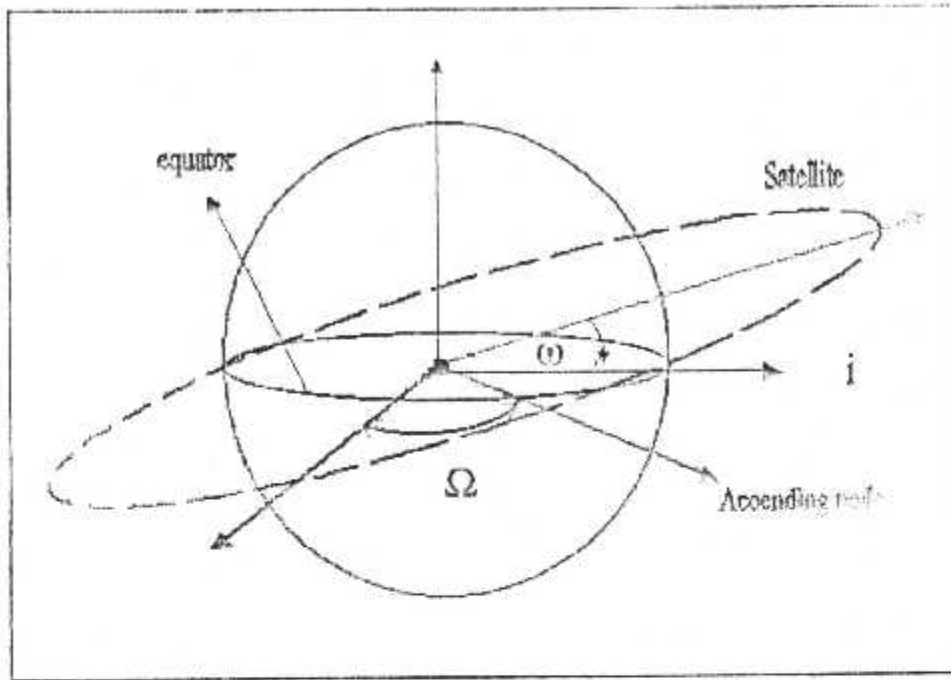


Figure III-2 : Paramètres d'orbite

III-2-2- LES CORRECTIONS DU TEMPS GPS

Supposons, $t(u)$ est le temps où le signal arrive au récepteur, t est la période de la transmission du satellite. La relation entre les deux paramètres est donnée par :

$$t = t(u) - p(i)/c \quad (III-4)$$

avec:

p_i : est la pseudo-gamme du satellite i au récepteur,

c : est la vitesse de la lumière ($3 \cdot 10^8$ m/s).

p_i/c : est le temps de passage (du satellite à l'utilisateur).

Puisque la pseudo-gamme de chaque satellite à l'utilisateur est différente, la période de la réception est différente. Cependant, dans le calcul on prend une valeur comme référence. Ainsi la période de la réception est une valeur déraisonnable.

Il doit être connue et corrigée. Pour aller au-delà de cette difficulté, laisser le $t(\epsilon)$ représenter la période brute du système GPS et de la transmission corrigée par le $t(\epsilon)$, du temps de passage peut être obtenu dès la semaine (TOW) par les données des éphémérides, et le $t(k)$ la différence réelle entre le $t(\epsilon)$ et le moment d'époque $t(\epsilon_0)$ prise des données des éphémérides.

Signature

Si $(t_k - t_c - t_{oe}) > 302400$ puis $t_k = t_k - 604800$

Si $t_k - t_c - t_{oe} < -302400$ puis $t_k = t_k + 604800$

604800 secondes est la période de la semaine dans la deuxième, ainsi 302400 seconde est demi de semaine dans la deuxième.

Ce qui suit peut être employé pour corriger le temps t du GPS.

Le temps GPS corrigé est indiqué par :

$$t = (c) - \Delta t(t) \quad (III-5)$$

III-2-3- Les message de données et le calcul de la position

Selon des spécifications standard du signal du service de position GPS (SPS), la table III-1 fournit une vue d'ensemble du contenu et de la structure des données dans le message de navigation. Les données incluent l'information exigée pour déterminer ce qui suit :

- 1- la transmission de la période du satellite.
- 2- la position du satellite
- 3- une information de l'état de santé du satellite.
- 4- la correction l'horloge du satellite
- 5- des effets de propagation retarde
- 6- transfert le temps en UTC
- 7- le statut de la constellation
- 8- les informations nécessaires à l'acquisition du code du message
- 9- les informations de précision du satellite
- 10- une information concernant le retard de propagation dû à l'ionosphère
- 11- les éphémérides du satellite

Le message de navigation est transmis par le satellite sur la liaison de transmission de données L1 à un taux de 50 bps. il se compose de cinq l'armature que secondaire 1.2.3 contiennent 10 mots, chaque mot ont 30 bits, tellement chaque armature secondaire étant 300 bits longtemps. L'armature secondaire 4.5 sont 25 le temps conuauté par sous-marin chacun, chaque page commutée secondaire a 10 mots et 300 bits longtemps.

Chaque mot de 30 bits contient 24 bits d'informations et 6 bits de parité, et les utilisateurs, peuvent dépouiller tous les bits de parité, ainsi chaque mot aura 24 bits bit(3) d'utile.

Former table **FigureIII-3** dans chaque armature secondaire, mot est le mot 2 de télémétrie est mot de handover.

Ils ne contiennent aucune information appropriée pour le calcul de position, ainsi chaque frame/page secondaire aura 8 mots contenant des données avec 3 bytes comprenant les messages utiles.

Alors un utilisateur peut obtenir des paramètres en calculant les mots contenant des données de signal de navigation, ces des procédures sont connus comme message de navigation décodant, ces paramètres incluent la correction d'horloge, paramètres d'éphémérides, paramètre de correction d'ionosphère, paramètres de UTC, et ainsi de suite.

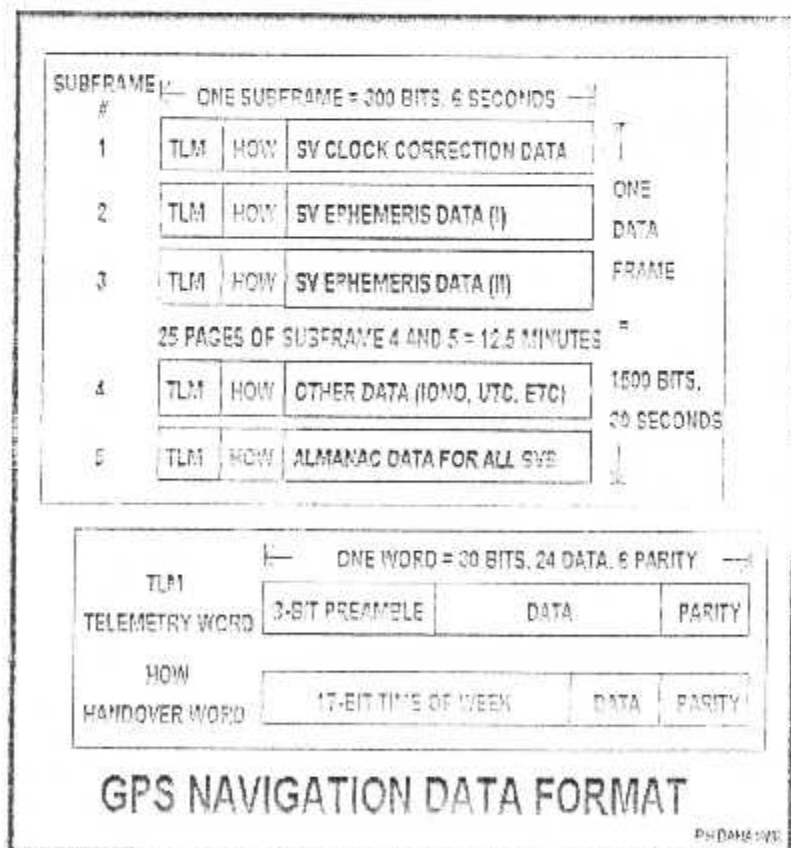


Figure III-3 : Message de navigation du système GPS

Les 8 premiers bits du TLM est un préambule qui des marques il possible pour que le récepteur détermine quand une armature secondaire commence. Les romands du TLM contient les bits de parité et le message de TML qui est disponible seulement pour l'utilisateur autorisé.

COMMENT le mot peut être divisé en quatre parts :

Les 17 premiers bits sont la période tronquée du compte de semaine (REMORQUAGE) qui fournit la période de la semaine dans les unités de 6 secondes. Le REMORQUAGE est les 19 bits du compte de Z indiquent le nombre de l'époque X1 qui se sont produits puisque le début de la semaine le Z compte les époques produites par le registre de X1 du générateur de P- code, qui se produisent chaque 1.5 seconde.

