



République Algérienne Démocratique et populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Abderrahmane MIRA – Bejaia
Faculté de Technologie
Département de Génie électrique
Filière : Télécommunication

Projet de fin d'études

*Présenté en vue de l'obtention du diplôme de Master recherche
en Télécommunication*

Thème :

**TECHNOLOGIES DE POSITIONNEMENT
POUR LES SYSTEMES DE NAVIGATION
GNSS**

Présenté par :

M^{elle} BENHADDAD Nassima

M^{elle} OURLOUM Rima

Encadré par :

P^r ALLICHE.A

MAKHMOUKHA

Mr. IDOUGHLD



Remerciement

Nous exprimons notre profonde gratitude à nos encadrateurs : **Mr. ALLICHE. A**, **Mr. MAKHMOUKH. A** et **Mr. IDOUGHI.D** professeurs à l'université de BEJAIA, pour nous avoir accueillies au sein de leur équipe et pour avoir dirigé ce travail avec autant de dévouement. On les remercie très sincèrement pour la qualité de leurs conseils, leurs disponibilités, leurs patiences et leurs aides tout au long de notre travail.

On adresse notre plus sincères remerciements aux membres de jury: à Madame **BOUNCER**, Monsieur **KHIREDDINE** pour l'intérêt qu'ils ont porté à ce travail en acceptant d'être membres de jury de notre projet de fin d'étude.

On tient à remercier particulièrement tout le personnel de département de génie électrique pour leur gentillesse et leur disponibilité.

Mes remerciements vont également à tous les enseignants et les responsables de notre département, qui ont veillé sur notre formation.

Enfin, nous exprimons notre remerciement à tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à l'élaboration de ce travail.

Dédicaces

Nous dédions ce modeste travail

A nos très chers parents

*Respect, amour, reconnaissance, sont les moindres sentiments
que nous puissions vous témoigner. Aucune dédicace ne saurait
exprimer Nos respects, Nos considérations et Nos grandes
admiration.*

Que dieu vous garde.

A nos sœurs et frères bien aimés.

A nos amis de toute la promotion Telecom

Qui sont à jamais dans nos cœurs.

Liste des acronymes et abréviations

ABAS	Avion Based Augmentation Systems
ADS-hoc	Automatic Dependent Surveillance-hoc
ASC	Agence Spatiale Canadienne
C/A	Coarse/Acquisition code
CDMA	Code Division Multiple Access
CG	Centre de Gravité
CMC	Central Maintenance Controle.
dBW	DecibelWatt
Dc-8	Avion en ligne Quadriréacteur
DGAC	Direction générale de l'aviation civile
DLL	Delay Locked Loop
DME	Distance Measuring Equipment. Réseau de balises installées au sol émettant un signal permettant aux avions de mesurer leur distance par rapport aux positions connues des émetteurs DME.
DS-CDMA	Direct Sequence Code Division Multiple Access
DoD	Department of Defense
ECEF	Earth Centred, Earth Fixed.
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Service
EKF	Extanded Kalman filter.
ESA32	Agence Spatiale Européenne
ESC	Electronic Stability Control
EUROCONTROL	Organisation européenne pour la sécurité de la navigation aérienne
FAA	Federal Aviation Administration
FDMA	Frequency Division Multiple Access
GAGAN	GPS Aided GEO Augmented Navigation
Galileo	European satellite navigation system.
GBAS	Ground Based Augmentation Systems. "Systeme de renforcement au sol".
GEX-98	International GLONASS EXperiment
GLONASS	GLObal'naya NAVigatsionnaya Sputnikovaya Sistema

GNSS	Global Navigation Satellite System
GPRS	General Packet Radio Service
GPS	Global Positioning System
GRAS	Ground regional Augmentation Systems « système régional au sol d'augmentation »
Hz	Hertz
IMU	Internationnal Measurment Unit
INS	Integrated Network Solutions
IGS	International GPS Service
LADGNSS	Local Area Differential GNSS
LBS	Location Based Services. Services fondés sur la localisation, combinant la navigation par satellite (GPS ou Galileo) avec les communications mobiles.
MMR	Multi- Mode Receiver
NAVSTAR	NAVigation System with Time And Ranging.
PDA	Phone Digital Assistance
PRN	Pseudo-Random Noise
PPP	Precise Point Positioning
PRS	Public Regulate Service
QZSS	Quasi-Zenith Satellite System
RAIM	Ranging Autonomous Integrity Monitoring
RNAV	Navigation de surface
RTK	Real Time Kinematic
SA	Selective Availibility
SBAS	Satellite Based Augmentation Systems. Systèmes d'augmentation propres au GPS, permettant d'améliorer et de garantir les performances.
TACAN	Terminal Access Control Air Navigation.
TDMA	Time Division Multiple Access
TMM	récepteurs multi modes
UMTS	Universal Mobile Telecommunication System
VOR	VHF Omnidirectional Range. Système mettant en oeuvre un réseau de balises au sol, utilisé pour la navigation aérienne.
VORTAC	VHF Omnidirectional Range Terminal Access Control.
WAAS	Wide Area Augmentation System

Liste des figures

Figure 1.1 er: Détermination du temps de transmission d'un signal.....	3
Figure 1.2 : La position du récepteur à l'intersection des deux cercles.....	4
Figure 1.3 : Le positionnement par trilatération.....	5
Figure 1.4 : Utilisation des positions connues pour trouver la position inconnue.....	6
Figure 1.5 : Relations entre les temps pour mesurer la distance.....	6
Figure 2.1 : principe de fonctionnement de GPS.....	13
Figure 2.2 : Structure des signaux GPS.....	14
Figure 2.3 : Les fréquences utilisées par les satellites GLONAS.....	20
Figure 2.4 : Effet Doppler sur la fréquence porteuse et les codes PRN.....	28
Figure 3.1 : Schéma de fonctionnement des récepteurs GPS et Galileo.....	31
Figure 3.2 : Exemples de récepteur GPS grand public.....	32
Figure 3.3 : Récepteur Topstar 2020 (source Thales Avionics).....	33
Figure 3.4 : Principe de fonctionnement du RAIM.....	34
Figure 3.5 Schéma de récepteur géodésique du segment sol de Galileo (source Alcatel Alenia Space).....	36
Figure 3.6 : La mesure de phase.....	37
Figure 3.7 : Technique différentielle dite des simples différences.....	38
Figure 3.8 : Technique différentielle dite des doubles différences.....	38
Figure 3.9 : l'intérieur d'un récepteur GPS militaire.....	39
Figure 3.10 : Schéma bloc des opérations réalisées par le récepteur.....	40
Figure 3.11 : Schéma bloc de l'étape de poursuite.....	42
Figure 3.12 : Principe de l'estimation du décalage sur le code pseudo-aléatoire.....	43

Figure 3.13 : Exemple de structure de poursuite du retard sur le code.....	44
Figure 3.14 : Points de corrélation Early, Late et Prompt.....	45
Figure 3.15 : Illustration du problème d’ambiguïté entière lors de l’estimation de phase pour un satellite.....	47
Figure 3.16 : Pré-compensation Doppler sur le code.....	48
Figure 4.1 : Représentation de principe de la navigation aérien.....	54
Figure 4.2 : Principe de fonctionnement du système de navigation.....	55
Figure 4.3 : Approche et atterrissage d’un avion.....	57
Figure 4.4 : la trajectoire au sol d'un petit véhicule aérien.....	59
Figure 4.5 : rendement de l'algorithme MATLAB-basé d'intégration de GNSS/INS.....	60
Figure 4.6 : Évaluation de polarisation de sonde pour le GNSS/INS peu coûteux.....	60.
Figure 4.7 : Effet d’une panne momentanée des GNSS sur la vitesse estimé du GNSS/INS algorithme d’intégration.....	61
Figure 4.8 : plan rapproché de l’évaluation de x d'ECEF (ou <i>armature</i> de la terre).....	63
Figure 4.9 : Modèle qui montre l’angle de dérapage du véhicule.....	63
Figure 4.10 : L’estimation de la glissade avec le modèle dynamique de véhicule en utilisant un GNSS filtre-se mélangeant. L’Institut central des statistiques.....	64
Figure 4.11 : a ;b) Force latérale des prévisions pour une berline infinie G-35. Estime des courbes de pneu de l’expérience de l’asphalte.....	65
Figure 4.12 : Trajectoire hypothétiques de véhicule.....	66
Figure 4.13 : Agencement d’axes de capteur par rapport à la barre de navigation.....	67

Liste des tableaux

Tableau 1.1 : qui représente la Stabilité et erreurs de synchronisation des différents types d'oscillateurs.....	9
Tableau 2.1 : Puissances minimales de réception des signaux GPS et Galileo.....	23
Tableau 2.2 : Signaux et puissance minimum des systèmes GPS, GLONASS et GALILEO.....	24

SOMMAIRE

Liste des acronymes et abréviations

Liste des tableaux

Liste des figures

Introduction générale

Chapitre1 : Notions fondamentales sur la navigation par satellite

1. Introduction à la navigation par satellite	1
2. Le principe de fonctionnement	1
3. Le principe de positionnement.....	2
a. Qu'est-ce qu'une position ?.....	2
b. Le temps de transmission d'un signal.....	3
c. Détermination de la position.....	4
4. Equations de base pour la navigation.....	5
a. Les équations de bases.....	5
b. Calcul du pseudo distance.....	6
c. Mesure de la vitesse.....	8
d. Mesure du temps.....	8
5. Horloge atomique.....	9
6. La constellation des satellites.....	10
7. Conclusion.....	11

Chapitre 2 : Systèmes et Signaux GNSS

1. Introduction	13
2. Systèmes GNSS actuels.....	13
2.1. Le système GPS.....	13
2.1.1. Présentation de système GPS.	13
2.1.2. Description du système GPS.....	14
2.1.3. Le signal GPS.....	15
2.1.4. Génération et caractéristiques des codes PRN.....	16
2.2. Le futur GALILEO européen.....	16
2.2.1. Présentation du système.....	16
2.2.2. Description du système.....	17
2.2.3. Le signal GALILEO.....	18
2.3. Le GLONASS russe Présentation du système.....	19
2.3.1. Présentation du système.....	19
2.3.2. Description du système	19
2.3.3. Le signal GLONASS.....	20
2.4. Le système COMPASS.....	21
2.5. Les systèmes SBAS.....	21
3. Caractéristiques des signaux GNSS.....	22
4. Réception du signal GNSS	23
4.1. Description des signaux à la réception.....	23

4.1.1. Puissance des signaux à la réception.....	24
4.1.2. Fréquence centrales des signaux GNSS.....	25
5. Les messages de navigation.....	26
6. L'effet de doppler.....	27
7. Conclusion.....	29

Chapitre 3: Récepteurs GNSS

1. Introduction.....	32
2. Principes de fonctionnement et d'architecture.....	32
2.1. Fonctionnement d'un récepteur GNSS.....	32
2.2. Architecture.....	33
3. Les catégories de récepteurs.....	33
3.1. Les récepteurs grand public.....	33
3.2. Les récepteurs certifiés pour les transports.....	34
3.3. Les récepteurs de qualité géodésique.....	37
3.3.1. Mesures de phase.....	38
3.3.2. Techniques différentielles.....	39
3.4. Les récepteurs militaires.....	41
4. Opérations réalisées par le récepteur GNSS.....	42
4.1. Acquisition du signal GNSS.....	42
4.2. Poursuite du signal GNSS.....	44
4.2.1. Poursuite et observation du retard sur le code.....	45

4.2.2. Poursuite et observation de la phase porteuse.....	47
4.2.3. Poursuite de la fréquence Doppler.....	49
4.3. Calcul de la position utilisateur.....	50
4.3.1. Les techniques de positionnement standard.....	51
4.3.2. Les techniques de positionnement standard.....	51
5. Conclusion.....	52

Chapitre 4: Application de GNSS dans la Navigation

1. Introduction.....	54
2. Navigation Maritime.....	54
3. Navigation aérienne.....	55
3.1. Application à la navigation aérienne.....	56
3.1.1. Cas d'étude 1 : Overland vol : Approche non-précision En Route, Terminal.....	56
3.1.2. Cas d'étude 2: Approche et atterrissage de précision.....	57
4. Navigation terrestre.....	58
4.1. Application au véhicule.....	59
4.1.1. Etude de cas1: Cout-Bas de GNSS/INS navigateur intégré.....	59
4.1.2. Etude de cas2 : Estimation de dérapage de Véhicule.....	62
4.2. Motivation.....	63
4.3. Observations.....	66
5. Conclusion.....	70

Conclusion générale

Introduction générale

Chacun de nous mène une certaine forme de navigation dans la vie quotidienne ; aller au travail, en randonnée, ...etc.

Cependant dans certains cas où une connaissance plus précise de notre position, du chemin de destination, ou du temps de transit vers une destination souhaitée est nécessaire, les aides à la navigation autres que les repères sont utilisés.

Ces aides de navigation sont fournis par les systèmes GNSS (Global Navigation Satellite System) qui transmettent les messages de navigation d'éphéméride, almanachs, correction d'horloge et les paramètres de correction ionosphérique aux récepteurs qui après traitement d'acquisition et de poursuite arrivent au calcul de la position actuelle.

Le signal transmis par le satellite qui contient les données de navigation perd les propriétés de son état initial "fréquence de la porteuse et la phase de code" causé par plusieurs phénomènes telle que la distance longue entre le récepteur et le satellite, l'effet Doppler (déplacement de satellite et de l'utilisateur), le multi trajet, bruit et les effets ionosphériques. L'acquisition est le processus de synchronisation qui donne une estimation du décalage de code et la fréquence Doppler sur la porteuse de signal ; donc il est nécessaire de s'assurer que le signal soit acquis avec un code et une fréquence correcte pour extraire les informations de navigations.

Les systèmes GNSS sont en général des systèmes à étalement de spectre par séquence directe (DSSS). Les signaux transmis par les différents satellites sont identifiés par différentes séquences d'étalements qui sont quasi-orthogonaux entre eux.

La couverture du globe terrestre exige un nombre suffisant de satellites pour garantir la couverture ; donc il est nécessaire de connaître les satellites en vision pour l'utilisateur ce qui exige une acquisition de ces signaux avec une vitesse rapide pour assurer un bon service en temps très réduit et permettre au récepteur de travailler en temps réel.

En 1959 est lancé le premier satellite de radio navigation TRANSIT. Les différentes technologies utilisées pour ce programme ont été utiles pour le futur système GPS et ont démontré leurs fiabilités. De nombreux projets communs entre *l'Aerospace Corp* et le *DoD* (département of defense des USA) ont suivi la même politique, dont le projet NAVSTAR, jusqu'au lancement du premier satellite GPS en avril 1980. Depuis la mise en place du système GPS (Global Positioning System) au cours des années 1980-1990, les applications de

navigation par satellite se développent et s'étendent dans de multiples domaines. Conçus principalement pour des applications militaires, les signaux GPS sont maintenant couramment utilisés dans des applications civiles telles que les transports maritimes, aériens et terrestres, la géologie, les travaux publics, la prospection pétrolière, l'agriculture, et de nouvelles applications utilisées dans les douanes et la justice, où sont associées au téléphone mobile. Les systèmes GNSS offrent des services de positionnement disponibles en permanence dans le monde entier pour un nombre illimité d'utilisateurs. Par ailleurs, l'amélioration des techniques industrielles rend possible la production de récepteurs pour un marché de masse.

Ce mémoire est organisé de la manière suivante :

Le premier chapitre présente les notions fondamentales sur la navigation par satellites notamment la technique de mesure de position, vitesse et temps, les différentes équations nécessaires en liaison avec le sujet et aussi les différentes constellations en services et les architectures GNSS.

Le second chapitre présente les caractéristiques des signaux GNSS, les codes d'étalement, les différents messages de navigation, les types de codes, ainsi la technique de multiplexage utilisée pour la transmission.

Le troisième chapitre présente les différentes catégories d'équipements de réception des signaux GNSS, ainsi que les différentes étapes pour obtenir les informations de navigation par un récepteur, les décalages de fréquence et la phase de code, les pas de recherche (fréquence et code),

Le dernier chapitre est dédié à l'application des signaux GNSS dans la navigation maritime, aérienne et terrestre (application au véhicule). Ces deux dernières applications sont plus détaillées.

Chapitre I

Notions fondamentales sur la navigation par satellite

1. Introduction à la navigation par satellite

Le terme GNSS représente un acronyme de l'expression Global Navigation Satellite System. Certains pays ont déjà développé des systèmes de positionnement, et tentent d'améliorer les performances de ces systèmes, avec l'utilisation de nouveaux signaux et de nouvelles fréquences. Le GNSS comprend de nos jours les systèmes de positionnement par satellites tels que le GPS (États Unis), Galileo (Union Européenne), Glonass (Russie),...

Au cours des dernières années, la technologie GNSS a attiré beaucoup d'attention autour du monde et elle a été largement appliquée dans de nombreux domaines. Le positionnement par satellites répond au besoin de l'utilisateur de se positionner avec une bonne précision et à n'importe quel moment, quel que soit sa position sur Terre, et ce de façon absolue. Grâce à une constellation de satellites orbitant tout autour de la Terre, les systèmes de positionnement par satellites offrent ce service [1].