Un compte de REMORQUAGE de zéro se produisent toujours au début de l'armature secondaire 1 de la première armature, l'armature contenant des pages de l'armature secondaire permutée secondaire 4 et 5.

Le peu (18-19) est peu de drapeau quand le peu 18=1, il indique que l'exactitude satellite de gamme d'utilisateur peut être plus mauvaise qu'indiquée dans le bit secondaire 19=1 de l'armature 1. indique que **anti** le mode de **spoof** est allumé.

Les trois bits suivants (20-22) sont l'identification secondaire d'armature (ID)(001,010,011,100,101) que les 8 derniers bits (23-30) sont employés pour des bits de parité.

FRAMA SECONDAIRE 1 :

Il contiennent dans le mot 3 la partie de WN du Z_count. En outre le temps défini par l'horloge dans le satellite :

* t_{sv} : est le temps après des corrections de temps de GPS.

* t_{oc} : est le temps de référence d'horloge (est employé pendant qu'une origine de temps pour calculer l'erreur d'horloge satellite).

* **TGD** : est le groupe ionosphérique retarde

* **IODC** : indiquer le nombre d'issue du Modem d'horloge aux utilisateurs alertes aux changements des paramètres d'horloge.

SUBSTRATER L'ARMATURE 2 et 3 :

Ils contiennent des données des éphémérides, chaque nouveaux paramètres sont téléchargement du segment de commande de GPS.

SUBFRAME 4 :

Les pages 25 de cette armature secondaire contiennent l'almanach pour le satellite avec PRN (numéro 25 et plus haut).

SUBFRAME 5 :

Les 25 pages inclut l'almanach pour le satellite avec des nombres de PRN de 1 à 24 données additionnelles contenues dans le message de navigation est l'erreur de gamme d'utilisateur (**URE**).

Ce qui estiment l'erreur de gamme due aux erreurs dans l'Ephéméride satellite, la synchronisation, et les drapeaux pour indiquer l'état de santé des satellites.

III-3-1 La mesure de fréquence Doppler

Est la différence entre la fréquence reçue et la fréquence nominale de transmission causée par le mouvement relatif entre le satellite et le récepteur. Cette mesure est surtout utilisée pour déterminer la vitesse instantanée de récepteurs mobiles et pour détecter et corriger les sauts de cycle potentiellement présents dans les mesures de phase.

III-3-2 Décalage de fréquence Doppler

Le but de ce paragraphe est de calculer l'incertitude de Doppler, qui est produite par le mouvement relatif du satellite en ce qui concerne l'utilisateur. La fréquence reçue augmente pendant que le satellite approche le récepteur et les diminutions pendant que le satellite recule de l'utilisateur.

L'effet Doppler Égal à se produit quand le satellite est à la position la plus étroite relativement à l'utilisateur, exemple quand le satellite est au zénith.

La variation dans la fréquence est donnée par :

$$f_r = f_T \left(1 - \frac{\vec{v} \cdot \vec{a}}{c} \right) \quad (\text{III.6})$$

f_r : est la fréquence reçue, f_T : Est le fréquence (L1 ou le L2 transmis), v : Est la vitesse relative c est la vitesse de la lumière. Le produit scalaire $\vec{v} \cdot \vec{a}$ est le composant radial de la vitesse relative suivant la ligne de la vue au satellite μ .

de $\mathbf{v} = v \mathbf{d}-\mu$ est la vitesse d'utilisateur dans notre cas que nous supposons que le récepteur ne déplace pas ainsi $\dot{\mu} = 0$, $v = v_d$ le composant radial de la vitesse satellite.

L'orbite du récepteur et du satellite sont dans le même plan :

$$v_d = v \cdot \sin\beta \quad (\text{III-7})$$

Nous considérons l'orbite est circulaire avec un rayon $r_s = 26560 \text{ Km}$; est le rayon de la terre ,

$R_e = 6378,137 \text{ Km}$:

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{2\pi}{11 \cdot 3600 + 58 \cdot 60 + 2.05} = 1.450 \text{ rad/sec} \quad (\text{III-8})$$

La vitesse satellite :

$$v = r_s \cdot \frac{d\theta}{dt} = 3784 \text{ m/s} \quad (\text{III-9})$$

et :

$$\frac{\sin \beta}{\sin(\pi/2 - \theta)} = \frac{\sin \beta}{\cos \theta} = \frac{R_e}{Dis} \quad (\text{III-10})$$

$$Dis = R_e^2 + r_s^2 - 2 R_e \cdot r_s \cdot \sin \theta \quad (\text{III-11})$$

$$v_d = \frac{v \cdot R_e \cdot \cos \theta}{\sqrt{Dis}} \quad (\text{III-12})$$

Figure(III-5), la variation de la vitesse Doppler En position différente du satellite.
Le Doppler maximum peut être trouvé par le dérivé $dv_d/d\theta = 0$; nous avons trouvé $\theta = 0.242 \text{ rad}$.

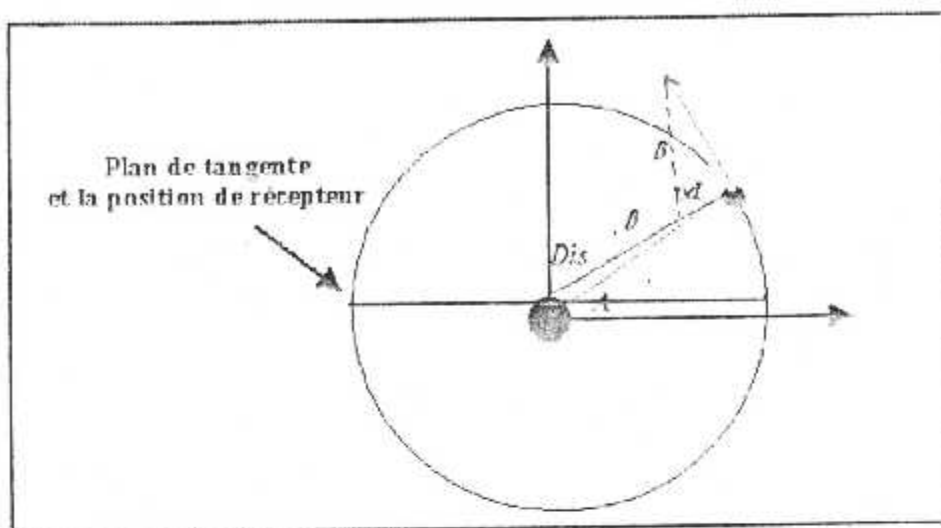


Figure III-4 Position et composant satellites de Doppler

CONCLUSION

Dans ce chapitre, des positions satellites dans les coordonnées d'ECEF ont été calculées en employant les données d'éphémérides. La vitesse Doppler et la fréquence Pour chaque position de satellite sur l'orbite ont été déterminées.

Note :

Nous avons étudié seulement le cas où le récepteur et le plan d'orbite du satellite sont sur la même voie.

La valeur moyenne du changement de la fréquence Doppler était calculée et égal à 0.54 Hz/s, la valeur maximum est = 1 Hz/s.

CHAPITRE IV :
Les simulations

IV-1- Introduction

Dans ce chapitre, on présente quatre interfaces, qui vont nous permettre de faire les différentes simulations, ayant trait à la génération du code C/A GPS, celle liée au traitement du signal déjà généré, une troisième au processus de corrélation et une dernière réservée à la fonction C/A Doppler.

IV-2- Description d'interface

L'interface principale fait appel à quatre autres interfaces de simulation qui est présentée dans la figure (IV-1).

✓ Interface principale

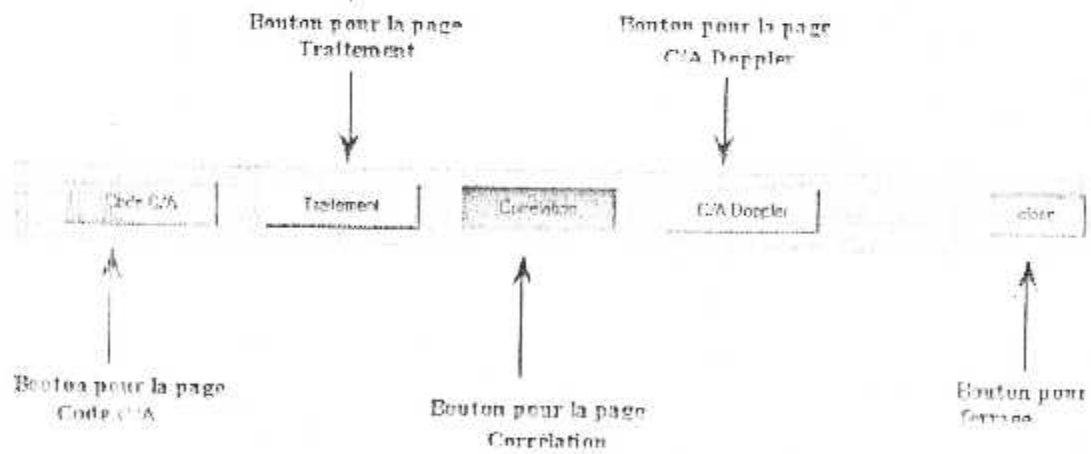


Figure IV-1 interface principale

✓ Interface Code C/A

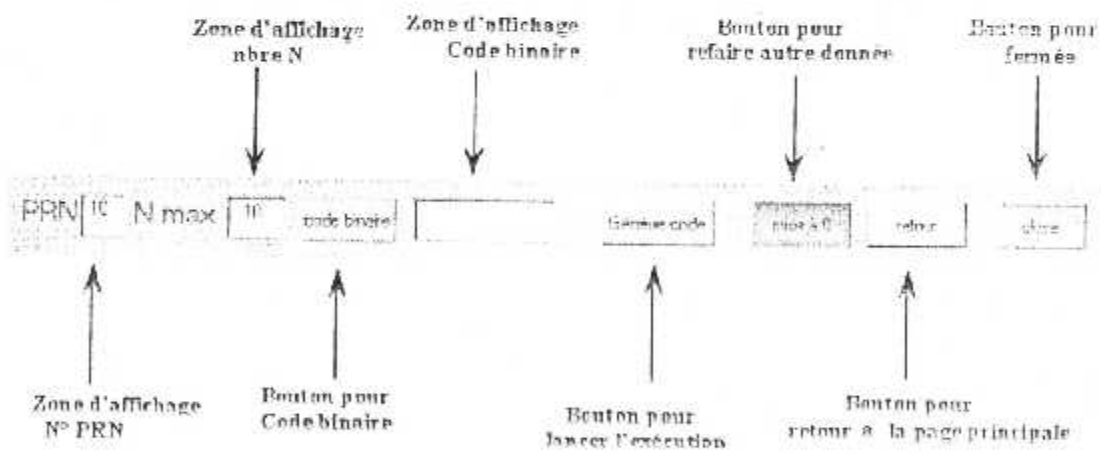
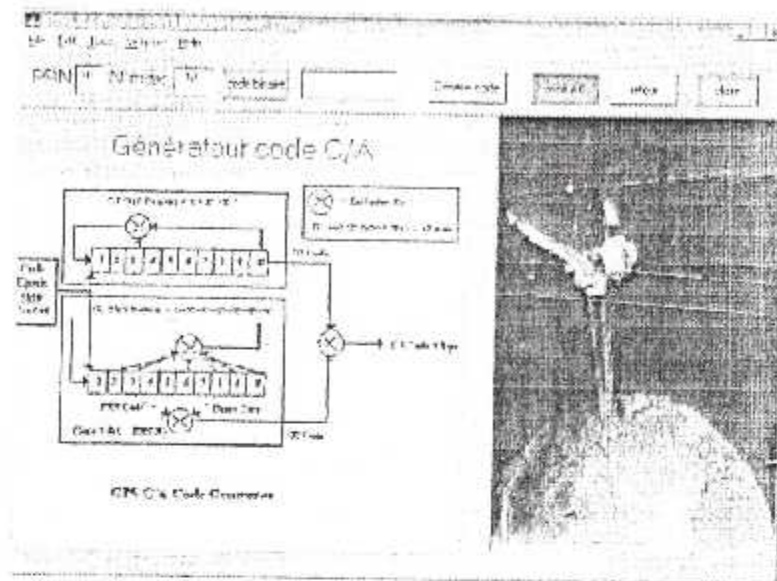


Figure IV-2 : Interface Code C/A

✓ Interface Traitement

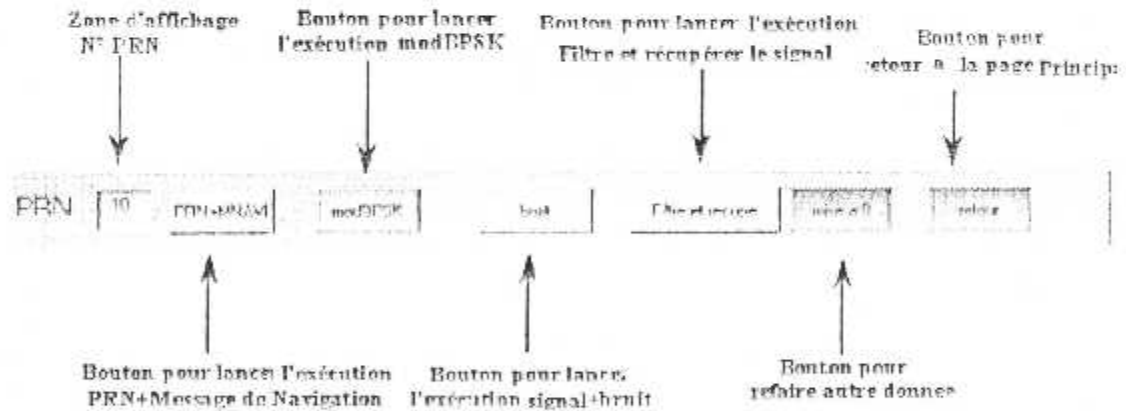
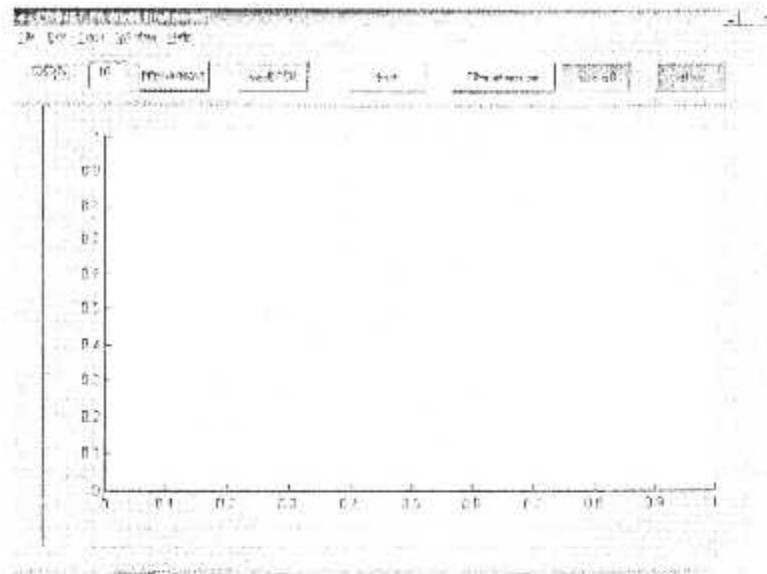
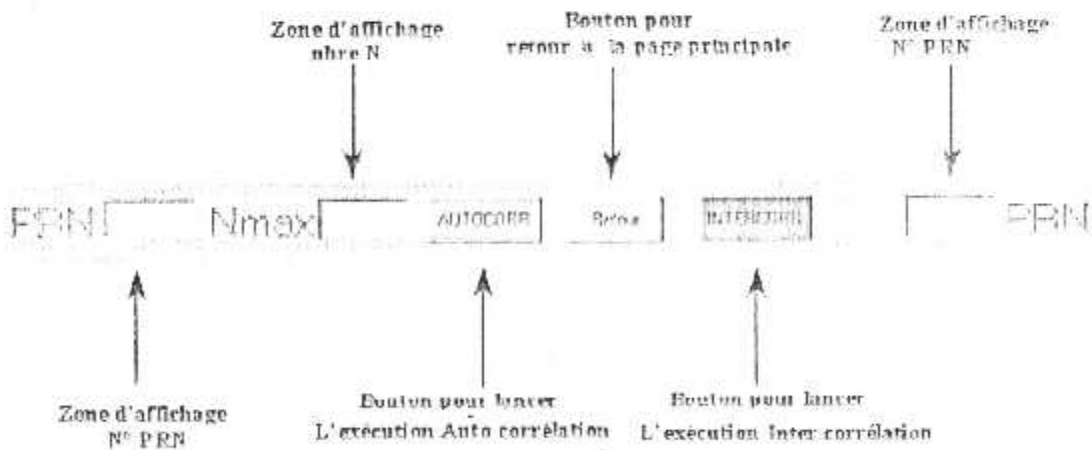
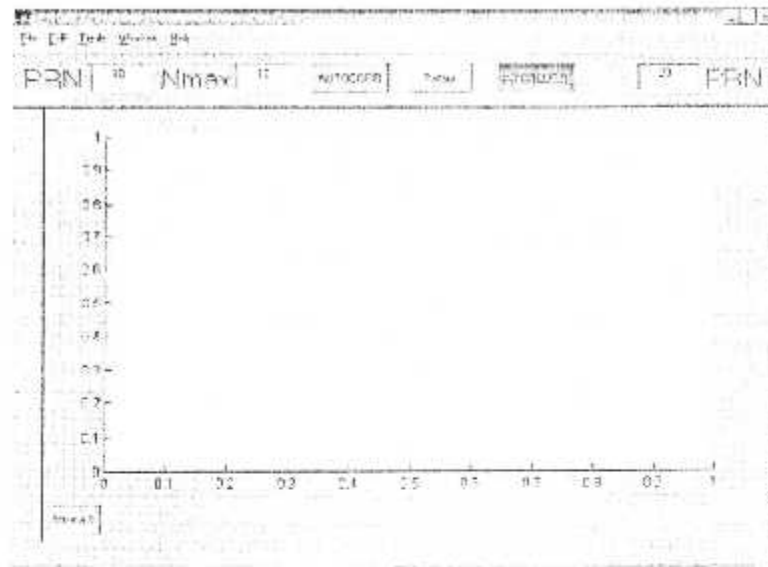