Il y a aujourd'hui deux systèmes de satellite globale navigation qui sont totalement opérationnel qui sont : Système de positionnement global américain (GPS) et le système Russe (GLONASS) (GLObal'naia NA vigacionnaia Sputnikovaia Systema) [2].

2. Le principe de fonctionnement

L'objectif d'un système global de positionnement par satellite est de fournir à un récepteur sa position, sa vitesse de déplacement et l'heure et pour déterminer la position d'un utilisateur situé dans le voisinage de la Terre, les systèmes de radionavigations par satellite utilisent le principe de multilatération dans lequel la distance géométrique entre un récepteur au sol et un émetteur à bord d'un satellite s'obtient par mesure du temps de propagation d'un signal particulier émis par le satellite.

Les quatre systèmes de positionnement par satellites (GPS, Glonass, Galileo et Beidou) utilisent le même principe de fonctionnement : chaque satellite émet en permanence un signal transportant une information sur la position du satellite et l'heure précise de l'émission (déterminée par une horloge atomique ultra-précise embarquée dans le satellite) ; l'utilisateur est équipé d'un récepteur, qui mesure les instants de réception des signaux provenant des satellites dans son champ de visibilité.

La détermination de la position du récepteur consiste en la résolution d'une équation à quatre inconnues : la position géographique du récepteur (latitude, longitude), son altitude et le biais de l'horloge de mesure du récepteur. Il faut donc quatre satellites « visibles » pour déterminer une position (avec, en prime, un sous-produit disponible : la mesure précise du temps).

Pour que le récepteur fonctionne sur toute la surface du globe (ou dans son voisinage : avions, satellites), il faut qu'il puisse « voir » en permanence au minimum 4 satellites et que la répartition géométrique des satellites positionnés au-dessus de lui soit la plus uniforme possible. C'est ce qui explique le nombre important des satellites à placer sur orbite : 24 satellites représentent le minimum requis pour le GPS actuel et pour le GIONASS, et ce minimum sera de 30 pour les 4 systèmes futurs.

3. Le principe de positionnement

Les systèmes de positionnement par satellites se fondent sur le principe de trilatération qui repose sur l'hypothèse de la propagation à une vitesse constante (proche de la vitesse de la lumière) des ondes émises par les satellites dans l'espace. Un récepteur synchronisé peut alors calculer le temps de propagation de ce signal et en déduire la distance associée qui le sépare du satellite, de position connue.

a. Qu'est-ce qu'une position ?

On appelle une position un jeu de trois paramètres, qui permet de repérer un lieu dans l'espace par rapport à une référence connue. Par exemple, la longitude, la latitude et l'altitude permettent de repérer n'importe quel lieu à la surface terrestre. De même, ce sont les distances d'un objet par rapport à un mur de gauche, à un mur de devant et au sol qui permettent de le positionner dans l'espace d'une pièce. Nous concevons ainsi intuitivement que nous avons besoin de trois mesures par rapport à des repères dont la position est connue pour déterminer la position d'un objet quelconque. Et pour mieux comprendre cette définition, nous devons nous intéresser à la façon dont est obtenue la mesure de distance entre le récepteur et un satellite.

b. Le temps de transmission d'un signal

Dans les systèmes de navigation par satellite, la distance géométrique entre un satellite de la constellation GNSS et un récepteur au sol est déterminée en mesurant le temps de propagation d'un signal émis par le satellite et répartis de telle façon qu'il y ait une ligne de contact à vue au moins de quatre satellites. Chacun de ces satellites est équipé d'horloges atomiques à bord qui permettant une mesure précise du temps et engendrent une perte d'une seconde au maximum tous les 30.000 à 1.000.000 années. Les satellites GNSS transmettent leurs positions exactes et leurs heures d'horloges de bord à la terre.

Ces signaux sont transmis à la vitesse de la lumière (300.000 km/s) et nécessitent donc environ 67.3ms pour parvenir à une position sur la surface de la terre directement sous le satellite. Les signaux nécessiteront une nouvelle tranche de 3.33 μ s pour chaque kilomètre supplémentaire de voyage pour établir la position ; tout ce qui est alors nécessaire sont un récepteur et une horloge précise. En comparant l'heure d'arrivée du signal satellite avec l'heure de l'horloge à bord au moment où le signal a été transmis, il est possible de déterminer, comme dans l'exemple de la voiture, la distance D vers le satellite qui peut être déterminée à partir du signal temporel connu $\Delta\tau$ ou $D = \Delta\tau \times c$.

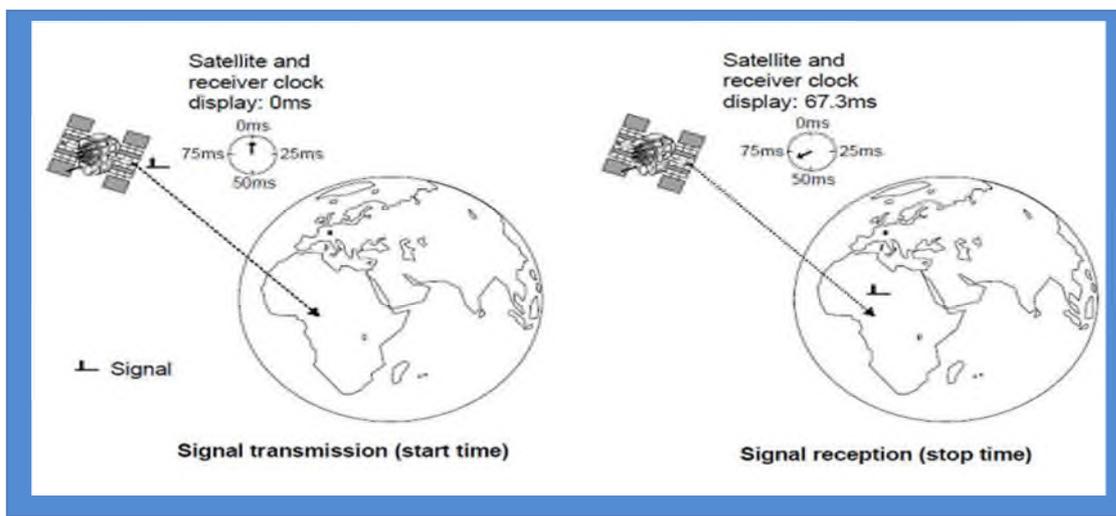


Figure 1.1 : Détermination du temps de transmission d'un signal.

c. Détermination de la position

Celui-ci consiste à calculer notre position en connaissant la distance qui nous sépare de plusieurs points de repère ainsi que la position de ces points de repère. Il ne doit pas être confondu avec le principe de triangulation qui utilise aussi des points de repère, mais calcule la position en fonction des angles mesurés, et non des distances. Pour savoir la position d'un utilisateur qui se déplace dans un vaste plateau ; dans un plan (X/Y) y a deux satellites qui sont en orbite au-dessus de ce récepteur qui transmettent leurs heures d'horloge et leurs positions. En utilisant le temps de transmission des deux signaux de satellite ; le récepteur va dessiner deux cercles de rayons R_1 et R_2 autour de ces satellites. Chaque rayon correspond à la distance calculée entre le récepteur et le satellite.

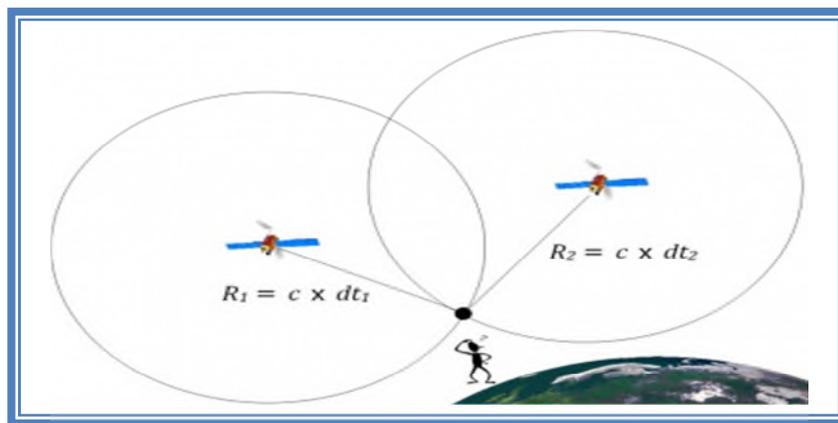


Figure 1.2 : La position du récepteur à l'intersection des deux cercles.

La position du récepteur est au point exact où les deux cercles se coupent sous les satellites. Dans le cas réel, une position doit être déterminée dans l'espace en trois dimensions plutôt que sur un plan qui veut dire qu'il y aura une dimension supplémentaire (Z) donc un troisième satellite additionnel devrait suffire pour déterminer la position correcte. Si les distances des trois satellites sont connues alors toutes les positions possibles sont situées sur la surface de trois sphères dont les rayons correspondent à la distance calculée.

En pratique, le biais d'horloge sera considéré comme une inconnue à estimer au même titre que les trois composantes de la position. Par conséquent, un récepteur aura besoin de la réception du signal d'un quatrième satellite pour pouvoir calculer sa position.

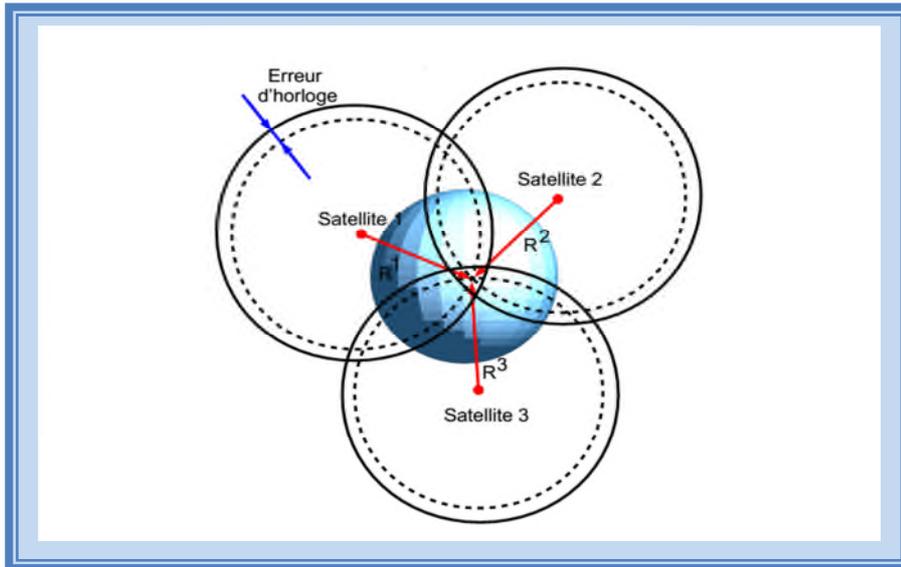


Figure 1.3 : Le positionnement par trilatération.

4. Equations de base pour la navigation

a. Les équations de bases

Supposons que l'on ait trois satellites il y a trois points à des endroits connus $r_1(x_1, y_1, z_1)$, $r_2(x_2, y_2, z_2)$ et $r_3(x_3, y_3, z_3)$ Avec r_u un point inconnu. Les distances ρ_1, ρ_2 et ρ_3 entre les trois points connus au point inconnu peuvent être mesurées. Ces distances peuvent s'écrire comme suit :

$$\rho_1 = \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} \quad (1.1)$$

$$\rho_2 = \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} \quad (1.2)$$

$$\rho_3 = \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} \quad (1.3)$$

Les trois valeurs inconnues x_u, y_u et z_u peuvent être déterminées à partir de ces équations. Théoriquement, il devrait y avoir deux ensembles de solutions car ces équations sont du second ordre et non linéaires ; elles sont difficiles à résoudre directement, donc elles peuvent être résolues facilement en utilisant une linéarisation ou une approche itérative [1,2].

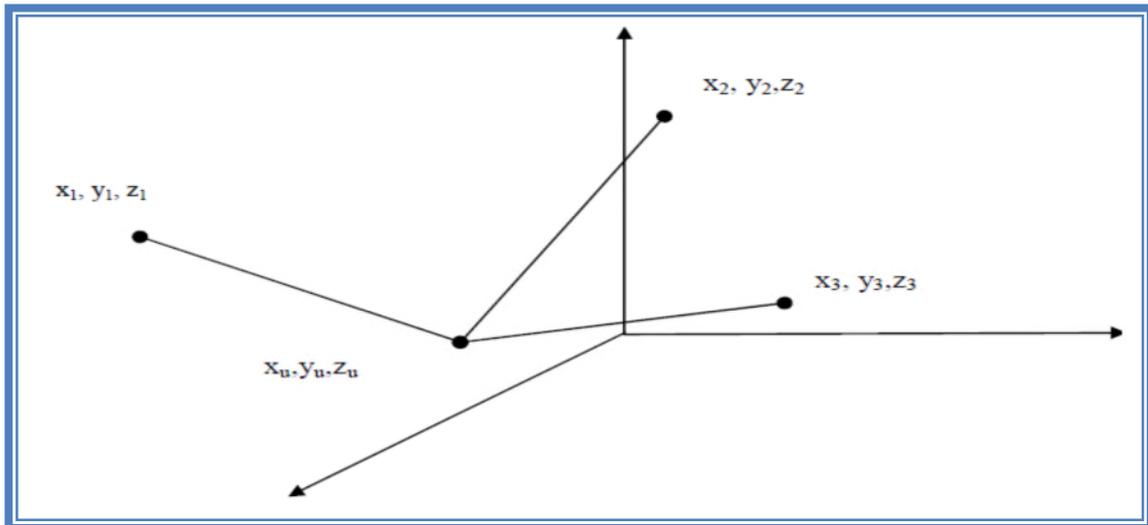


Figure 1.4: Utilisation des positions connues pour trouver la position inconnue.

L'horloge du récepteur aura généralement une erreur systématique. La génération de fréquence et de temps est basée sur une horloge embarquée d'une très grande précision. Cette dernière est typiquement décalée par rapport à l'heure du système. Cette mesure est déterminée par un processus de corrélation qui se présente comme une « pseudo-distance ». Cette mesure est appelée « pseudo distance » car elle est déterminée par multiplication du signal se propageant à une vitesse c par la différence de temps entre deux horloges non synchronisées comme le montre la figure suivante :

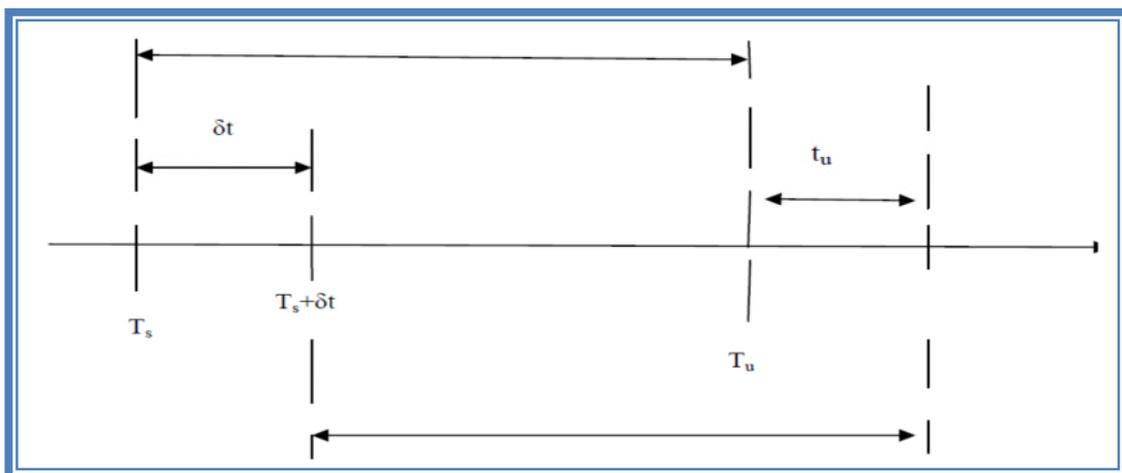


Figure 1.5 : Relations entre les temps pour mesurer la distance.

Les mesures suivantes contiennent :

- (1) la distance géométrique du satellite à l'utilisateur.
- (2) une compensation correspondant à la différence entre le temps système et l'horloge de l'utilisateur.

T_S : Temps de transmission par le satellite.

T_u : Temps de réception par l'utilisateur.

δt : décalage de l'horloge satellite par rapport au temps système.

t_u : décalage de l'horloge récepteur par rapport au temps système.

$T_S + \delta t$: lecture d'horloge satellite au moment où le signal du satellite est transmis.

$T_u + t_u$: lecture d'horloge du récepteur de l'utilisateur au moment où le signal atteint le récepteur.

C : vitesse de lumière.