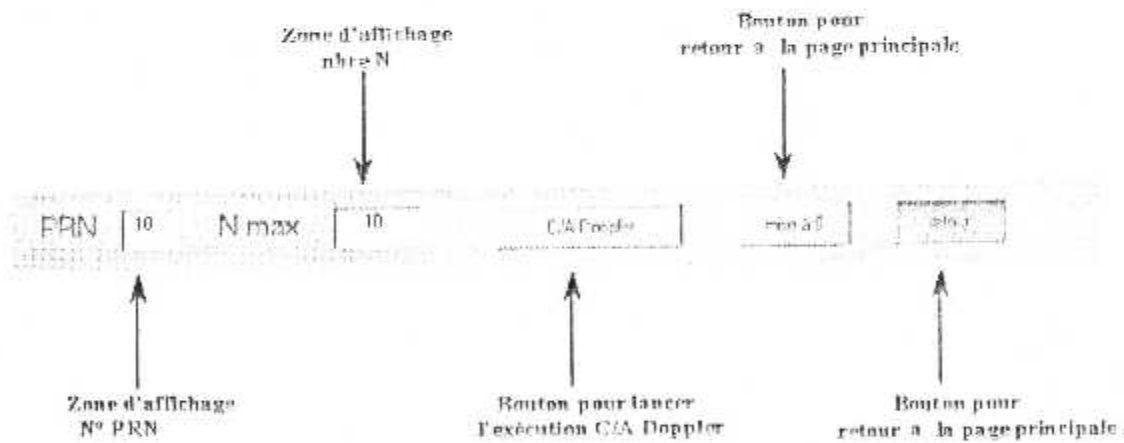
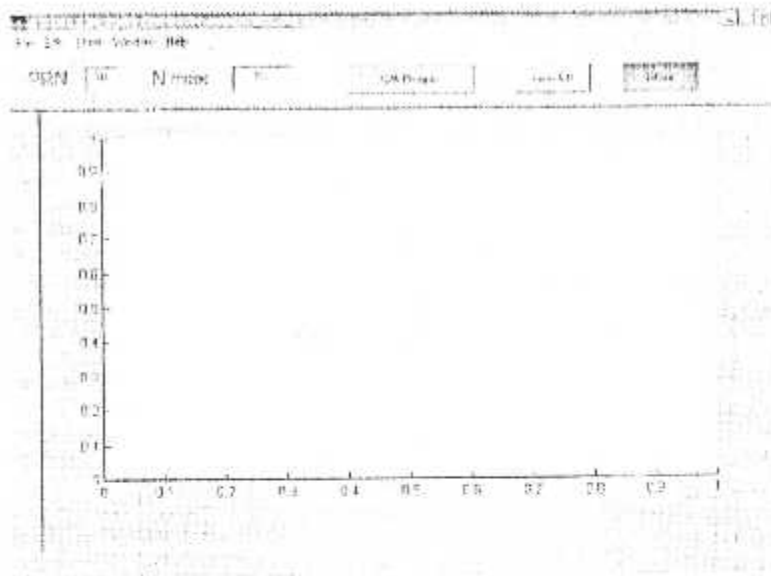
Figure IV-3 : Interface Traitement

✓ Interface Corrélation



FigureIV-4 Interface Corrélation

✓ Interface C/A Doppler



FigureIV-5 : Interface C/A Doppler

IV- Les simulations

IV-1- Génération du code C/A.

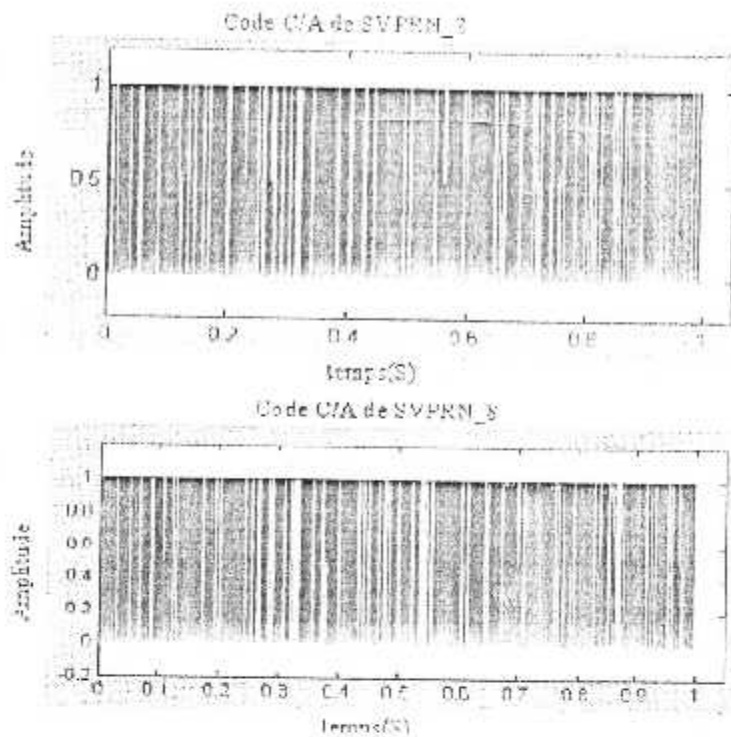
En utilisant le logiciel MATLAB, et après avoir conçu un algorithme pour produire les codes PRN, et à l'aide du registre décalé. Nous avons obtenu ce résultat. Par l'utilisation de cet algorithme, nous pouvons montrer tous les 37 codes possibles.

Ceci nous permet de voir à ce que ressemble chaque code PRN comme indiqué sur la figure(IV-1), ainsi nous pouvons montrer la différence entre les codes par exemple des 10 premiers morceaux pour

le **SVPRN_2** : **111001000** et pour le **SVPRN_8** sont : **1100101100**.

Les résultats des premières simulations sont mentionnées sur la figure(IV-1). D'abord, on a le numéro du PRN puis ensuite par un clic sur le bouton **code binaire** qui affiche ce dernier, i.e. le code binaire puis on clic sur le bouton **Généré le code** pour avoir les trains d'impulsions du code PRN déjà choisis.