Les distance géométrique et pseudo distance sont respectivement données par:

$$r = c(T_u - T_S) = c \Delta T \tag{1.4}$$

$$r' = c[(T_u + t_u) - (T_u + \delta t)] \tag{1.5}$$

$$r' = r + c(t_u - \delta t) \tag{1.6}$$

b. Calcul du pseudo distance

Le calculateur du récepteur est en mesure de résoudre le système d'équations (1.7, 1.8, 1.9 et 1.10) dont les quatre inconnues sont la position du récepteur (trois inconnues) et le décalage de son horloge par rapport au temps de système. Ce calcul est possible dès que l'on dispose des mesures relatives à quatre satellites ; un calcul en mode dégradé est possible avec trois satellites seulement si l'on connaît l'altitude ; lorsque plus de quatre satellites sont visibles (ce qui est très souvent le cas), le système d'équations à résoudre est surabondant [1]:

$$\rho_1 = \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} + ct_u \tag{1.7}$$

$$\rho_2 = \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} + ct_u \tag{1.8}$$

$$\rho_3 = \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} + ct_u \tag{1.9}$$

$$\rho_4 = \sqrt{(x_4 - x_u)^2 + (y_4 - y_u)^2 + (z_4 - z_u)^2} + ct_u \tag{1.10}$$

La précision du calcul est améliorée, et on peut estimer les erreurs sur la position et le temps. Où x_j, y_j et z_j présentent les J^{me} positions satellite en trois dimensions. Soit une pseudo-distance représentée par :

$$\rho_j = \sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2} + ct_u \quad (1.11)$$

La résolution de l'équation de navigation peut se faire par la méthode des moindres carrés et la méthode de Bancroft [1,2].

c. Mesure de la vitesse

Le système GNSS offre la possibilité de déterminer la vitesse de l'utilisateur en trois dimensions.

Plusieurs méthodes peuvent être utilisées pour déterminer cette vitesse. Dans certains récepteurs, la vitesse est estimée en formant une dérivée approximative de la position de l'utilisateur :

$$\dot{u} = \frac{du}{dt} = \frac{u(t_2) - u(t_1)}{t_2 - t_1} \quad (1.12)$$

Dans de nombreux récepteurs GPS modernes, les mesures de vitesse sont faites par le traitement des mesures de la phase de la porteuse et permettent une estimation précise de la fréquence Doppler des signaux satellites reçus. Le décalage Doppler est produit par le mouvement du satellite par rapport à l'utilisateur, Le vecteur v de la vitesse de satellite est calculé par utilisation des informations éphémérides et un modèle orbital dans le système récepteur [1,2].

d. Mesure du temps

La mesure du temps repose sur la mise en place d'un système, appelé oscillateur, fournissant des oscillations avec une très grande régularité. C'est par la mesure du nombre des battements de ce système oscillant que l'on mesure l'écoulement du temps [2,3].

La vitesse de rotation de la terre autour d'elle-même fournit une référence oscillante facilement accessible. C'est la raison pour laquelle elle a longtemps été utilisée comme standard de référence dans la mesure du temps. Ce mouvement de rotation de la terre autour

d'elle-même n'est toutefois pas parfaitement régulier et connaît des variations de l'ordre du millième de seconde par jour. La référence à la rotation terrestre était encore utilisée du temps des horloges pendulaires, car la précision de la mesure du temps sur un jour réalisée à partir des battements des pendules correspondait à peu près aux irrégularités de la variation de la vitesse de rotation terrestre.

5. Horloge atomique

Horloge qui utilise une fréquence associée à une transition atomique pour mesurer le temps. Les éléments fréquemment utilisés sont le césium et le rubidium.

Les systèmes de navigation par satellite utilisent des horloges mille fois plus précises que les horloges à quartz. Une telle précision est devenue possible avec les horloges dites *atomiques*. Ces horloges utilisent les propriétés de certains matériaux au niveau de leurs atomes, exploitant les oscillations de ces atomes entre différents niveaux d'énergie [3].

On utilise pour cela des éléments primaires, comme le césium, le rubidium ou encore l'hydrogène. De telles horloges atteignent des précisions de mesure du temps inférieures à un milliardième de seconde par jour.

Le tableau ci-dessus récapitule les erreurs de synchronisation des différents types d'horloges rapportées au temps qu'elles mettent à perdre une seconde.

La stabilité des horloges est aussi généralement caractérisée par le ratio $\Delta f/f$ qui représente la variation de la fréquence d'oscillation en une journée rapportée à la fréquence de l'oscillateur.

Type d'horloge	Stabilité $\Delta f/f$ par jour	Durée avant de perdre 1 s(en années)
Quartz	10^{-9}	30
Rubidium	10^{-12}	30000
Césium	10^{-13}	300000

Tableau1.1 : qui représente la Stabilité et erreurs de synchronisation des différents types d'oscillateurs.

6. La constellation des satellites

Une constellation est constituée de satellites dont les mouvements sont synchronisés entre eux et dont les trajectoires par rapport à la Terre se reproduisent à l'identique au bout d'une durée constante, le plus souvent de plusieurs jours. C'est un véritable mouvement d'horlogerie en orbite qui est mis en place, permettant une couverture mondiale et une utilisation aisée par l'utilisateur.

Différents types de constellation peuvent être distingués :

- Les constellations en orbite intermédiaire à plus de 5 000 kilomètres d'altitude, avec des périodes de révolution autour de la Terre d'environ 12 heures ; c'est le cas des systèmes de satellites de positionnement GPS en place et de la future constellation Galileo.
- les constellations en orbite basse à une altitude inférieure à 1 500 kilomètres avec des périodes de révolution d'environ 2 heures, représentées par les systèmes de satellites de télécommunication Global star et Iridium.

L'utilisation de constellations pour les systèmes de télécommunication répond à 2 objectifs :

- ✓ Souci de minimiser les effets du délai de propagation dans la conversation (la position géostationnaire à 36 000 Km induit un retard de près de 0,5 s sur le trajet aller / retour très perceptible à l'oreille)
- ✓ Présence réseau maximale n'importe où dans le monde, avec des performances sans cesse croissantes.

7. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté le principe de la navigation par satellite ainsi que les différentes étapes pour obtenir une position d'un utilisateur quelconque par le système de navigation par satellite. Ce système permet de se positionner tout autour du globe grâce à des constellations de satellites et chaque satellite inclut dans son signal les informations donnant sa position précise dans l'espace. Bien qu'ils soient utilisés en permanence par des milliers de personnes.

Chapitre II

Systemes et Signaux GNSS

1. Introduction

Parmi les applications des systèmes satellitaires, le système GPS "Globe Navigation Systems" de NAVSTAR est la seule constellation qui a un statut opérationnel complet et ses satellites couvrent 99% de monde[4,5].

Le système de navigation par satellite GPS est basé sur la technique DS-CDMA où les signaux transmis par les différents satellites sont identifiés par différents codes pseudo aléatoires PRN. Ces séquences sont utilisées pour étaler les données de navigation à transmettre.

Dans ce chapitre, On donne un aperçu sur les systèmes qui sont en cours de développement et les caractéristiques du signal ainsi que sa bande de fréquence, sa puissance à la réception de ce signal.

2. Systèmes GNSS actuels

2.1. Le système GPS

2.1.1. Présentation de système GPS

L'histoire de la navigation par satellite commence en 1958 avec le lancement du programme Transit par l'US Navy. Transit, qui fut opérationnel en 1964, était un système utilisant sept satellites à basse altitude (1100 km) en orbite polaire. L'utilisateur se positionnait grâce aux signaux de navigation émis à bord des satellites en calculant leur décalage Doppler. Malheureusement, un seul satellite était en vue à chaque instant, et l'utilisateur devait attendre parfois cent minutes avant de pouvoir calculer sa position. Malgré tout, l'idée était très prometteuse, et le succès de ce programme encouragea le DoD (Department of Defense) américain à développer un système de localisation beaucoup plus performant, able, précis et de couverture mondiale. Le nom complet donné à ce système fut : NAVSTAR, (The Global Positioning System) ; NAVSTAR pour (NAVigation System with Time And Ranging). L'architecture de base du GPS fut adoptée en 1973 par le DoD, le premier satellite de la constellation fut lancé en 1978, et le système déclaré opérationnel en 1995[4,6].

2.1.2. Description du système GPS

Traditionnellement, le système GPS est défini par trois segments illustrés sur la figure ci-dessus :

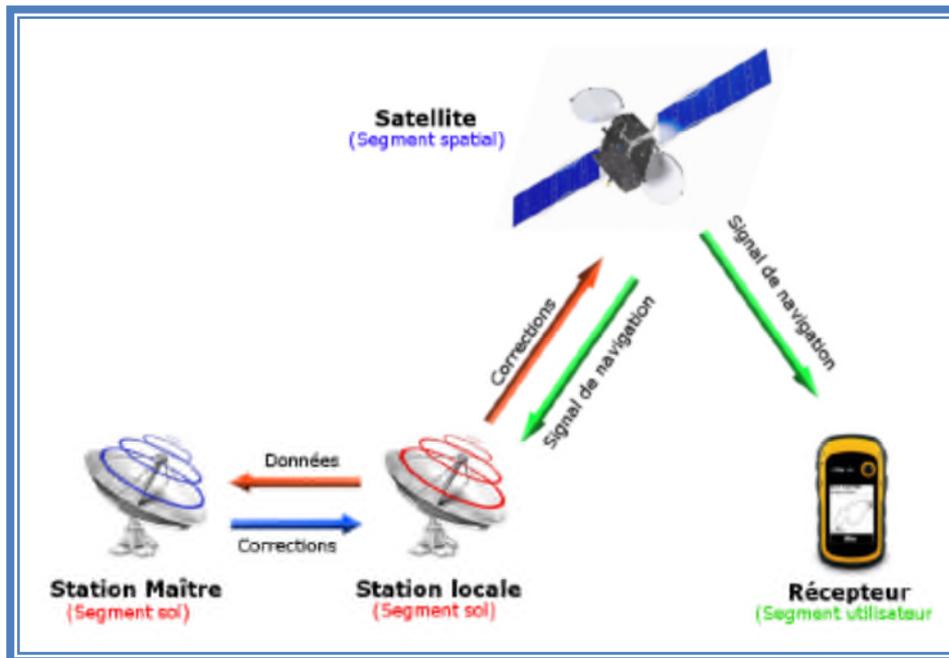


Figure 2.1: principe de fonctionnement de GPS

Le segment utilisateur, le segment sol et le segment spatial [6]. Ce dernier se compose d'une constellation de satellites répartis sur 6 plans orbitaux inclinés de 55° par rapport à l'équateur. Les satellites suivent une orbite quasi circulaire d'environ 20200km qu'ils parcourent en 11h58m02s [4], Initialement constituée de 24 satellites, la constellation est répartie de telle manière que tout utilisateur peut recevoir au minimum 4 signaux exploitables à tout instant.

Grâce au renouvellement de la constellation ainsi qu'au lancement de nouvelles générations de satellites, la constellation GPS est actuellement constituée de 27 satellites qui ont pour fonction d'émettre de manière continue un message de navigation contenant la position du satellite émetteur, l'heure exacte d'émission ainsi qu'un almanach contenant la position de tous les autres satellites de la constellation [6].

Le segment sol, ou segment de contrôle, est constitué de 5 stations sol (situées au Colorado Springs, Hawaï, Ascencion, Diego Garcia et Kwajalein) permettant la surveillance et la mise à jour quotidienne de la constellation.

Une station maître (Master Control Station), située à Colorado Springs, gère l'ensemble du segment sol en envoyant aux quatre autres stations les diverses corrections d'horloge et d'éphémérides à transmettre aux satellites de la constellation [5]. Le segment utilisateur est composé de tout utilisateur muni d'un récepteur GPS.

2.1.3. Le signal GPS

A l'heure actuelle, chaque satellite GPS émet sur deux fréquences nommées L1 (1575.43MHz) et L2 (1227.60 MHz). Sur ces deux porteuses sont modulés par inversion de phase, un message de navigation ainsi que différents codes pseudo-aléatoires.

Le message de navigation, de fréquence 50Hz, fournit à l'utilisateur un ensemble d'informations nécessaire pour le calcul de sa position (éphémérides, santé des satellites, ...).

Les codes pseudo-aléatoires, de deux types différents, permettent au récepteur de déterminer l'instant d'émission du signal. Chaque satellite GPS possède ses propres codes pseudo-aléatoires, ce qui permet d'éviter les problèmes de brouillage non intentionnels (cf.[Kaplan, 1996]). La figure (2.2) résume la structure des signaux émis par chaque satellite GPS sur les fréquences L1 et L2.

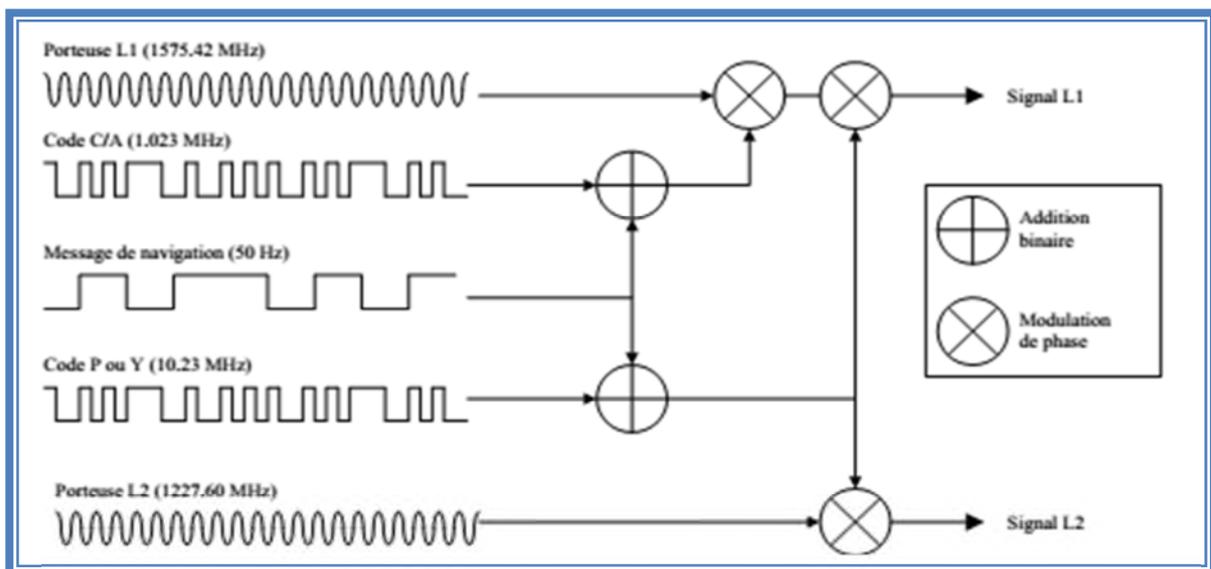


Figure 2.2 : Structure des signaux GPS

Le code C/A (coarse/acquisition ou " grossier") est présent sur la porteuse L1 uniquement. Il consiste en une séquence de 1023 bits se répétant toutes les millisecondes. A chaque satellite GPS correspond un unique code C/A (on parle de numérotation PRN). Il en existe au total 37 dont 5 sont réservés au secteur de contrôle.

La fréquence élevée de répétition du code permet au récepteur de facilement identifier le satellite émetteur.

Le code P (précise) est présent sur les deux fréquences GPS. Depuis le 1er février 1994, le code P est cryptée (on parle alors du code Y) et accessible uniquement aux utilisateurs habilités par le Ministère de la Défense américain (US DoD).

La génération complète du code P, à raison de 10.23×10^6 bits/s, nécessite 266 jours. En fait, la séquence complète du code P est divisée en 37 segments et chaque satellite utilise un segment différent, qui se répète toutes les semaines. Contrairement au code C/A, le code P n'est pas ambigu. Néanmoins, de par sa longueur, le récepteur aura plus de difficultés pour retrouver la bonne portion du code correspondant au satellite émetteur. Là encore, la présence du message de navigation permet de pallier la difficulté (cf. [ICD-GPS, 1999, p79]).

2.1.4. Génération et caractéristiques des codes PRN

Les codes pseudo aléatoires (PRN) transmis par les satellites GPS sont des séquences déterministes qui ont la propriété similaire à celle d'un bruit.

Les caractéristiques d'auto corrélation des codes PRN de GPS sont fondamentales au procédé de démodulation du signal. Les densités spectrales de puissance des codes PRN déterminent les largeurs de bande de canal exigées pour transmettre et recevoir les signaux à spectres étalés. Les fonctions d'auto corrélation et le spectre de puissance sont analysés pour les signaux binaires suivants : une impulsion rectangulaire, un code binaire aléatoire, et la séquence de la longueur maximale PN.

2.2. Le futur GALILEO européen

2.2.1. Présentation du système

Le système Galileo est un projet européen qui serait une réplique civile sensiblement améliorée du GPS. Le système Galileo complet comprendra 30 satellites ainsi que l'infrastructure associée au sol. Le développement du système a débuté en 1999 et la mise en service de Galileo est prévue pour 2008. Il permettra bien entendu d'avoir une précision

Comparable ou supérieure à celle du système GPS actuel, [HEI 98]. Pour ne pas dépendre des seuls systèmes américains (GPS) et russe (GLONASS31), l'Agence Spatiale Européenne (ESA32) et l'Organisation européenne pour la sécurité de la navigation aérienne (EUROCONTROL) travaillent ensemble au développement d'un système mondial de localisation et de navigation par satellite, dénommé GNSS. Le programme GNSS se déroule en deux étapes. Débuté en 1995, le programme de navigation par satellite GNSS 1 reçoit les signaux des constellations existantes de satellites américains GPS et russes GLONASS, tandis que le GNSS 2, actuellement à l'étude, fournira des services améliorés de navigation et de localisation aux utilisateurs civils. Galileo sera la contribution de l'Europe au GNSS 2.