On a obtenus les résultats suivants pour **SVPRN_2** et **SVPRN 8** sur la figure(IV-1)



FigureIV-6 Figure IV-1 : Code C/A (SVPRN_2 et SVPRN_8) (1ms de temps)

Pour bien voir le code C/A il faudra minimisé la période de 1023 à 50, et le resultat sera représenté dans la Figure(IV-2)

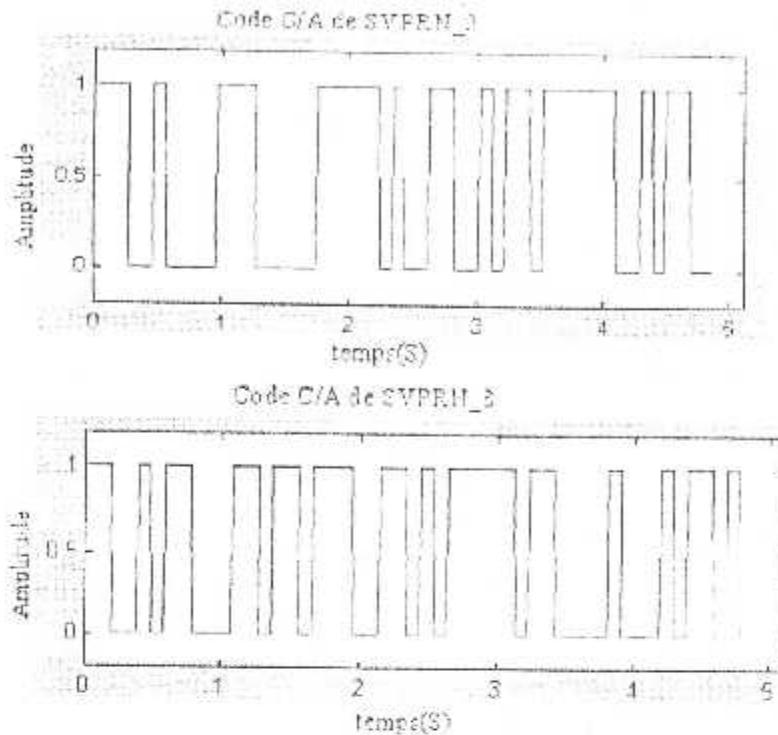


Figure IV-2 : Code C/A (SVPRN_2 et SVPRN_8) de période 50

IV-3-2- Traitement

IV-3-2-1- PRN+Message de Navigation

Le signal qui est émis réellement par le satellite est une combinaison de deux codes différent de fréquence (code C/A plus le Message de navigation) pour visualiser on clic sur le bouton **traitement**.

Dans cette interface (de traitement) on obtient les résultats représentés ci-dessous dans la figure IV-3.



Figure IV-3 : Code C/A (SVPRN_2 et SVPRN_8) (1ms de temps)

IV-3-2-2- la modulation de signal (BPSK)

Pour émettre le signal généré (combinaison des deux codes) il faut une modulation numérique pour pouvoir transporter le signal avec une fréquence porteuse de $L1=1575.45\text{MHZ}$.

En utilise l'interface de la figure Figure IV-, on clic sur le bouton **mod BPSK** pour avoir le code C/A de SVPRN_2 et le message de navigation modulé en modulation numérique **BPSK** qu'est représenté en la Figure IV-4.

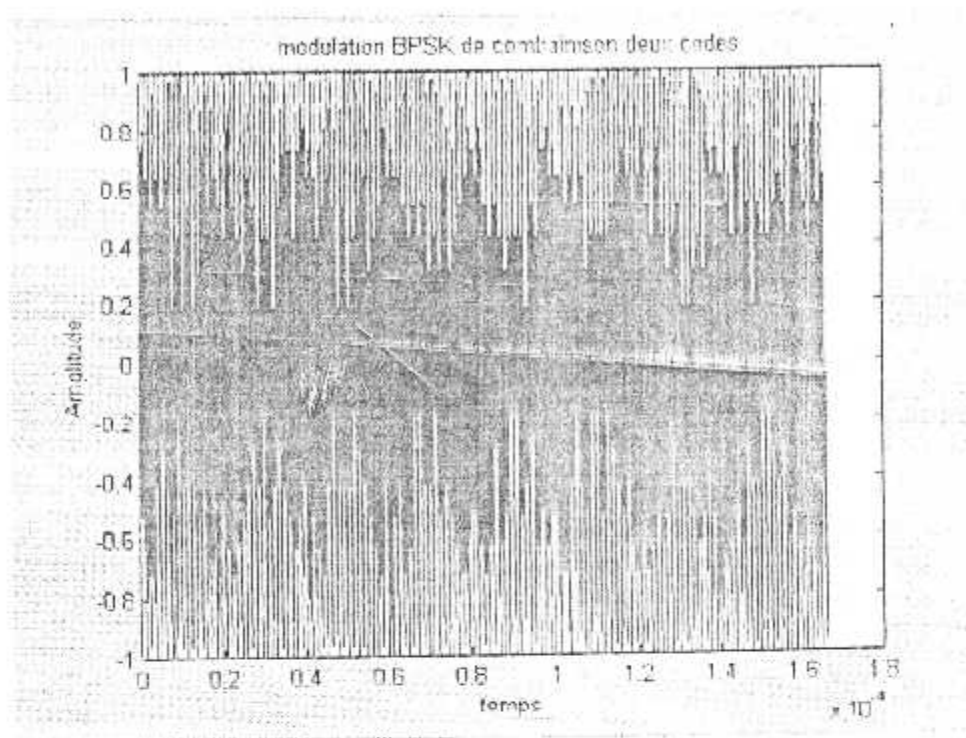


Figure IV-4 : Modulation BPSK pour(SVPRN_2+Message de Navigation).

IV-3-2-3-Signal résultant+bruit

A cause de l'influence de l'atmosphère et du bruit du récepteur le signal utile sera ainsi bruité, et pour mieux se rapprocher des conditions réelles, on a opte pour un bruit de l'ordre de et puis on a procéder à la sommation avec le signal utile.

On utilise l'interface de la figure IV-, on clic sur le bouton (code C/A) pour avoir le code C/A de SVPRN_2 et le message de navigation modulé en modulation numérique qui est représenté dans la Figure IV-5.

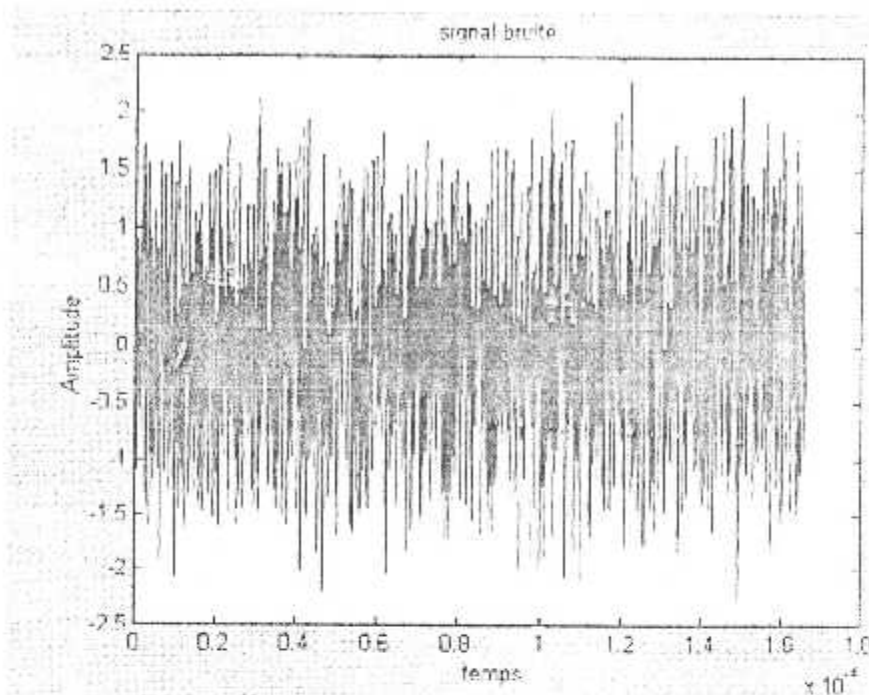


Figure IV-10 : Signal résultant + bruit

IV-3-2-4- Filtre et récupération du signal

C'est une étape différents des autres étapes existant dans le récepteur GPS, son but est de filtrée et de récupérée le signal.

On utilise l'interface de la Figure IV-, on clic sur le bouton (Filtre) pour avoir le signal filtré et ainsi que le signal récupéré sur la figure IV-6.

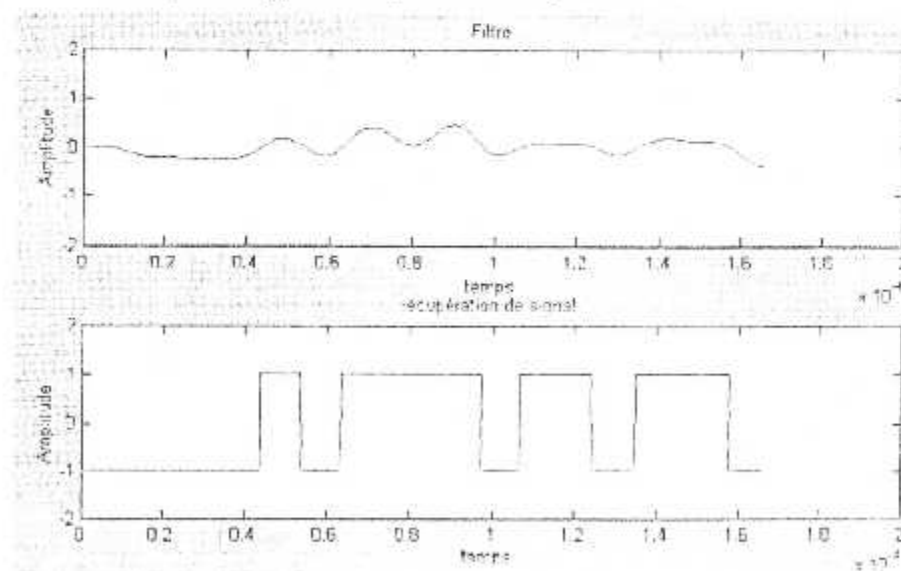


Figure IV-11 Filtre et récupération du signal

IV-3-3- la corrélation

En employant la formule (II-20) mentionnée dans l'algorithme de la corrélation sous le logiciel MATLAB, nous simulons les fonctions d'auto corrélation et de corrélation en travers.