2.2.2. Description du système

La constellation de GALILEO sera composée de 30 satellites en orbites, dont 27 opérationnels. Ils seront répartis sur trois orbites, à une altitude d'environ 23000 km et une inclinaison de 56° par rapport au plan de l'équateur. Contrairement au GPS et à GLONASS qui comportent seulement un service "ouvert" pour le civil et un service militaire, GALILEO prévoit cinq services différents [7]:

- **Le service ouvert** : équivalent du service civil du GPS, il sera accessible à tout le monde. Deux bandes de fréquences seront utilisées pour ce service, de 1164-1214 MHz et 1563-1591 MHz. L'utilisation conjointe de deux bandes de fréquences permet de supprimer un certain nombre d'erreurs sur les mesures, comme celles dues à la traversée de l'atmosphère. Ce service ouvert permettra donc une meilleure précision que celle du service civil actuel du GPS.
- **Le service commercial** : en échange d'une redevance, les utilisateurs de ce service crypté auront accès à des services supplémentaires tels qu'une garantie du service, l'intégrité et la continuité du signal, ou encore une meilleure précision de la datation et des données de positionnement.
- **Le service de sûreté de la vie** : restreint à des groupes d'utilisateurs spécifiques tels que les hôpitaux, les pompiers, les transports, Il délivrera un service sécurisé, intègre et rectifiable.
- **Le service public régulé (PRS)** : destiné aux utilisateurs relevant d'une mission du service public qui nécessite une grande précision ainsi que l'assurance de la qualité et

de la fiabilité du signal. Il sera crypté et utilise deux signaux dédiés afin d'en garantir la disponibilité.

- **Le service d'aide à la recherche et au sauvetage** : innovation majeure du système GALILEO, ce service se fonde sur l'écoute de balises de détresse, donc la remontée d'un signal vers le système GALILEO, Il permettra de localiser l'ensemble des balises du système, et de renvoyer un message de prise en compte vers les balises en détresse [7].

Le segment sol de GALILEO comportera deux centres de contrôle, trente stations de surveillance à travers le monde et cinq stations de liaison avec les satellites.

2.2.3. Le signal GALILEO

Les signaux Galileo se caractérisent par la structure de la modulation, avec le type de code utilisé (permettant au récepteur usager d'effectuer une mesure de distance) et le débit des données diffusées à l'utilisateur et la structure des messages de données permettant à l'usager d'accéder aux différents services et pour résumer, quatre porteuses seront utilisées par les satellites GALILEO pour transmettre un total de 10 signaux.

- Sur la porteuse nommée E5a, de fréquence nominale 1176.450 MHz seront transmis deux signaux binaires dans la bande de fréquences 1164-1215 MHz.
- Sur la porteuse nommée E5b, de fréquence nominale 1207.140 MHz seront transmis deux signaux dans la bande de fréquences 1188-1215 MHz
- Sur la porteuse nommée E6, de fréquence nominale 1278.750 MHz, trois signaux seront modulés dans la bande de fréquences 1260-1300 MHz
- Sur la porteuse E2-L1-E1, centrée sur la fréquence 1575.42 MHz seront modulés trois signaux dans la bande de fréquences 1559-1591 MHz

2.3. Le GLONASS russe

2.3.1. Présentation du système

Le système GLONASS (pour Globalnaya Navigatsionnaya Spoutnikovaya Sistema) est l'équivalent russe du GPS américain.

La constellation GLONASS, complète durant une courte période en 1996, ne l'est malheureusement plus aujourd'hui à cause de la situation économique complexe de la Russie.

Au moment de la rédaction de ce document, 7 satellites restent encore opérationnels, ce qui est loin d'être suffisant pour que le système puisse fonctionner de manière autonome.

Le système GLONASS est néanmoins toujours maintenu et la Russie continue de déployer des satellites (trois nouveaux satellites lancés le 25 décembre 2002). En effet, suite à l'expérience IGEX-98 (International GLONASS EX periment) initiée en septembre 1997 sous l'impulsion de l'IGS (International GPS Service), il est aujourd'hui possible de combiner des observations GPS avec des mesures GLONASS.

De nombreux récepteurs sont d'ailleurs capables de réaliser des observations simultanément sur les satellites GPS et GLONASS augmentant ainsi le nombre de satellites visibles en un même point et du même coup la qualité de la localisation. Ces satellites supplémentaires sont très utiles dans les applications cinématiques qui intéressent cette étude car ils permettent d'augmenter la fiabilité des méthodes.

2.3.2. Description du système

Comme le système GPS américain, le système russe GLONASS est composé de trois secteurs : un secteur spatial, un secteur de contrôle et un secteur utilisateur.

La constellation GLONASS complète constitue le secteur spatial et comporte 24 satellites à une altitude moyenne de 19000 km, répartis sur trois plans orbitaux séparés de 120°. L'inclinaison des orbites est de 64.8° pour une excentricité quasi-nulle. La période de révolution orbitale des satellites GLONASS est de 11 heures 15 minutes. Contrairement au GPS, il n'y a pas de phénomène de résonance avec la durée du jour mais il est nécessaire de réaliser plus de manœuvres d'ajustement pour que le satellite reste sur son orbite initiale.

La forte inclinaison des orbites dans la constellation GLONASS était à l'origine étudiée pour rendre le système plus disponible aux latitudes élevées.

Le secteur de contrôle est constitué par l'ensemble des stations de poursuite et de calcul au sol. Dans le cas du système GLONASS, les stations de poursuite sont toutes situées sur le territoire de la Russie. Cette situation a pour effet une dégradation de la qualité des

éphémérides radiodiffusées en dehors de cette zone. Elle pose aussi de gros problèmes d'intégrité, puisqu'en cas de problème sur un satellite, son message de navigation (informant l'utilisateur de son bon fonctionnement) ne peut être modifié que lorsqu'il passe au-dessus de la Russie (le temps d'alerte peut théoriquement être de plusieurs heures).

Le secteur utilisateur est constitué par l'ensemble des utilisateurs du système.

2.3.3. Le signal GLONASS

Comme dans le cas du système GPS, chaque satellite GLONASS émet sur deux fréquences distinctes des signaux composés d'une onde porteuse modulée par des codes pseudo-aléatoires et par un message de navigation (par inversion de phase).

Cependant, alors que les satellites GPS émettent sur les mêmes fréquences des codes pseudo-aléatoires différents, les satellites de la constellation GLONASS émettent les mêmes codes pseudo-aléatoires sur des fréquences qui leur sont propres.

A chaque satellite GLONASS est affecté un numéro de canal, K qui définit de manière unique les fréquences $L1$ et $L2$ émises par ce satellite suivant les formules:

$$f_{L1}^k = 1602 + 0.5625 \times K \quad \text{MHz} \quad (2.1)$$

$$f_{L2}^k = 1246 + 0.4375 \times K \quad \text{MHz} \quad (2.2)$$

Les canaux affectés aux satellites GLONASS correspondent aux valeurs de $K = 0$ à $K = 13$. A partir de 2005, les satellites GLONASS utiliseront les canaux de $K = 7$ à $K = 6$.

Les codes pseudo-aléatoires modulés sur les différentes porteuses sont donc identiques pour tous les satellites. La structure du signal GLONASS est assez semblable à celle du GPS. Sur la porteuse $L1$ de chaque satellite est modulé en plus du message de navigation un code C/A , à la fréquence de 0.511 MHz, ainsi qu'un code P plus précis, de fréquence 5.11MHz, destiné aux applications militaires. La porteuse $L2$ de chaque satellite, comme dans le système GPS, est uniquement modulée par le message de navigation et par le code P .

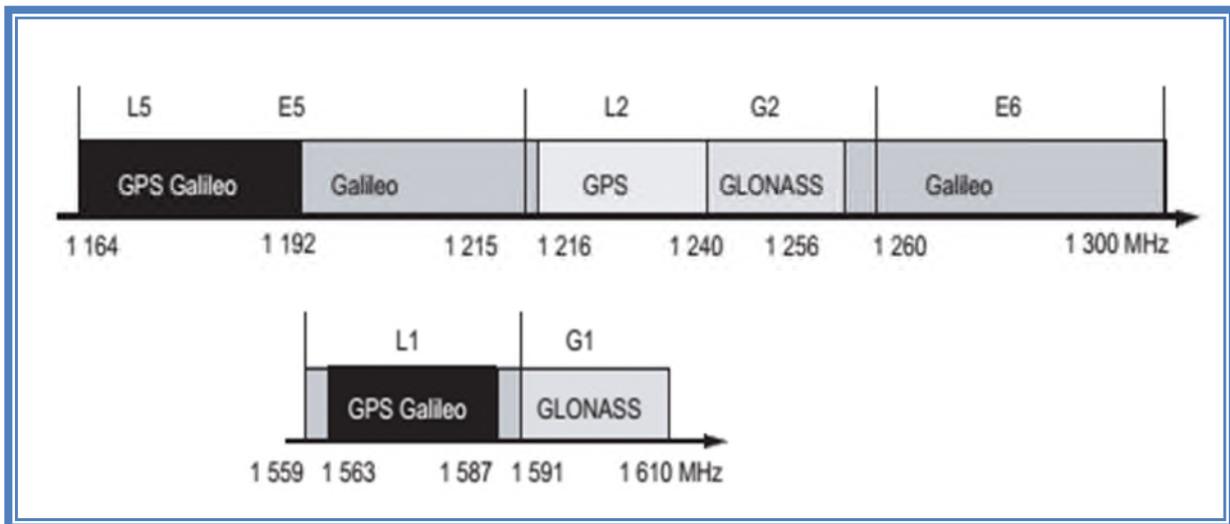


Figure 2.3 : Les fréquences utilisées par les satellites GLONASS

2.4. Le système COMPASS

La Chine a débuté en 2000 l'installation de son propre système de positionnement par satellites avec une constellation géostationnaire de cinq satellites. Ce système, appelé CNSS ou Beidou, permet une localisation par satellite sur les environs de la Chine. Et elle souhaite développer un système similaire au GPS ou à GALILEO couvrant tout le globe. Pour cela, le système COMPASS prévoit cinq satellites géostationnaires plus une constellation de 30 satellites non géostationnaires placés sur des orbites d'inclinaison 55° , à une altitude d'environ 27840 km. Comme le GPS, COMPASS prévoit un service civil et un service militaire (ou service autorisé) et les bandes de fréquences utilisées par COMPASS sont E1/L1, E5 et E6, ce qui engendre quelques conflits avec le développement de GALILEO sur ces mêmes bandes [3].

2.5. Les systèmes SBAS

Les systèmes d'augmentation par satellites (SBAS) ont été développés pour améliorer localement les performances que l'on pouvait attendre des systèmes GNSS en place, et fournir des informations supplémentaires. Ils sont constitués de petits ensembles de satellites géostationnaires couvrant généralement une zone de l'échelle d'un pays à celle d'un continent. Pour des applications critiques, telle que l'aviation, l'intégrité du système est un facteur essentiel. Les systèmes SBAS permettent d'en prévenir en un espace de temps très court (quelques secondes) de la défaillance d'un satellite d'une constellation GNSS. Les SBAS fournissent aussi aux récepteurs des corrections différentielles permettant de corriger les erreurs sur les mesures de pseudo distance dues à l'atmosphère, aux biais et dérives d'horloge

des satellites et aux imprécisions dans les éphémérides. Il s'agit de toutes les erreurs qui sont communes à tous les signaux reçus dans une même zone [3].

Les systèmes SBAS actuellement en fonctionnement ou à l'étude sont :

- EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) pour l'Europe.
- WAAS (Wide Area Augmentation System) pour les Etats-Unis.
- QZSS (Quasi-Zenith Satellite System) pour le Japon.
- GAGAN (GPS Aided GEO Augmented Navigation) pour l'Inde.

3. Caractéristiques des signaux GNSS

Il existe plusieurs manières de distinguer des signaux électromagnétiques les uns des autres. La plus simple est d'attribuer à chacun une fréquence différente (Frequency Division Multiple Access : **FDMA**). Il y a un nombre limité de fréquences utilisables avec l'augmentation du nombre de technologie utilisant les signaux électromagnétiques pour communiquer, les fréquences inutilisées deviennent très rares [8].

Une autre manière de procéder est d'utiliser une seule fréquence, mais d'allouer de petits temps de communication à chacun des utilisateurs, en alternance (Time Division Multiple Access : **TDMA**). C'est la technique traditionnellement employée dans les télécommunications. Cette technique est applicable lorsqu'il y a un seul émetteur pour les différentes informations, qui peut gérer leur envoi repartit dans le temps c'est pour cela qu'elle n'est pas applicable à un système comme le GNSS qui nécessite un envoi de l'information par chacun des satellites en continu. Une dernière méthode consiste à utiliser une seule fréquence, sur laquelle tous les signaux seront émis en permanence, et à distinguer ceux-ci grâce à l'application sur leur signal d'un code qui leur sera propre (Code Division Multiple Access : **CDMA**). Il s'agit de la technique employée par la majorité des systèmes GNSS.

Dans le **CDMA**, chaque satellite se voit attribuer un code particulier, qu'il utilise pour moduler son signal. Ces codes ne sont en fait que des séquences de bits, 0 et 1, qui peuvent être générées de façon prédéterminée et indépendante par les satellites GPS et Galileo et par chaque récepteur. Les récepteurs, qui connaissent également ces codes, peuvent les identifier et séparer les différents signaux arrivant sur la même bande de fréquences [8].

4. Réception du signal GNSS

A la réception, au niveau de l'antenne du récepteur, les caractéristiques des signaux GNSS à l'émission vont être modifiées du fait de leur propagation jusqu'à l'utilisateur. Les détails des divers phénomènes physiques liés à la propagation du signal sont donnés dans cette section. Une rapide description de l'étape de réception au niveau du récepteur est également fournie.

4.1. Description des signaux à la réception

4.1.1. Puissance des signaux à la réception

A la réception, les puissances des signaux de navigation vont être atténuées à cause de leur propagation en espace libre et de la traversée de l'atmosphère. Au niveau du récepteur, et on peut écrire [9]:

$$P = P_e - P_{prop} - P_{atm}(\text{dB}) \quad (2.3)$$

Avec : P La puissance du signal à la réception

P_e La puissance du signal à l'émission

P_{prop} Les pertes liées à la propagation du signal dans l'espace libre

P_{atm} Les pertes atmosphériques.

Les pertes associées à la propagation du signal en espace libre s'expriment par [10] :

$$P_{prop} = \left(\frac{\lambda}{4\pi R} \right)^2 \quad (2.4)$$

Avec : λ La longueur d'onde du signal

R La distance satellite/récepteur

Dans le cas d'un signal GPS C/A, on a $R = 20200$ km et $f = 1575.42$ MHz ce qui donne $P_{prop} = 182.5$ dB et la puissance à l'émission des signaux C/A étant de $P_e = 24.6$ dBW et les pertes atmosphériques de $P_{atm} = 2$ dB[11].

On a finalement $P = 24.6 \text{ dBW} - 182.5 \text{ dB} - 2 \text{ dB} = -157.7 \text{ dBW}$

De manière générale, les satellites de navigation sont dimensionnés pour fournir des puissances de réception supérieures à des seuils prédéfinis. Les différentes spécifications en termes de puissance minimale à la réception pour les signaux GPS et Galileo sont données au tableau suivant [6, 11]:

Signal	Puissance à la réception
C/A	- 160 dBW
P	-163 dBW
E1	-157 dBW
E5	-155 dBW
E6	-155 dBW

Tableau 2.1 : Puissances minimales de réception des signaux GPS et Galileo.