Première étape :

Nous supposons qu'il n'y a aucun effet Doppler. Le peu un, nous obtenons la résultat dans Figure IV-12.

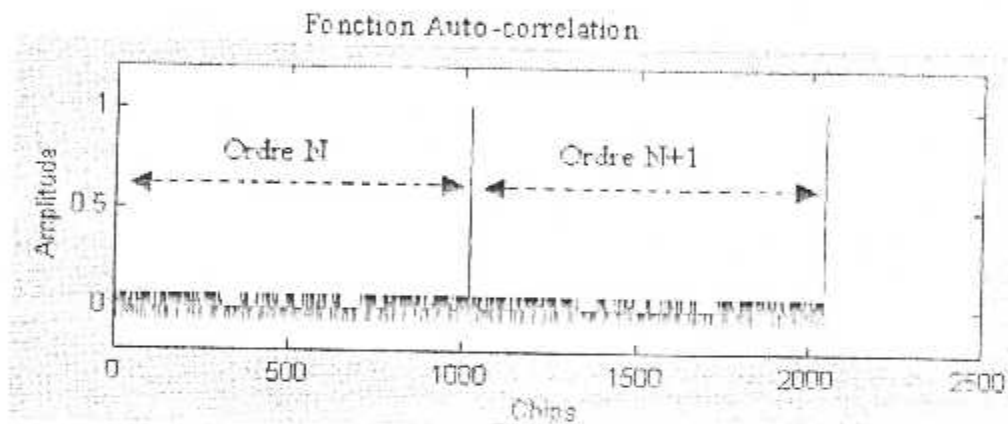


Figure IV-12 : le graphique d'auto corrélation dans deux ordres

La fonction d'auto corrélation du code C/A est une série de triangles de corrélation avec une période 1ms, et amplitude égale à 1. si les codes d'or sont orthogonaux, alors l'inter corrélation sera zéro. Cependant, les codes d'or sont près d'être orthogonaux, impliquant que la corrélation croisée n'est pas égale à zéro mais à une valeur de $1/1023 = 977.5 \cdot 10^{-6}$.

La différence entre le maximum de l'auto corrélation à l'inter corrélation détermine le gain du traitement du signal

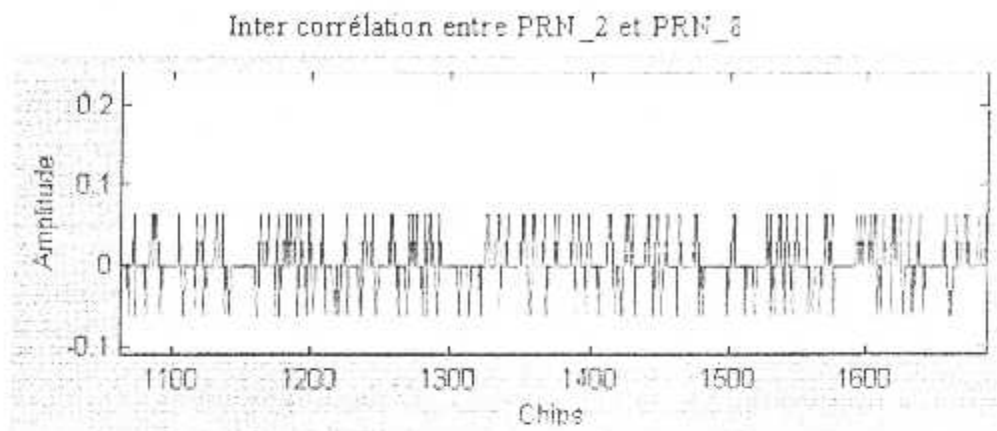


Figure IV-13 : inter corrélation de code C/A entre (PRN_2 et PRN_8)

IV-3-4- La C/A Doppler

Avec f_{MAX} et f_{MIN} , la fonction d'auto corrélation on obtiens résultats dans la figure IV-14