4.1.2. Fréquence centrales des signaux GNSS

Le GPS, les GLONASS, et le GALILEO Chaque satellite GPS transmet trois signaux différents utilisant trois bandes de fréquences centrées sur les valeurs suivantes :

- L1 : 1 575,42 MHz
- L2 : 1 227,60 MHz
- L5 : 1 176,45 MHz

Chaque satellite Galileo transmet également trois signaux différents utilisant trois bandes de fréquences centrées sur les valeurs suivantes [3] :

- L1 : 1 575,42 MHz
- E6 : 1 278,75 MHz
- E5 : 1 191,795 MHz

Système	Signal	Puissance minimum (dBW)
GPS	L1 C/A	-158.5
	L2 C (type de satellite II/IIA/II R)	-164.5
	L2 C (type de satellite IIR-M/IIF)	-160.0
	L5 I and Q	-157.9
GLONASS	L1 et L2 (tous les types de satellites)	-161
	E1(L1)	-157
GALILEO	Toutes autres fréquences E1 (L1)	-155

Tableau 2.2 : Signaux et puissance minimum des systèmes GPS, GLONASS et GALILEO

5. Les messages de navigation

Les messages de navigation contiennent des données bien définies qui sont nécessaires aux récepteurs pour effectuer leur calcul de position. Ces données sont calculées dans les centres de contrôle au sol de GPS et de Galileo puis sont transmises au moins quotidiennement aux satellites lorsque ceux-ci sont en communication avec une station sol de transmission [6, 10,11]. Chaque satellite enregistre ces données à bord et les intègre dans les signaux qu'il transmet aux récepteurs. Ces données comportent notamment les éléments suivants :

- **Almanachs** : Donnent les positions de tous les satellites de la constellation, sur plusieurs semaines, avec une précision de l'ordre de 1 km. Chaque satellite diffuse les almanachs concernant tous les satellites. Dès la réception du message d'un seul satellite, un récepteur peut obtenir les informations de position et d'état de l'ensemble de la constellation. La précision de ces almanachs est suffisante pour qu'un récepteur (connaissant approximativement sa position) sache quels satellites sont en vue et accélère ainsi sa recherche des signaux provenant des autres satellites et l'établissement de sa première position précise.
- **Corrections d'horloge** : Donnent l'écart (avance ou retard) de l'horloge du satellite par rapport au temps système de navigation. On a vu que ces données permettaient également au récepteur de synchroniser son horloge par rapport au temps GPS à travers un calcul de positionnement.
- **Éphémérides** : Donnent des informations sur la position des satellites, avec une précision de l'ordre de 1 à 10 m. Chaque satellite diffuse uniquement les éphémérides qui le concernent.
- **Paramètres de correction ionosphérique** : Les hautes couches de l'atmosphère terrestre, qui constituent l'ionosphère, perturbent la propagation des signaux de navigation.

Ces perturbations dégradent la précision de la mesure de distance. Afin de corriger partiellement cette dégradation, des paramètres de correction ionosphérique sont transmis par les satellites eux-mêmes et appliqués par les récepteurs lors de leur calcul de position.

La diffusion de ces informations est réalisée à un débit extrêmement faible, de l'ordre de 50 bit/s pour GPS C/A et jusqu'à 125 bit/s pour Galileo.

Toutes ces données sont transmises selon un format et une séquence bien définis et standardisés. La définition de cette séquence et des fréquences de répétition de chaque message a été optimisée lors de la conception des systèmes afin de minimiser le temps de

démarrage des récepteurs et d'assurer la continuité de la fourniture d'une position en cas de perte de messages (par exemple, lorsque le récepteur se trouve temporairement masqué).

6. L'effet de doppler

Lors de l'émission d'un signal, tout mouvement relatif entre l'émetteur et le récepteur provoque une modification de la fréquence du signal reçu : c'est le phénomène Doppler. Dans le cadre du GNSS, les signaux de navigation sont affectés par l'effet Doppler résultant des mouvements relatifs entre le satellite et l'utilisateur. En effet, considérons le modèle simplifié du signal émis au niveau du satellite suivant :

$$s_e(t) = C(t)e^{i2\pi t f_p} \tag{2.5}$$

Avec : $C(t)$ Le code pseudo-aléatoire du signal

f_p La fréquence porteuse

Si on suppose que le signal émis ne subit aucune perturbation lors de sa propagation, le récepteur reçoit alors le signal suivant :

$$s_r(t) = s_e(t - \tau(t)) \tag{2.6}$$

$$= C(t - \tau(t))e^{i2\pi f_p(t - \tau(t))} \tag{2.7}$$

Avec :

$\tau(t)$ Le retard exprimé en seconde associé au temps de propagation du signal.

D'après les notations de la figure, le temps de propagation τ s'exprime par :

$$\tau(t) = \tau_0 + \frac{\int_0^t v_{rad}(t) dt}{c} \tag{2.8}$$

Avec : C La vitesse de la lumière dans le milieu

v_{rad} La vitesse radiale satellite/récepteur

En supposant que la vitesse radiale est constante, on obtient l'expression du retard suivant :

$$\tau(t) = \tau_0 + \frac{v_{rad}}{c}t \quad (2.9)$$

En combinant l'équation et l'équation, on obtient l'expression du signal reçu Suivant :

$$s_r(t) = C \left(\left(1 - \frac{v_{rad}}{c} \right) t - \tau_0 \right) e^{i2\pi f_p \left(1 - \frac{v_{rad}}{c} \right) t + i\phi_0} \quad (2.10)$$

Avec : $\Phi_0 = -2\pi f_p \tau_0$

On voit ainsi que la fréquence porteuse du signal reçu est modifiée de la fréquence Doppler f_d est définie par [11] :

$$f_d = -f_p \frac{v_{rad}}{c} \quad (2.11)$$

Cette équation est l'approximation au premier ordre de l'effet Doppler sur la porteuse du signal de navigation. De manière générale, la fréquence Doppler sur la fréquence porteuse s'exprime par :

$$f_d = -f_p \frac{(v_s - v_u)^T u_r}{c} \quad (2.12)$$

Avec : v_u La vitesse utilisateur.

v_s La vitesse satellite.

u_r Le vecteur unitaire radial de l'utilisateur vers le satellite.

L'effet Doppler va également affecter le rythme binaire des codes pseudo-aléatoires (et plus généralement l'ensemble des signaux binaires véhiculé par la porteuse) qui va subir la dérive Doppler f_d^{code} suivante :

$$f_d^{code} = f_d^{porteuse} \frac{R_c}{f_p} \quad (2.13)$$

Avec : R_c Le rythme chip du code pseudo-aléatoire.

Le phénomène de compression/dilatation des codes pseudo-aléatoires et de la porteuse est illustré à la figure suivante (la fréquence porteuse et le rythme chip ne sont pas à l'échelle sur la figure).

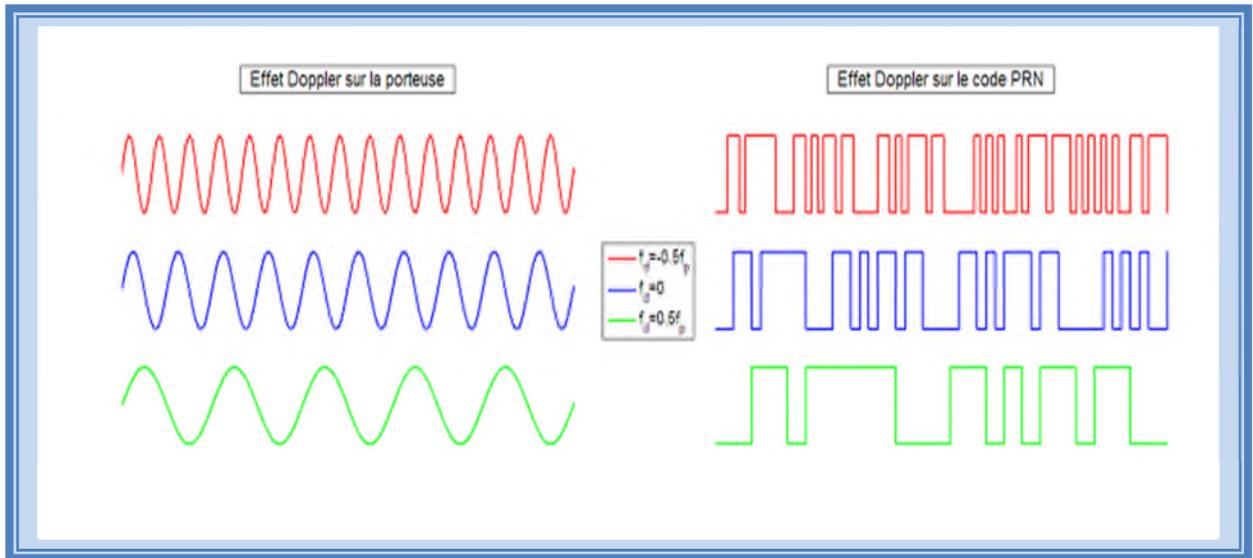


Figure 2.4: Effet Doppler sur la fréquence porteuse et les codes PRN

7. Conclusion

Les principes de bases de la navigation par satellite ont été explicités. Les caractéristiques principales du système GPS actuel, du système GPS modernisé, ainsi que du système GALILEO ont été détaillées. L'accent a été mis sur la description précise des signaux. On peut remarquer aisément qu'au sein des systèmes nouveaux, les signaux et services se sont multipliés. En outre, la modernisation du système GPS ainsi que le développement de nouveaux systèmes de navigation avec en tête GALILEO se sont fait en favorisant l'interopérabilité ce qui permettra d'avoir une meilleure disponibilité du service de positionnement.

En ce qui concerne les signaux, on remarquera d'une part la généralisation de l'utilisation d'une voie pilote en plus d'une voie donnée pour la plupart des services GALILEO et GPS modernisé ; ce qui va permettre d'atteindre de meilleures performance en terme de temps d'acquisition et de seuil de poursuite des signaux.

On conclut que la génération des codes C/A du GPS est réalisée par des registres à décalage permettant de donner des caractéristiques de corrélation désirées et la récupération du signal transmis par le satellite.

Chapitre III

Récepteurs GNSS

1. Introduction

C'est au travers de récepteurs que les utilisateurs des systèmes GNSS accèdent aux services de positionnement et de datation et aux applications dérivées. Les caractéristiques de ces récepteurs, seuls équipements visibles de l'utilisateur, sont essentielles pour le type d'utilisation recherchée.

Il existe une très grande variété de récepteurs, adaptés à des besoins spécifiques. Certains privilégient la miniaturisation, pour s'intégrer, par exemple, dans des téléphones mobiles, les engins volant légers ou les animaux surveillés. D'autres mettent en avant telle ou telle performance particulière, comme la robustesse, par exemple pour la navigation maritime ou aérienne ou certaines applications militaires, le coût de production, etc.

Le présent chapitre détaille les principes de fonctionnement et l'architecture des récepteurs et décrit leurs principales caractéristiques ainsi que les grandes catégories d'équipements.

2. Principes de fonctionnement et d'architecture

2.1. Fonctionnement d'un récepteur GNSS

Le principe de positionnement par trilatération est très simple a priori, mais la difficulté réside dans la mesure des distances séparant le récepteur des satellites visibles. Pour que cette mesure puisse être réalisée, les signaux GNSS ont été conçus avec des propriétés particulières permettant au récepteur d'estimer leur temps de vol, c'est à dire le temps qu'ils auront mis à parcourir la distance satellite/récepteur.

Le récepteur lui-même se décompose en plusieurs « étages » aux missions spécifiques permettant d'aboutir au calcul de la position.

2.2 Architecture

Les récepteurs implémentent quatre fonctions principales : la réception des signaux, le traitement des signaux, l'oscillateur local et le calcul de position. Leur schéma de fonctionnement est illustré à la figure 3.1 [3]:

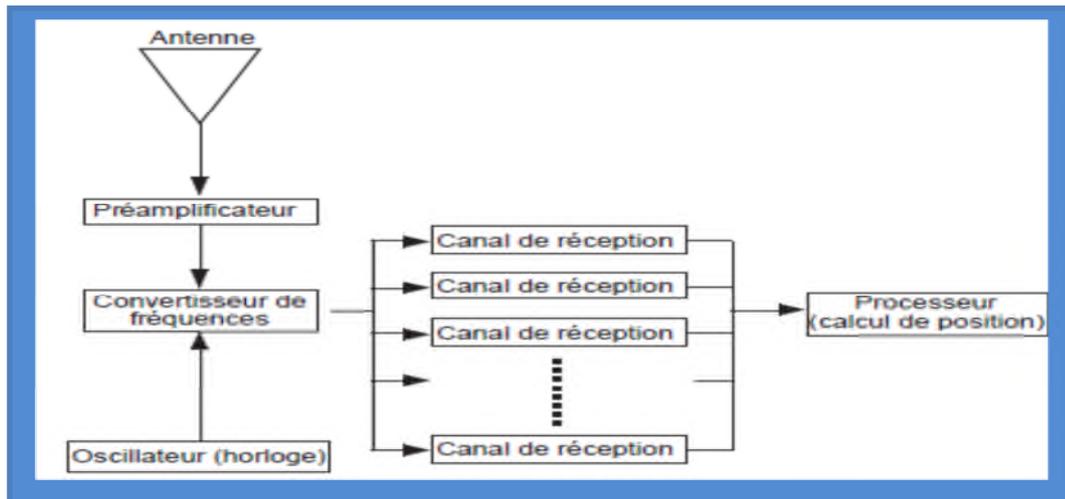


Figure 3.1: Schéma de fonctionnement des récepteurs GPS et Galileo

3. Les catégories de récepteurs

Les constructeurs de récepteurs ont développé une vaste gamme d'équipements, dont les caractéristiques sont adaptées à de nombreux domaines d'application (récepteurs grand public, récepteurs certifiés pour les transports, récepteurs de qualité géodésique et récepteurs militaires). D'autres types de récepteurs sont en outre dédiés à des usages spécifiques, comme les récepteurs embarqués à bord des satellites, qui échappent à ces catégories. [3]

3.1 Les récepteurs grand public

Les récepteurs grand public ont été développés à l'origine pour utiliser la constellation GPS seule et la fréquence L1 uniquement (code C/A). Ils sont généralement conçus pour apporter une précision horizontale de l'ordre d'une dizaine de mètres, qui est atteinte en utilisant une douzaine de canaux (permettant de recevoir tous les satellites GPS en vue).

La taille de ces récepteurs s'est sensiblement réduite depuis quelques années, du fait de la miniaturisation des puces électroniques, où se trouvent les fonctions de traitement numérique du signal et de calcul de la position, qui atteignent aujourd'hui des tailles inférieures au centimètre.

Au-delà de la précision, les performances recherchées sont la robustesse du service dans des environnements où les satellites sont susceptibles d'être masqués (zones urbaines, indoor) et la rapidité de fourniture du positionnement.

Selon leur usage, on distingue plusieurs types de récepteurs commercialisés, dont les plus courants sont les suivants :

- Récepteurs embarqués
- Récepteurs portables autonomes
- Récepteurs associés à un PDA ou à un Smartphone

La figure 3.2 donne des exemples de récepteurs GPS grand public, avec, de gauche à droite, un récepteur destiné à être embarqué dans une voiture, un récepteur portable autonome et un récepteur prêt à être intégré, par exemple dans un téléphone mobile, dont les dimensions sont inférieures à 3 cm [3].



Figure 3.2 : Exemples de récepteur GPS grand public

3.2. Les récepteurs certifiés pour les transports

On parle généralement de récepteur « embarqué » dans le cas des applications de transport.

Ces récepteurs sont soumis à de fortes contraintes de sûreté de fonctionnement et ne sont proposés qu'après certification par une autorité de contrôle.

Chaque domaine de transport est ainsi contrôlé par une *autorité de certification*, qui assure que les équipements et services de navigation sont conformes aux normes de sécurité en vigueur. Par exemple, dans le domaine du transport aérien, ce rôle est rempli par les autorités nationales de l'aviation civile, comme la DGAC (Direction générale de l'aviation civile) en France ou la FAA (Federal Aviation Administration) aux États-Unis.

Les récepteurs ne sont certifiés conformes que pour une utilisation donnée. Par exemple, certains récepteurs peuvent être certifiés pour la navigation aérienne en zone océanique, mais pas pour des phases d'approche, d'atterrissage ou de déplacements au sol.

La figure 3.3 illustre un récepteur Topstar 2020 intégré dans un MMR (Multi- Mode Receiver) utilisé sur Airbus et Boeing.



Figure 3.3 : Récepteur Topstar 2020 (source Thales Avionics)

Au-delà du récepteur lui-même, il s'agit de certifier un service de positionnement utilisant non seulement un récepteur, mais l'ensemble du système de navigation par satellite permettant au récepteur de se positionner. C'est la raison pour laquelle des services dits d'intégrité doivent garantir la précision du positionnement. Par exemple, les systèmes EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) ou WAAS (Wide Area Augmentation System) contrôlent en permanence les satellites GPS et avertissent en temps réel l'ensemble des récepteurs de type EGNOS ou WAAS en cas de défaillance ou de dégradation du système GPS. C'est également le cas du service SoL (Safety of Life) de Galileo.

Les différents types de récepteurs certifiés pour les applications de transport sont les suivants :

➤ **Récepteurs avec intégrité autonome (RAIM).**

Ces récepteurs sont utilisés pour des phases de transport ne nécessitant pas une précision très importante, comme la navigation en phase océanique, pour laquelle une précision de 100 m est largement suffisante, et dont les conditions de visibilité des satellites sont très bonnes.

Une technique telle que le RAIM (Ranging Autonomous Integrity Monitoring) permet aux récepteurs de détecter de façon autonome l'apparition d'un dysfonctionnement ou d'une forte dégradation de performance d'un satellite défectueux.

Ces récepteurs peuvent être plus ou moins complexes et performants. Les plus simples sont conçus pour recevoir une seule fréquence en provenance des satellites GPS (signal L1

C/A) ou Galileo (signal E5a ou L1) et sont équipés d'une dizaine de canaux de réception pour acquérir l'ensemble des satellites GPS ou Galileo en visibilité. Les plus complexes peuvent être conçus pour recevoir deux fréquences (récepteurs *bi fréquence*) en provenance de chaque satellite des deux constellations (récepteurs *combinés* GPS/Galileo).