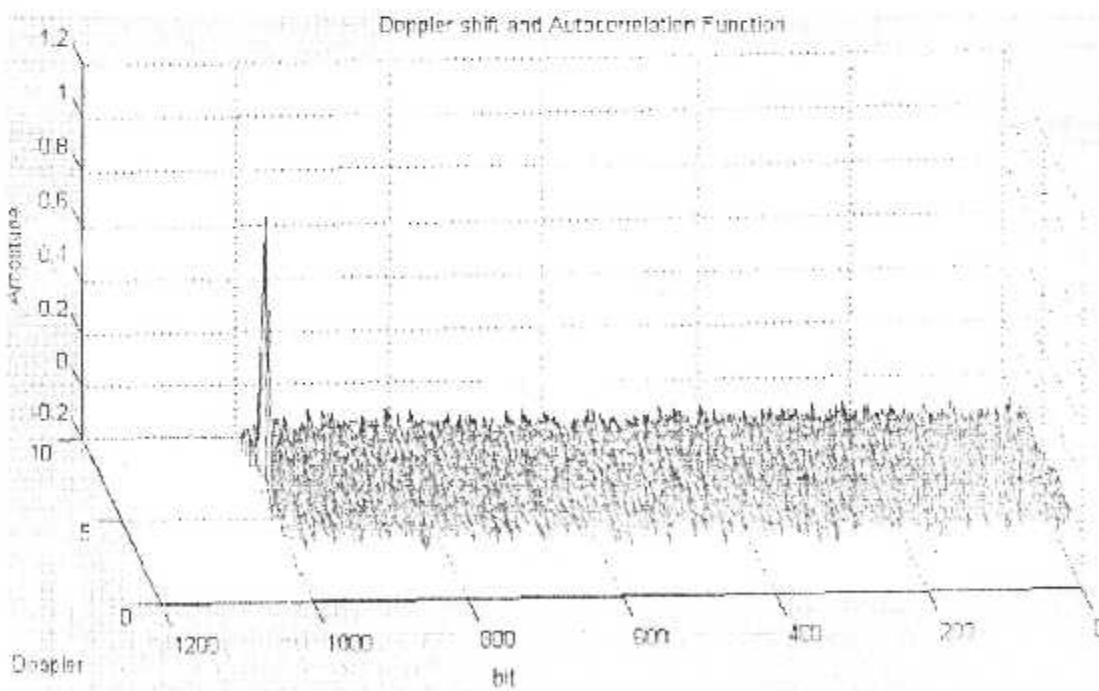


Figure IV-14 La C/A Doppler *de Noël 3 bits*

IV-4- Les organigrammes

IV-4-1- Organigramme général

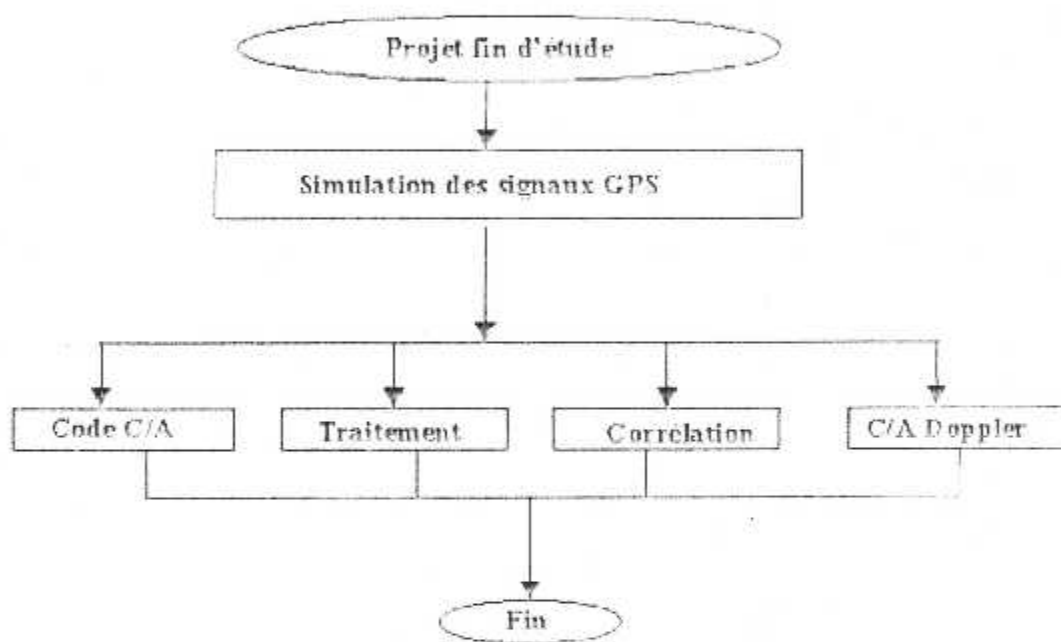


Figure IV-15 :Organigramme général

IV-4-2- Organigramme code C/A

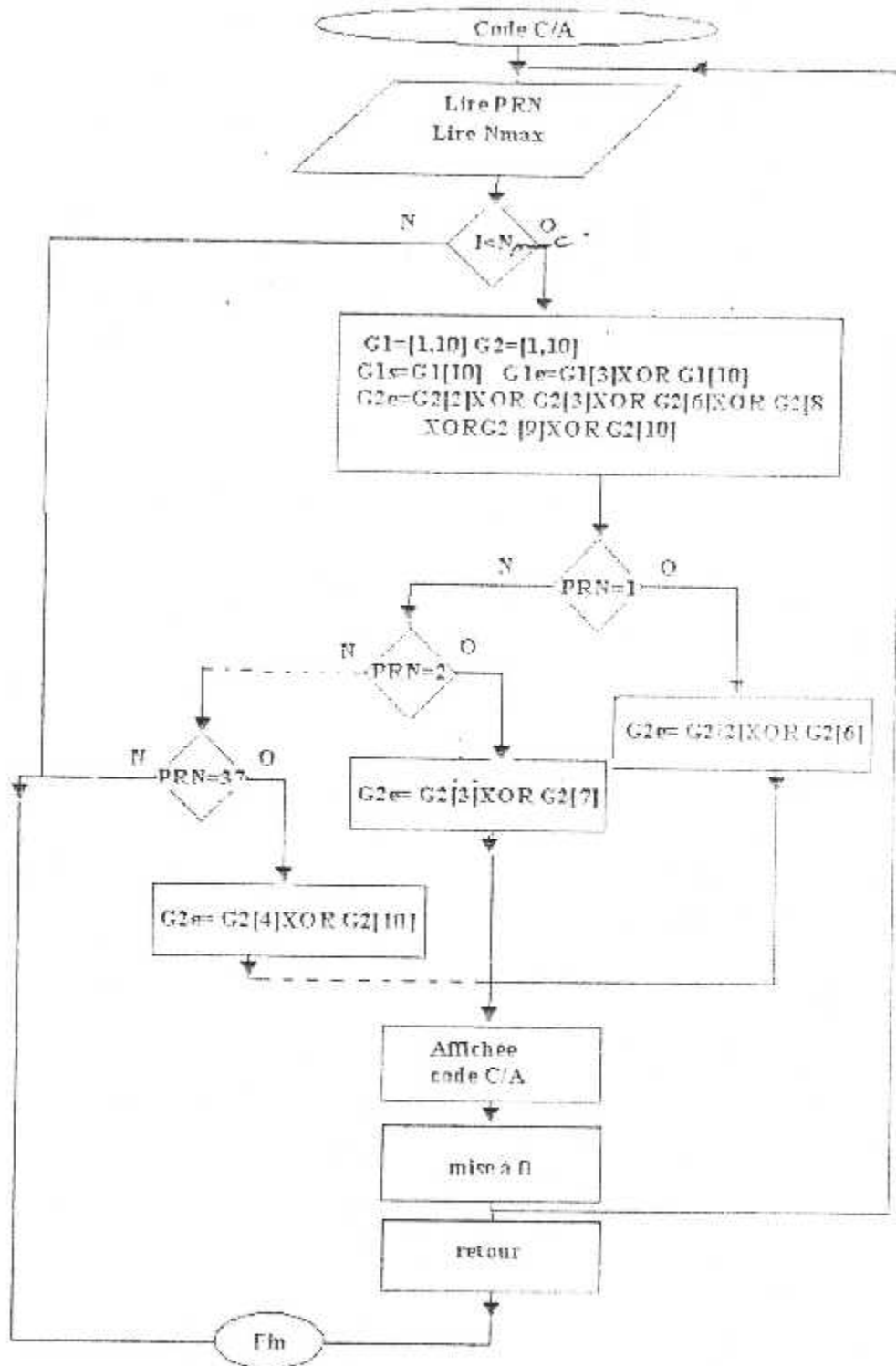


Figure IV -16 :Organigramme code C/A

IV-4-3-Organigramme Traitement

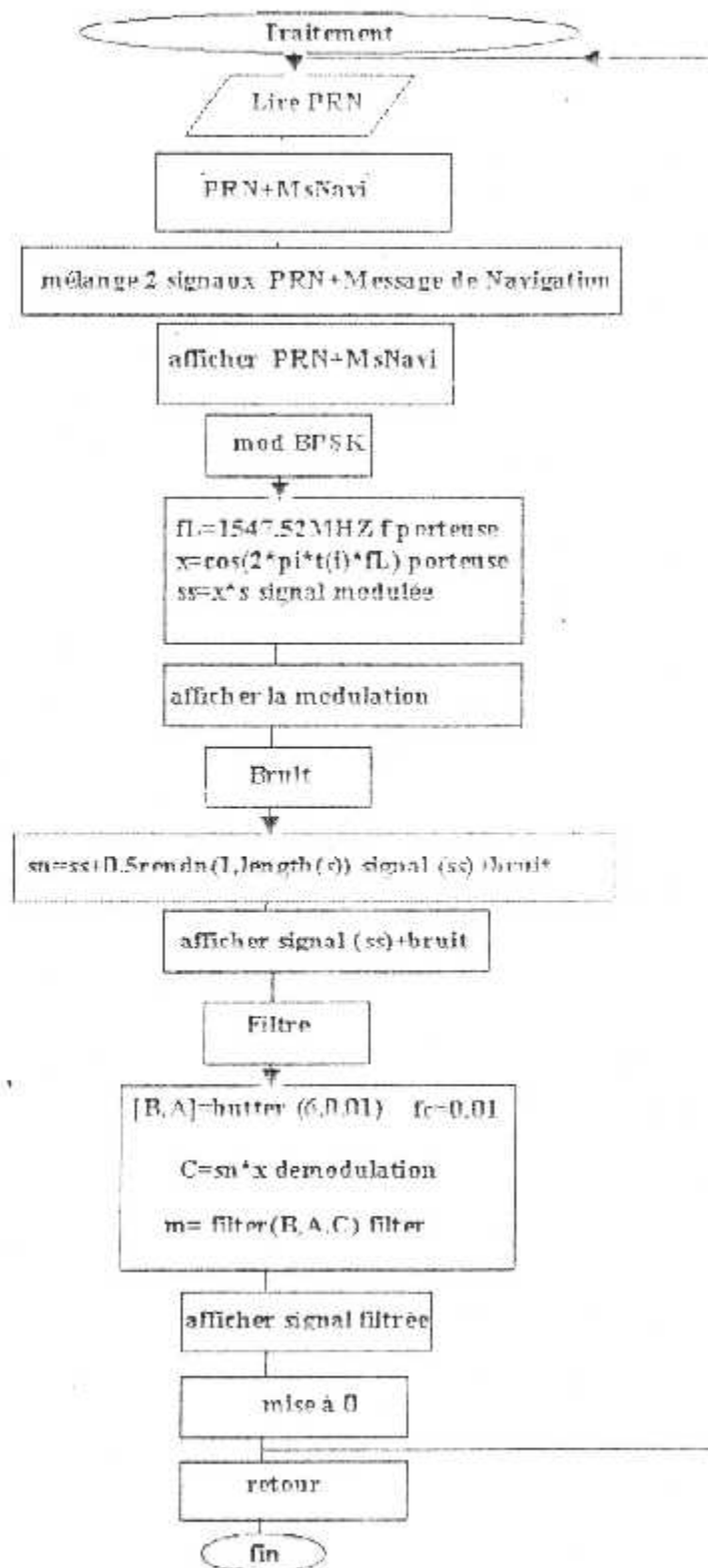


Figure IV-17 :Organigramme Traitement

IV-4-4- Organigramme corrélation

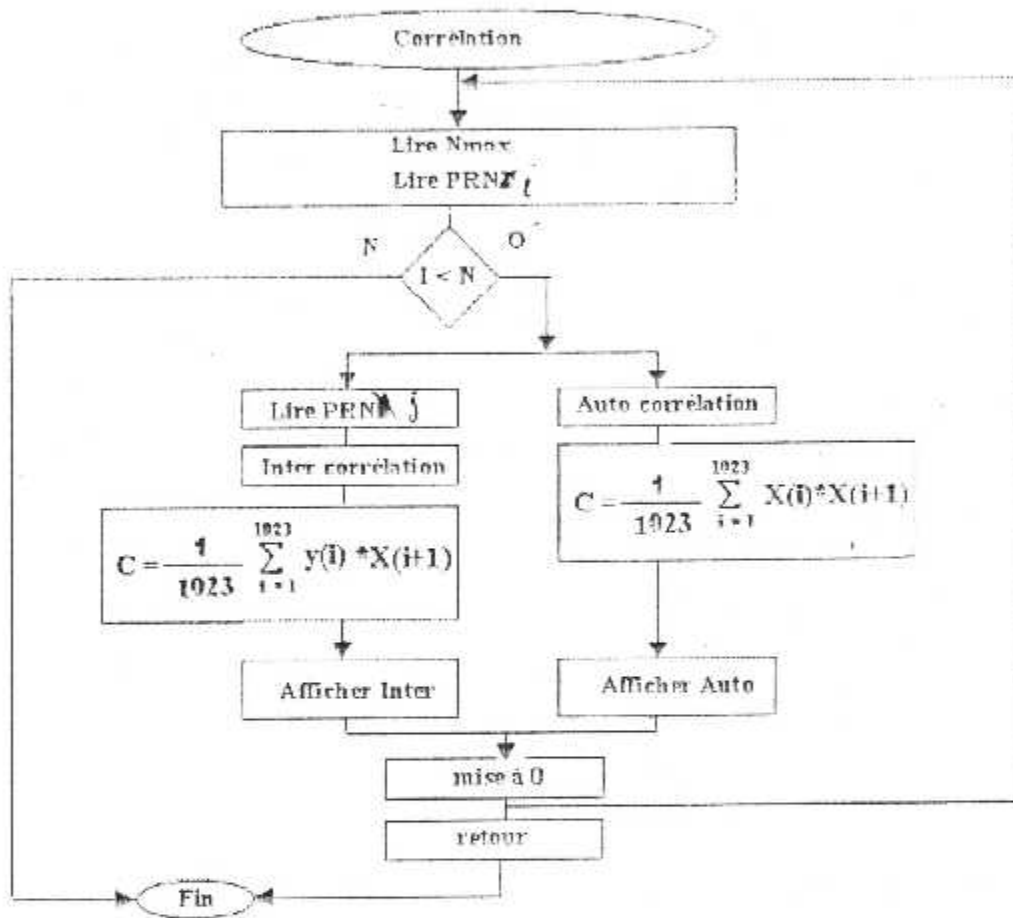


Figure IV-18 : Organigramme corrélation

IV-4-5- Organigramme C/A Doppler

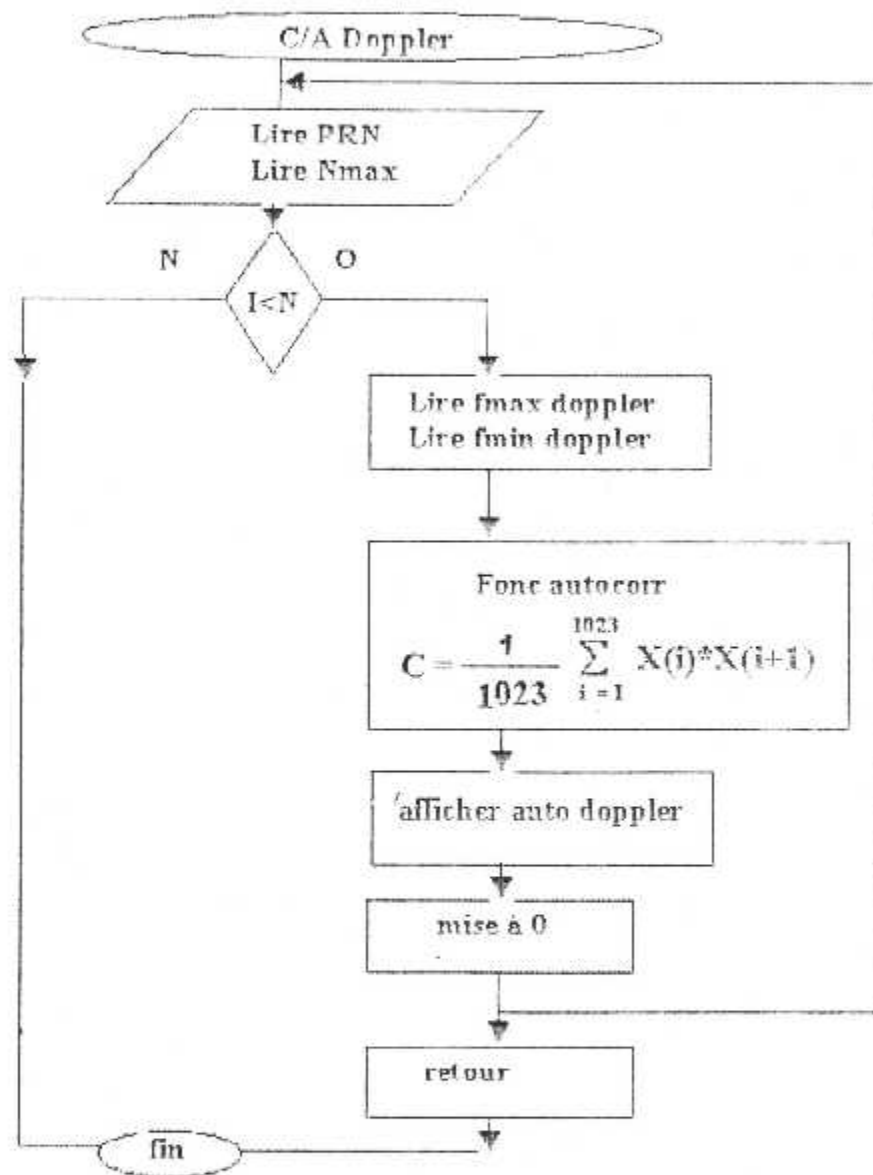


Figure IV-19 :Organigramme C/A Doppler

IV-5- Conclusion

Ce travail nous a permis d'approfondir nos connaissances acquises, sur le système de positionnement par satellite GPS, dans le cours de radionavigation.

Par la simulation des signaux GPS sous le logiciel MATLAB, Nous a permis de ressentir les difficultés qui peuvent exister lors de la réalisation de ce genre de circuit générateurs.

Ce travail peut faire également l'objet d'une amélioration afin d'obtenir de meilleurs résultats (disponibilité, exactitude, fiabilité, intégrité), et ce en ajoutant des données GLONASS et dans un proche avenir l'utilisation de la constellation GALILÉE.

Conclusion générale

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

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

Pour pouvoir émettre au loin ces signaux, il faut utiliser la modulation numérique (BPSK) à cause des atténuations de l'atmosphère, et celles du métal du récepteur.