Dans la mesure où l'utilisation combinée des constellations indépendantes GPS et Galileo renforce considérablement la fiabilité du positionnement, les récepteurs combinés GPS/Galileo utilisant le RAIM pourront être utilisés dans des phases de navigation plus exigeantes [3].

Le RAIM est une technique de calcul implémentée dans le calculateur du récepteur afin de détecter l'apparition d'une dégradation de la précision de la mesure de distance en provenance d'un satellite parmi tous les satellites visibles. Il s'appuie sur la disponibilité d'un excédent de mesures en provenance des satellites du fait que les constellations GPS ou Galileo offrent de façon quasi permanente un nombre de satellites en visibilité supérieur à quatre. Le récepteur peut dès lors établir plusieurs solutions de positionnement, avec plusieurs combinaisons de satellites comptant au moins quatre satellites. En comparant les résultats fournis, il peut identifier la présence de mesures de distance défectueuses en provenance d'un satellite. Ce principe est illustré à la figure 3.4:

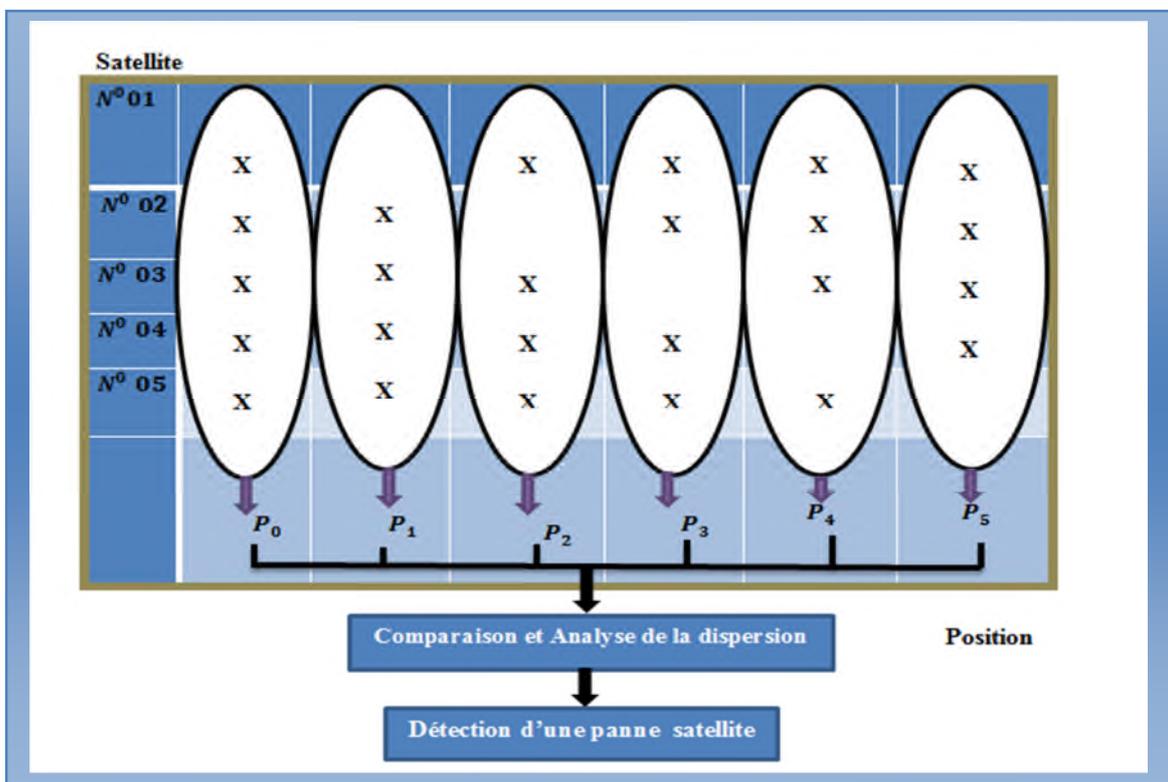


Figure 3.4 : Principe de fonctionnement du RAIM

➤ Récepteurs utilisant une augmentation régionale ou locale

Ces récepteurs sont utilisés pour des phases de transport pour lesquelles la précision et l'intégrité exigées sont très importantes. C'est le cas des phases d'approche et d'atterrissage dans la navigation aérienne. Ces récepteurs utilisent, en plus des signaux GPS ou Galileo, une source indépendante d'information garantissant les performances du service.

Ces informations sont élaborées et diffusées sur une base régionale, à l'échelle d'un continent, dans le cas des systèmes d'augmentation régionaux comme EGNOS ou WAAS, ou locale, comme un aéroport, dans le cas des systèmes d'augmentation locaux LADGNSS (Local Area Differential GNSS).

➤ Récepteurs Galileo Sol

Le système Galileo est conçu pour fournir un service, appelé SoL (Safety of Life), dont les performances sont contrôlées en temps réel et garanties par des moyens de mesure dépendants. Les récepteurs associés sont bifréquence (écoutant les signaux L1 et E5b) et sont typiquement équipés de 12 canaux, permettant de recevoir tous les satellites Galileo en visibilité. Ils fournissent une alerte en moins de 6 s en cas de dégradation inacceptable des performances de positionnement. Le système GPS prévoit également, dans une version modernisée en cours de définition, de mettre en place un tel service, utilisant les fréquences L1 et L5.

3.3. Les récepteurs de qualité géodésique

Certaines applications nécessitent une précision de positionnement très importante, typiquement de l'ordre du centimètre. C'est le cas en particulier des applications géodésiques, qui visent à établir des cartes terrestres d'une grande précision ou à étudier des mouvements lents et faibles, comme les dérives des continents ou les mouvements le long de failles à haut risque d'activités sismiques. C'est le cas également des applications associées aux transferts de temps afin d'obtenir des synchronisations très précises entre des lieux éloignés.

Ce type d'application s'appuie sur des récepteurs essentiellement statiques, qui mettent en œuvre un ensemble de techniques permettant de réduire le plus possible les erreurs résiduelles.

On trouve des récepteurs de ce type dans les systèmes GPS et Galileo eux-mêmes. En effet, comme nous l'avons vu, les systèmes GPS ou Galileo doivent déterminer à quelques centimètres près la position des satellites, ce qui exige le déploiement de récepteurs de qualité

« géodésique » sur l'ensemble du globe. Ces récepteurs permettent de mettre en œuvre des techniques élaborées de mesures de distance et de positionnement, notamment les mesures de phase et les techniques différentielles [3].

La figure 3.5 donne un schéma de récepteur géodésique qui sera déployé dans le système sol de Galileo. Il a la particularité d'être équipé d'une horloge atomique ultrastable afin d'améliorer la précision de calcul des positions et de la synchronisation des satellites Galileo.

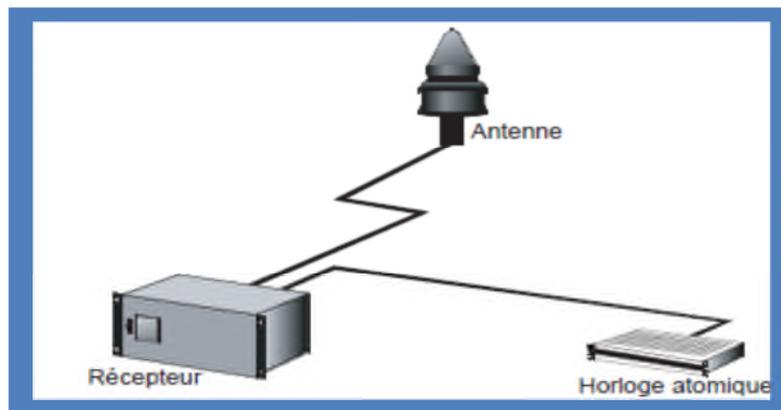


Figure 3.5 : Schéma de récepteur géodésique du segment sol de Galileo (source Alcatel Alenia Space)

3.3.1. Mesures de phase

Nous avons vu comment les mesures de distance étaient réalisées à partir de la mesure du temps de propagation des codes GPS ou Galileo entre le satellite et le récepteur. Pour cela, le récepteur effectue une opération de corrélation consistant à faire coïncider dans le temps le code reçu depuis le satellite et le code produit en interne par le récepteur.

Le signal GPS ou Galileo permet également de mesurer un écart entre les ondulations de la porteuse du signal reçu (la phase du signal reçu) et les ondulations de la porteuse du signal générée en interne par le récepteur (la phase du signal généré en interne). Le grand avantage de cette mesure d'écart de phase est sa précision, qui est de l'ordre de quelques millimètres, à comparer à la précision de corrélation du code, qui est de l'ordre de quelques dizaines de centimètres. Cette mesure de phase est toutefois ambiguë, en ce qu'elle ne permet pas de connaître le nombre entier d'ondulations entre le satellite et le récepteur, qui est nécessaire pour déterminer la distance entre le satellite et le récepteur.

Il est possible de lever cette ambiguïté de la mesure de phase grâce à l'accumulation de mesures de code et de phase. Cela permet à un récepteur doté de cette technique d'obtenir des précisions de mesures de distance (hors erreurs de propagation atmosphérique et de positions des satellites) largement inférieures au centimètre.

La figure 3.6 illustre l'amélioration de la précision des mesures de distance apportée par les mesures de phase.

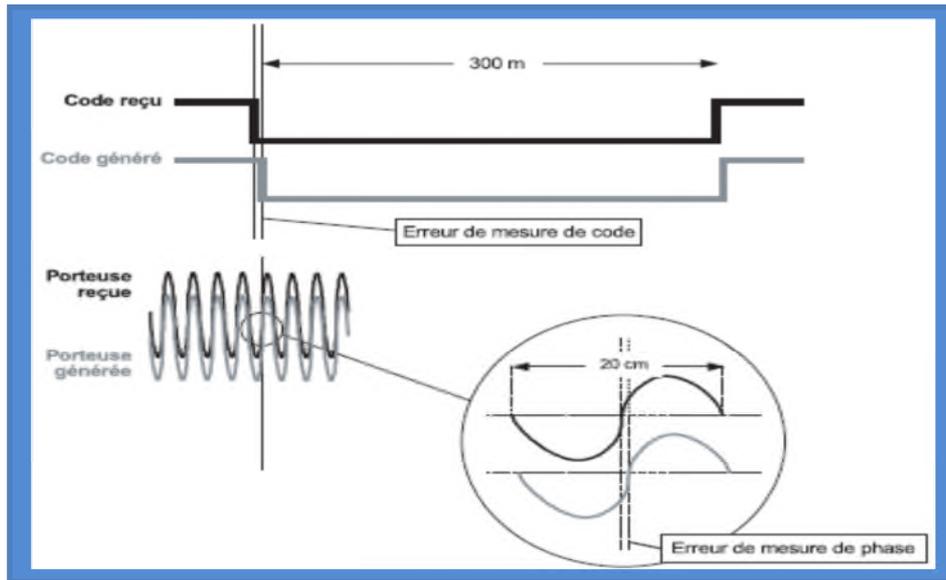


Figure 3.6 : La mesure de phase

3.3.2. Techniques différentielles

Ces techniques permettent d'éliminer une grande part des sources d'erreur de mesure grâce à l'utilisation de plusieurs récepteurs et à la combinaison de leurs mesures. Il est de la sorte possible de positionner les récepteurs les uns par rapport aux autres avec une précision centimétrique, voire millimétrique. Ces techniques sont utilisées en géodésie afin d'établir des positions de points de référence avec une très grande précision. Il est possible, par exemple, de déterminer les mouvements tectoniques le long des failles pour mieux anticiper des séismes potentiels ou bien de surveiller les déformations de grandes structures, comme les ponts ou barrages.

La technique différentielle dite des « simples différences » consiste à combiner les mesures de deux récepteurs par rapport à un même satellite, comme l'illustre la figure 3.7. La différence de ces deux mesures de distance permet d'éliminer les sources d'erreurs en provenance du satellite. L'erreur due à l'écart de synchronisation du satellite par rapport au

temps système est annulée puisqu'elle s'applique de la même façon sur les deux mesures. L'erreur de positionnement du satellite est également annulée dans le cas où les deux récepteurs sont proches (l'effet de l'erreur dans la direction satellite-récepteur est le même) ou à tout le moins fortement diminuée dans le cas où les récepteurs sont éloignés. Les erreurs de propagation atmosphérique sont également compensées dans le cas où les deux récepteurs sont proches et soumis aux mêmes erreurs de propagation. Cependant, les erreurs liées au récepteur lui-même, et en particulier à l'instabilité de son horloge, ne sont pas annulées.

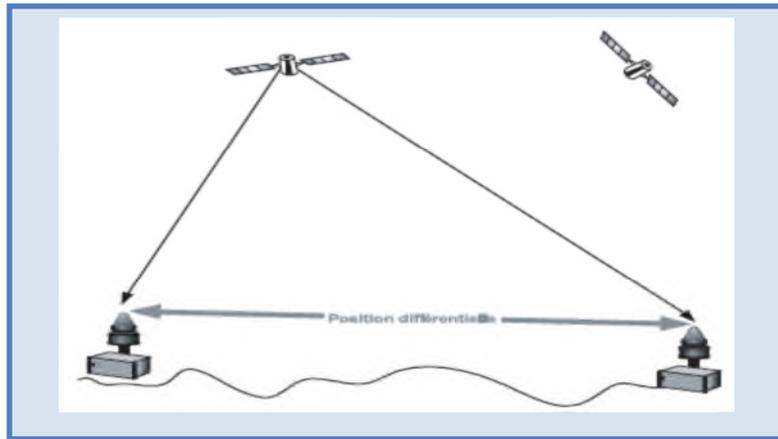


Figure 3.7 : Technique différentielle dite des simples différences.

La technique dite des « doubles différences » permet de s'affranchir des erreurs liées aux horloges des récepteurs. Avec cette technique, ce sont les mesures entre deux récepteurs et deux satellites qui sont soustraites les unes des autres, comme l'illustre la figure 3.8, supprimant les erreurs provenant des satellites et des horloges récepteur.

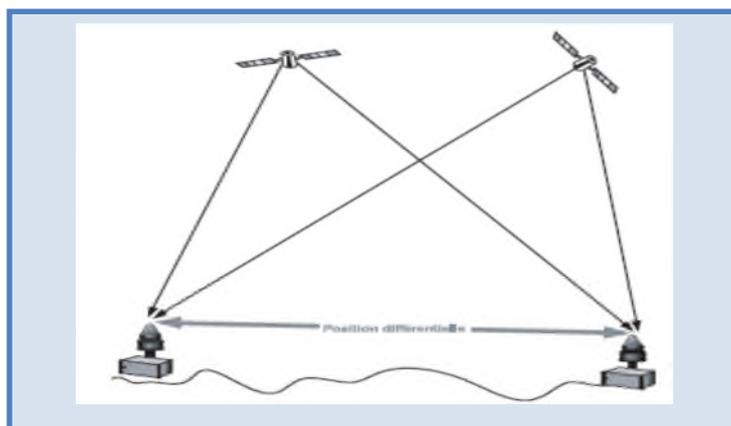


Figure 3.8 : Technique différentielle dite des doubles différences.

3.4. Les récepteurs militaires

À l'origine, le système GPS a été conçu pour répondre au besoin des armées américaines de disposer d'un positionnement de l'ensemble des équipements, troupes ou armes déployées sur des terrains d'opération. Ce besoin concerne aussi bien les armées de terre, la marine ou l'aviation. Il existe une grande variété de récepteurs GPS développés pour de tels besoins et contraintes spécifiques des applications militaires. La figure 3.9 illustre l'intérieur d'un récepteur GPS militaire [3].



Figure 3.9 : l'intérieur d'un récepteur GPS militaire

Ces récepteurs doivent opérer dans des environnements extrêmement hostiles, qui induisent des caractéristiques spécifiques, notamment les suivantes :

- Ces équipements faisant partie du système d'arme, leur accès doit être contrôlé.
- Afin de faire face à la « guerre électronique » sur un théâtre d'opération, ces récepteurs doivent être extrêmement résistants au brouillage. Les codes des signaux dédiés à ces applications ont été spécialement conçus pour apporter une résistance accrue au brouillage et aux mauvaises conditions de réception.
- Afin d'assurer une continuité précise du positionnement en cas de masquage ou de brouillage, les récepteurs peuvent être « aidés », c'est-à-dire couplés à d'autres équipements de navigation leur permettant de réacquérir très rapidement les signaux de satellites perdus. Dans l'aviation, le couplage des récepteurs GPS avec des centrales à inertie, fournissant une position continue mais dont la précision se dégrade avec le temps, permet d'améliorer sensiblement les performances de robustesse et de précision de chacun de ces systèmes lorsqu'ils sont utilisés de façon isolée.

4. Opérations réalisées par le récepteur GNSS

Entre la réception du signal et le calcul de la position de l'utilisateur, le récepteur doit effectuer plusieurs étapes pour extraire les informations nécessaires au "calcul du point".

Le schéma bloc classique d'un récepteur est donné à la figure 3.10. Le bloc "Réception" se réfère au bloc de traitement classique du signal à la réception (i.e., numérisation du signal, séparation des voies I et Q, etc.). S'en suit alors deux étapes qui ont pour but de synchroniser le récepteur avec les signaux de navigation : l'acquisition (qui est réalisée en parallèle sur chacun des canaux de réception) et la poursuite (qui peut être ou non réalisée en parallèle selon le choix de l'architecture de poursuite).

Ces deux étapes du processus de navigation sont détaillées dans les sections 4.1 et 4.2.

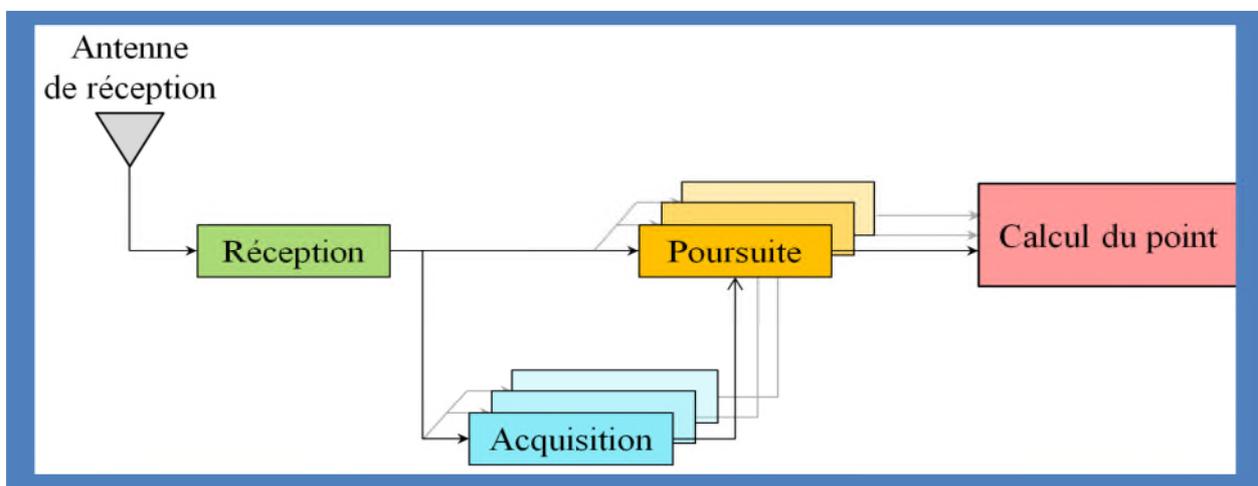


Figure 3.10 : Schéma bloc des opérations réalisées par le récepteur

4.1 Acquisition du signal GNSS

Afin de lancer le processus de poursuite du signal de navigation, le récepteur effectue une étape d'acquisition. Cette opération primordiale a pour but de détecter la présence du signal d'un satellite dans l'ensemble des signaux reçus par l'antenne du récepteur. L'acquisition permet également de déterminer le décalage du code et l'écart de fréquence provoqués par la propagation du signal et l'effet Doppler. Ces informations serviront par la suite d'initialisation pour les boucles de poursuite.

De manière générale, l'acquisition est une recherche temps-fréquence qui consiste à calculer, sur un ensemble de délais temps/fréquence, les différentes corrélations entre le signal reçu et

une réplique locale affectée par un délai et un Doppler fixe [12]. Le but de cette opération est double :

- détecter la présence d'un satellite dans l'ensemble des signaux captés par l'antenne du récepteur ;
- déterminer, pour un satellite dont la présence a été détectée, le retard sur le code et la fréquence Doppler à la réception du signal associé afin d'initialiser les boucles de poursuite.

Plus précisément, le signal à la réception est donné par :

$$S_r(t) = \sum_{k=0}^{N_{sat}} S_r^k(t) + n(t) \quad (3.1)$$

Avec $n(t)$ le bruit thermique et $S_r^k(t)$ le signal associé au satellite k qui peut s'écrire simplement de la forme :

$$S_r^k(t) = \sqrt{p_e^k} C_k(t - \tau^k) e^{i2\pi f_d^k t} \quad (3.2)$$

Avec respectivement τ^k et f_d^k le décalage sur le code et la fréquence Doppler du signal à la réception associé au satellite k qui sont considérés constants sur le temps de corrélation.

Pour réaliser l'étape d'acquisition pour le satellite i , le récepteur va créer une réplique

$$r_{(\tilde{t}, \tilde{f})}^i(t) = C_i(t - \tilde{\tau}) e^{i2\pi \tilde{f} t} \quad (3.3)$$

Avec $(\tilde{\tau}, \tilde{f}) \in E = [\tau_{min}, \tau_{max}] \times [f_{min}, f_{max}]$ l'espace de recherche temps/fréquence.

Le récepteur va alors calculer l'ensemble des points de corrélation suivants :

$$AQ_i(\tilde{t}, \tilde{f}) = \frac{1}{T_{acq}} \int_0^{T_{acq}} s_r(t) \overline{r_{(\tilde{t}, \tilde{f})}^i(t)} dt = \Gamma_{S_r}^i(\tilde{t}, \tilde{f}) \quad (3.4)$$

Avec T_{acq} le temps d'acquisition. Or, on sait d'après les propriétés de l'étape de corrélation, que les valeurs $AQ_i(\tilde{\tau}, \tilde{f})$ sont quasi nulles si le signal associé au satellite i ne fait pas partie des signaux reçus. Dans le cas contraire, la recherche temps -fréquence est maximale lorsque la réplique est synchronisée en temps et en fréquence avec le signal reçu, lorsque $\tilde{\tau} = \tau^i$ et $\tilde{f} = f_d^i$ pour pouvoir alors détecter la présence d'un satellite dans l'ensemble des signaux reçus, des techniques de détection sont mises en place après les recherche temps/fréquence pour déterminer si le maximum obtenu sur une recherche est suffisamment important pour confirmer la présence du satellite en question [13]. Si la présence du satellite i est confirmée, l'estimation de τ^i et f_d^i de peut se faire par la recherche du maximum suivante :

$$(\hat{\tau}^l, \hat{f}_d^l) = \max_{(\tilde{\tau}, \tilde{f}) \in E} |AQ_i(\tilde{\tau}, \tilde{f})| \quad (3.5)$$

La précision de ces estimations est logiquement liée à la finesse de la grille de recherche.

4.2. Poursuite du signal GNSS

Après l'étape d'acquisition détaillée dans la section 4.1 qui a pour but de détecter la présence d'un satellite et d'estimer le retard et la fréquence Doppler initiaux du signal à la réception, le récepteur bascule en mode poursuite.

L'étape de poursuite permet de suivre l'évolution du retard sur le code, de la fréquence et de la phase porteuse engendrée par les mouvements relatifs entre le satellite et l'utilisateur et ainsi de mettre à jour le calcul du point. Cette étape est réalisée grâce à des structures qui vont suivre les variations des paramètres nécessaires au calcul de la position grâce à la corrélation du signal reçu par des répliques locales générées par le récepteur [14].

Le schéma bloc de l'étape de poursuite est donné à la figure 3.11.

Différentes mesures peuvent être réalisées par le récepteur lors de la poursuite pour estimer les différentes distances utilisateur/satellite. Les mesures du retard sur le code, de la phase porteuse ainsi que le suivi de la fréquence Doppler du signal de navigation seront brièvement détaillées dans cette section :

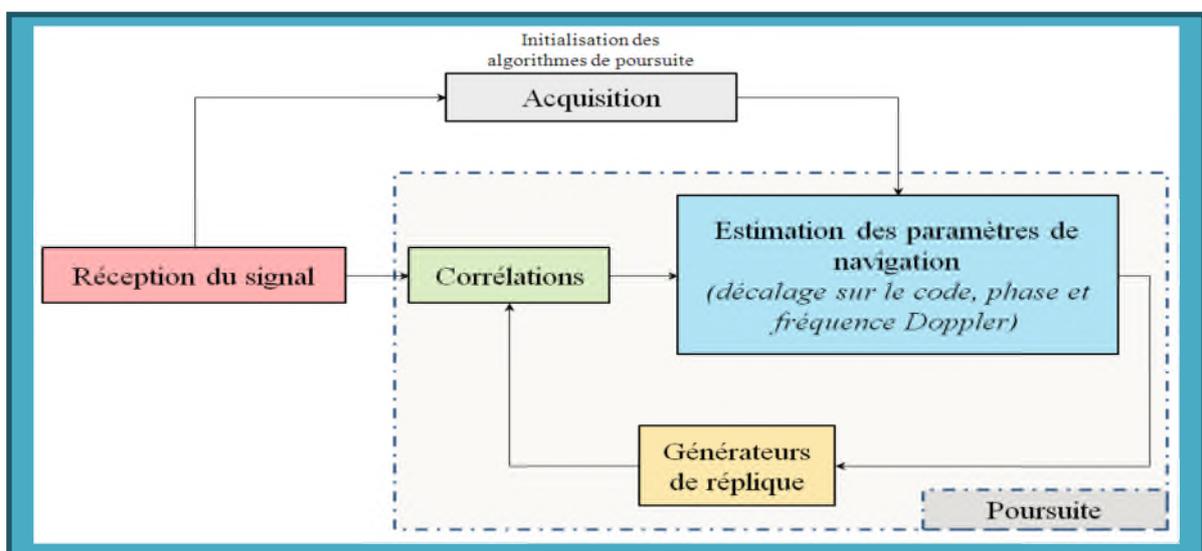


Figure 3.11 : Schéma bloc de l'étape de poursuite.

4.2.1. Poursuite et observation du retard sur le code

Pour pouvoir calculer sa position, le récepteur doit estimer la distance qui le sépare des satellites de navigation. L'estimation de distance associée à un satellite peut être réalisée à partir du retard induit par le temps de propagation sur le code du signal de navigation. En effet, si τ^i est l'estimation du retard sur le code associé au satellite i , l'estimation de distance ρ^i , aussi appelée "pseudo-distance", associée au même satellite est alors déduite par :

$$\rho^i = c \tau^i \quad (3.6)$$

Le retard sur le code est généralement en perpétuelle évolution du fait des mouvements relatifs entre le satellite et l'utilisateur au cours du temps. Pour pouvoir estimer la distance qui le sépare du satellite, le récepteur doit donc continuellement mettre à jour l'estimation du retard sur le code que l'étape d'acquisition lui a fourni initialement. Cette mesure de temps est effectuée au sein d'une architecture de poursuite qui met à jour le décalage temporel qu'il existe entre le code pseudo-aléatoire du signal reçu, et le même code généré en local au niveau du récepteur afin de les synchroniser (la génération du code local étant synchronisée avec la génération du code au niveau du satellite).

La figure 3.12 illustre schématiquement la détermination du temps de propagation par estimation du décalage sur le code.

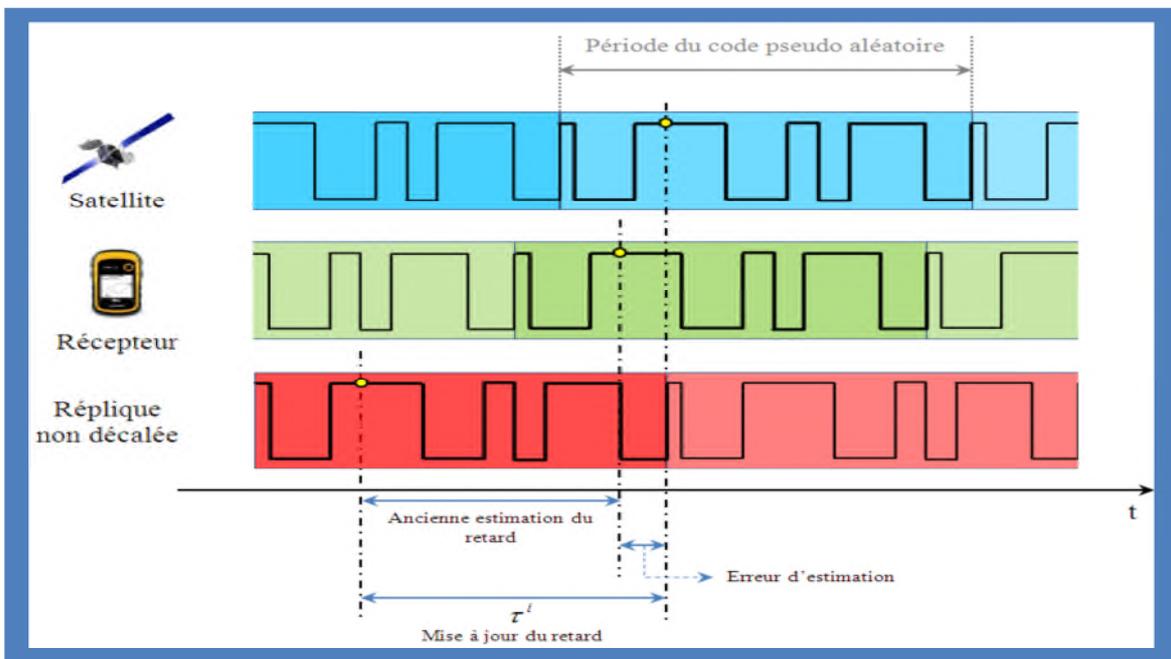


Figure 3.12: Principe de l'estimation du décalage sur le code pseudo-aléatoire

Un exemple de structure de poursuite du retard sur le code est donné à la figure 3.13. Cette architecture correspond à celle des boucles à verrouillage aussi appelées DLL (*Delay Locked Loop*) lorsqu'elles poursuivent le retard sur le code. La boucle fonctionne en cinq étapes qui visent :

à comparer le signal reçu avec la réplique locale grâce à une étape de corrélation, à estimer l'erreur d'estimation du retard grâce à un discriminateur qui va extraire cette erreur du produit de corrélation, à filtrer cette erreur et mettre à jour l'estimation du retard, et à générer une nouvelle réplique pour la prochaine étape de corrélation.

Pour pouvoir mesurer l'erreur d'estimation du retard, le récepteur calcule trois points de corrélation réalisés avec trois répliques locales différentes : c'est le principe du calcul *Earl-Late*.

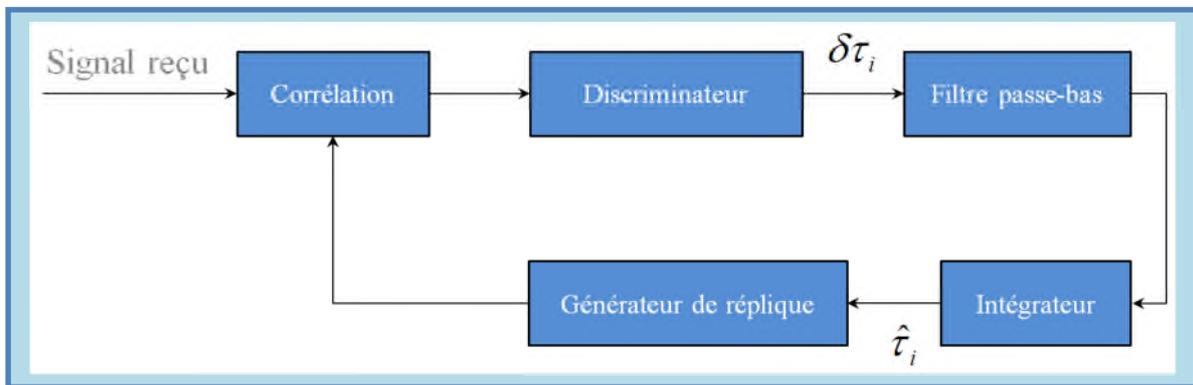


Figure 3.13 : Exemple de structure de poursuite du retard sur le code

Plus précisément, si le signal associé au satellite i est reçu avec un retard τ^i et que le récepteur a une connaissance a priori de ce retard $\hat{\tau}^i$ (i.e., le retard précédemment estimé par la boucle), trois répliques locales sont alors créées :

- une réplique décalée du retard $\hat{\tau}^i$ (point de corrélation *Prompt*),
- une réplique décalée du retard $\hat{\tau}^i + \frac{\delta_d}{2}$ (point de corrélation *Late*),
- une réplique décalée du retard $\hat{\tau}^i - \frac{\delta_d}{2}$ (point de corrélation *Early*), avec δ_d la distance du discriminateur choisie telle que $0 < \delta_d < T_c$.

La figure 3.14 illustre les différents points de corrélation associés aux trois répliques ainsi créées. Il existe différents discriminateurs permettant de mesurer l'erreur d'estimation du décalage sur le code via les différents points de corrélation calculés [4], [11]. Par exemple, il est possible d'estimer l'erreur par la combinaison suivante :

$$\frac{|E|^2 - |L|^2}{|E|^2 + |L|^2} = \frac{4}{2T_c - \delta_d} \quad (3.7)$$

Avec $\delta\tau^i = \tau^i - \hat{\tau}^i$ l'erreur d'estimation du décalage temporel.