Pour rendre notre travail plus complet, c'est à dire la réalisation de toute la chaîne du traitement des signaux GPS, on est passé aux différentes étapes de traitement comme le filtrage et la démodulation. Après la récupération du signal utile GPS (signal filtré), on est passé au stade de l'identification du signal à l'aide de la fonction de corrélation.

On a affiné les résultats de nos simulations, par l'introduction de la propriété C/A Doppler qui a pour but de faciliter et de préciser les calculs de la vitesse.

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

Notre travail peut être l'objet d'une amélioration permettant l'implantation des algorithmes utilisés sur un processeur de signal, avec quelques modifications sur les algorithmes de base afin de réduire le volume des calculs.

Bibliographies

Documentation

- ✓ *Le GPS Marine Aviation Ran Données*
THIERRY DU PUY GOYNE code 1528
- ✓ *Localisations et Navigation serge Botton Françoise Duyenne*
Michel Even Pascal Willis Yves Egels code 1389
- ✓ *Méthodes et techniques de traitement du signal et applications aux mesures physiques.*
Préfaces de L. NEEL et M. cordelle . code 1082

Site Internet

www.gmat.unsw.edu.au/snap/gps/gps_survey/principles_gps.htm

Les sites traitants du GPS :

- *<http://wwwhost.cc.utexas.edu/ftp/pub/grg/gcraft/notes/gps/gps.html> : une approche didactique du GPS proposée par l'université du Texas.*
- *<http://www.trimble.com/gps/> : cours hypertexte remarquable, par Trimble.*
- *<http://www.ghgcorp.com/wagenx/gps.htm> vous permettra de trouver rapidement d'avantage d'informations.*