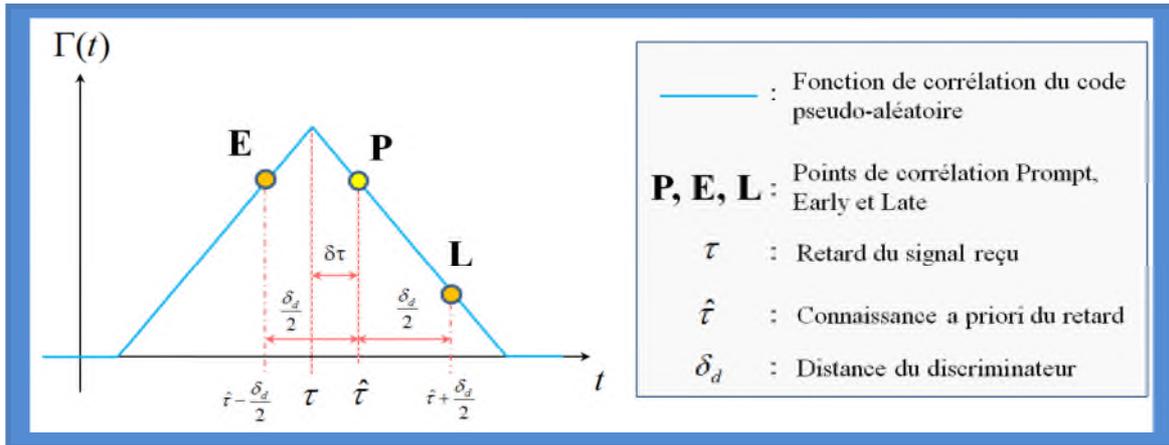


Figure 3.14 : Points de corrélation Early, Late et Prompt

L'estimation de la pseudo-distance donnée par la boucle de poursuite, aussi appelée observation de pseudo-distance, peut être décomposée en plusieurs composantes liées à la distance satellite/récepteur et aux diverses perturbations rencontrées lors de la propagation du signal. L'observation de pseudo-distance peut se modéliser de la sorte [15] :

$$\rho^i = d^i + c(\delta h_r - \delta h_s^i) + \Delta I_c^i + \Delta T_c^i + m_c^i + \epsilon_c^i \quad (3.8)$$

Avec

- d^i la distance géométrique satellite/récepteur,
- δh_r le biais d'horloge du récepteur,
- δh_s^i le biais d'horloge du satellite i ,
- ΔI_c^i l'erreur induite par les perturbations ionosphériques sur le code,
- ΔT_c^i l'erreur induite par les perturbations troposphériques sur le code,
- m_c^i l'erreur due à la présence de multitrajets sur le code,
- ϵ_c^i le bruit de mesure sur le code.

L'équation (3.8) montre que l'observation de pseudo-distance contient, en plus de l'information de distance d^i , des termes de perturbations qui, s'ils ne sont pas estimés par les

algorithmes de calcul du point ou divers modèles mathématiques, entraînent des erreurs de positionnement non négligeables [4].

4.2.2. Poursuite et observation de la phase porteuse

En plus de pouvoir utiliser les mesures de pseudo-distance, il est possible pour le récepteur de calculer sa position en utilisant également la phase de l'onde porteuse (à noter que l'estimation de phase n'est pas exclusivement utilisée pour calculer la position de l'utilisateur).

En effet, le temps de propagation du signal va entraîner un déphasage au niveau de la porteuse entre le signal reçu et les répliques générées par le récepteur (comme pour le code, la génération de la réplique locale est synchronisée en temps avec la génération au niveau du satellite). Tout comme le retard induit sur le code, ce déphasage est lié à la distance satellite/utilisateur.

En effet, le déphasage théorique lié au temps de propagation utilisateur/satellite i est donné par :

$$\Delta\phi^i = 2\pi \frac{d^i}{\lambda} \quad (3.9)$$

Avec : λ la longueur d'onde de la porteuse.

L'utilisation de l'information de phase permet théoriquement d'obtenir un positionnement plus précis que l'utilisation des pseudo-distances.

Cependant, l'estimation du déphasage pose un problème d'ambiguïté. Comme pour le retard sur le code, l'estimation de la phase s'effectue avec des structures de poursuite qui comparent le signal reçu avec une réplique locale. Lors de la poursuite, l'estimation de phase $\hat{\phi}^i$ (aussi appelée observation de phase) ne correspondra pas au déphasage théorique sera donnée par :

$$\hat{\phi}^i = \Delta\phi^i - N^i \quad (3.10)$$

Avec : N^i la phase inconnue du récepteur aussi appelé terme "d'ambiguïté entière".

Ce terme d'ambiguïté résulte du fait qu'il n'est possible d'estimer ponctuellement une phase qu'à π ou 2π près selon l'estimateur de phase utilisé. Ainsi, au moment où la poursuite de phase est lancée, le récepteur va synchroniser la phase de la réplique locale avec la phase du signal reçu en estimant un retard qui n'excède pas un cycle de phase comme l'illustre la figure 3.15.

Lorsque la poursuite est enclenchée, l'estimation de phase au cours du temps peut également subir des pertes de cycles dues à cette incapacité à estimer la phase au-delà d'un cycle ; ce problème est appelé "phénomène de sauts de cycle".

A ces problèmes d'ambiguïté et de sauts de cycle s'ajoutent également toutes les perturbations liées à la propagation du signal.

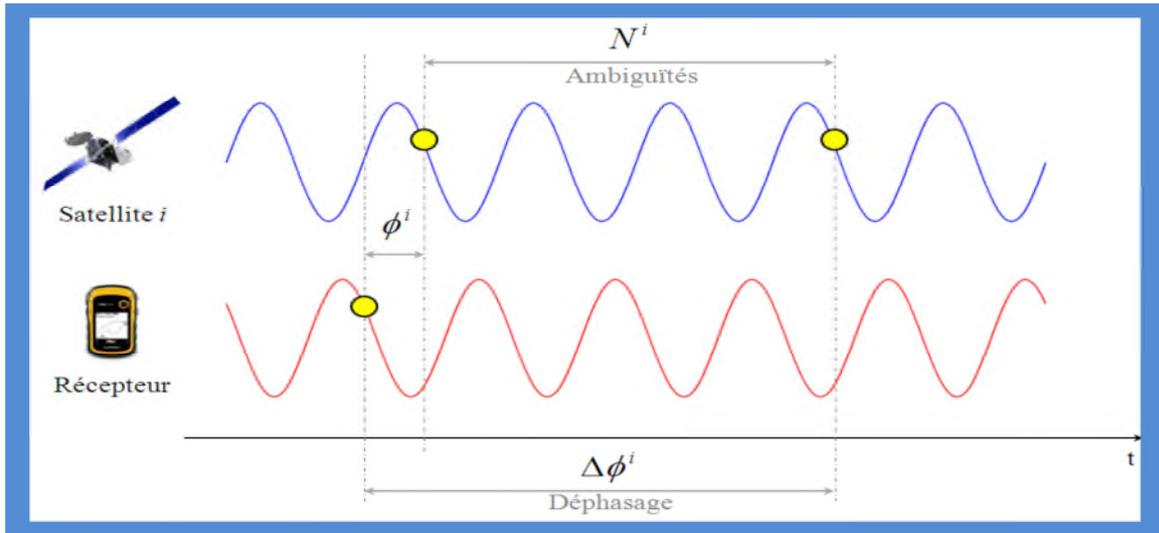


Figure 3.15 : Illustration du problème d'ambiguïté entière lors de l'estimation de phase.

Pour un satellite i peut se décomposer de la sorte [16] :

$$\hat{\Phi}^i = \Delta\phi^i + 2\pi f_p^i (\delta h_r - \delta h_s^i) + \Delta I_\phi^i + \Delta T_\phi^i + m_\phi^i + \epsilon_\phi^i + \Delta N^i \quad (3.11)$$

Avec

- f_p^i la fréquence porteuse,
- δh_r le biais d'horloge du récepteur,
- δh_s^i le biais d'horloge du satellite i ,
- ΔI_ϕ^i l'erreur de phase induite par les perturbations ionosphériques sur la phase,
- ΔT_ϕ^i l'erreur de phase induite par les perturbations troposphériques sur la phase,
- m_ϕ^i l'erreur de phase due à la présence de multi trajets sur la phase,
- ϵ_ϕ^i le bruit de mesure sur la phase,
- ΔN^i l'erreur de phase due aux ambiguïtés de phase et aux sauts de cycle.

Comme pour l'observation de pseudo-distance, l'observation de phase est entachée de perturbations qui vont induire des erreurs lors du calcul de la position de l'utilisateur.

4.2.3. Poursuite de la fréquence Doppler

La connaissance de la fréquence Doppler du signal reçu ne permet pas d'estimer la position de l'utilisateur. Cependant, il est possible d'estimer la fréquence Doppler au cours du temps afin de synchroniser en fréquence les répliques locales du récepteur au niveau des boucles d'estimation du délai sur le code.

Outre la nécessité de synchroniser en fréquence les répliques du récepteur, la connaissance de la fréquence Doppler permet également d'assister l'estimation du décalage sur le code.

En effet, connaissant la fréquence Doppler f_d du signal à la réception, il est possible de compenser la dynamique satellite/utilisateur au niveau de l'estimation du décalage sur le code $\hat{\tau}$ par :

$$\hat{\tau} = \hat{\tau} - \frac{f_d}{f_p} T_{corr} \quad (3.12)$$

Avec : f_p la fréquence porteuse du signal reçu et T_{corr} le temps de corrélation du signal au niveau du récepteur. Le principe de pré-compensation Doppler sur le code est donné à la figure 3.16 :

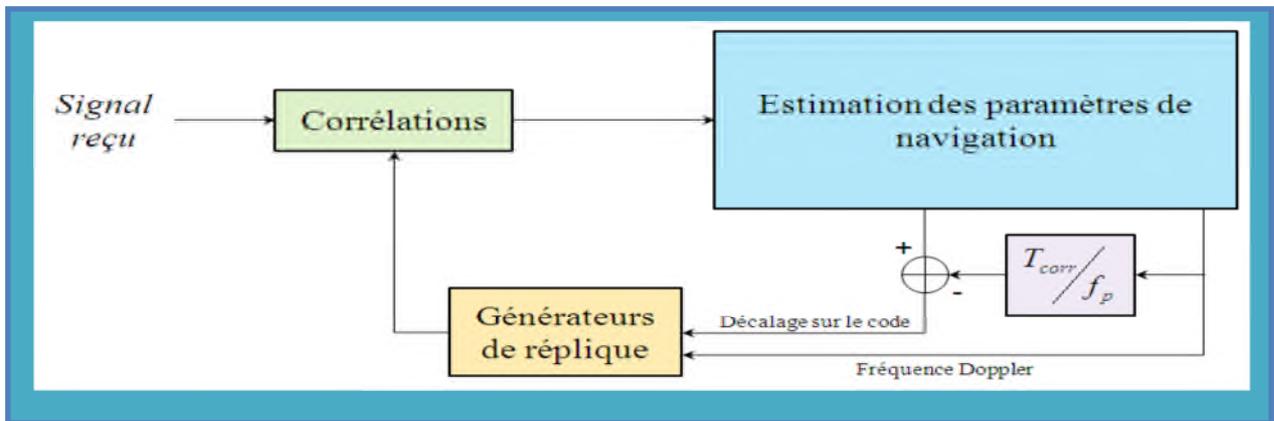


Figure 3.16 : Pré-compensation Doppler sur le code

Pour estimer la fréquence Doppler du signal reçu au cours du temps, un système bouclé (basé sur la corrélation du signal reçu avec une réplique locale) est mis en place comme pour le cas de l'estimation du décalage sur le code ou la phase [11], [4].

Une interaction entre le système de poursuite de la fréquence Doppler et le système de poursuite de phase peut également être instaurée de par la relation de dérivation/intégration qui lie ces deux grandeurs [17].

4.3. Calcul de la position utilisateur

Pour pouvoir calculer sa position, le récepteur va chercher à mesurer la distance qui le sépare des satellites dont il connaît les positions (grâce aux éphémérides contenues dans le message de navigation) via les différentes observations fournies par les algorithmes de poursuite. Pour ce faire, le récepteur dispose de plusieurs techniques regroupées en deux grandes familles (Les techniques de positionnement standard et les techniques de positionnement précis) :

4.3.1. Les techniques de positionnement standard

Utilisent directement les observations de pseudo-distance. Par exemple, si on ne cherche qu'à corriger le biais d'horloge du récepteur et si on pose :

- (x_i, y_i, z_i) les coordonnées du satellite i ,
- (X, Y, Z) les coordonnées du récepteur,
- δh_r le biais horloge du récepteur avec les satellites,
- ϵ^i l'erreur de mesure de pseudo-distance contenant les perturbations atmosphériques, les perturbations liées aux multi-trajets et le bruit de mesure

Alors la pseudo-distance ρ^i entre le récepteur et le satellite i peut s'écrire [4] :

$$\rho^i = \sqrt{(x_i - X)^2 + (y_i - Y)^2 + (z_i - Z)^2} + \delta h_r + \epsilon^i \quad (3.13)$$

Si le récepteur reçoit les signaux de N_{sat} satellites en vue, alors on obtient le système d'équations suivant :

$$(S_1) \left\{ \begin{array}{l} \rho^1 = \sqrt{(x_1 - X)^2 + (y_1 - Y)^2 + (z_1 - Z)^2} + \delta h_r + \epsilon^1 \\ \rho^2 = \sqrt{(x_2 - X)^2 + (y_2 - Y)^2 + (z_2 - Z)^2} + \delta h_r + \epsilon^2 \\ \vdots \\ \rho^{N_{sat}} = \sqrt{(x_{N_{sat}} - X)^2 + (y_{N_{sat}} - Y)^2 + (z_{N_{sat}} - Z)^2} + \delta h_r + \epsilon^{N_{sat}} \end{array} \right.$$

A partir du système (S1) il est possible de déterminer les coordonnées (X, Y, Z) et le biais d'horloge δh_r du récepteur à condition d'avoir estimé suffisamment de pseudo-distances.

Pour calculer la position du récepteur, d'autres techniques peuvent être mises en place comme les techniques d'estimation par les moindres carrés [11], les moindres carrés récursifs [18], le filtrage de Kalman étendu [4] ou la méthode de Bancroft [19].

4.3.2. Les techniques de positionnement précis

Utilisent, contrairement aux techniques de positionnement standards, les observations de pseudo-distance ainsi que les observations de phase. De plus, les diverses erreurs liées à l'ionosphère ou aux ambiguïtés de phase sont désormais prises en compte et sont compensées par des combinaisons linéaires entre différentes observations obtenues sur une ou plusieurs porteuses.

Le récepteur a deux possibilités pour effectuer ces combinaisons :

- Soit il utilise les observations sur la pseudo-distance et sur la phase qu'il a lui-même estimé. Ce mode de positionnement correspond au mode PPP (*Precise Point Positioning*).
- Soit il utilise, en plus de ces observations, des observations provenant d'un récepteur de référence. Ce mode de positionnement correspond au mode RTK (*Real Time Kinematic*).

Quel que soit le mode de positionnement utilisé, les combinaisons d'observations sont traitées par des filtres de Kalman étendus qui estiment la position et la dynamique de l'utilisateur [20, 21].

5. Conclusion

Nous avons parcouru les différents types de récepteurs pour la navigation par satellite.

Au-delà des techniques de base qui sont communes à tous ces récepteurs, ce sont les types d'applications qui constituent les véritables différentiateurs entre tous ces équipements de réception.

On a vu ainsi, les opérations réalisées par le récepteur GNSS, dans lequel il doit effectuer plusieurs étapes (Le traitement classique du signal à la réception, l'acquisition et la poursuite) pour extraire les informations nécessaires au calcul du point.

Chapitre IV

Applications de GNSS dans la Navigation

1. Introduction

Les techniques de navigation ont toujours vu leurs applications se développer dans les activités de navigation. En effet, la connaissance permanente de la position d'un véhicule est nécessaire à tout déplacement, que ce soit en mer, dans les airs ou sur terre. La navigation par satellite offre pour la première fois un système unique, disponible en permanence, utilisable pour tous les types de navigation, en tout lieu de la planète. Ses applications se développent donc dans tous les domaines des navigations, aérien, maritime et terrestre.

Ce chapitre décrit ces diverses applications, comprenant l'impossibilité de toute la tâche. Le nombre accroît chaque jour pendant que l'ingéniosité humaine trouve améliorer les manières de se servir de l'information de GNSS. Pour renforcer la sécurité dans la conduite des conditions de mauvaise visibilité ; par exemple les limites de la route et autres dispositifs de sécurité et le problème se repose sur la position et les paramètres d'altitude pour enregistrer des objets augmentés avec l'environnement du monde réel. L'exactitude avec laquelle ces paramètres peuvent être déterminés, ainsi que la disponibilité de la solution et pour déterminé les extrants précis et continus de la position et l'altitude de paramètres ; on citera dans la partie qui vienne les solutions proposée.

2. Navigation Maritime

Dans les applications maritimes, le GPS a pris très rapidement une importance prépondérante supplantant en très peu d'années l'ensemble des moyens antérieurement utilisés pour la localisation et la navigation des navires de tout tonnage. Que ce soit dans la navigation au long cours, la pêche, l'hydrographie en général, les travaux portuaires la plaisance ou les sports nautiques, le GPS est devenu un « outil » toujours présent à bord.

Dans la plupart des cas, des réceptrices mono fréquences sont utilisés et un grand nombre d'applications sont couplées avec des cartes marines numérisées.

Pour ne citer que quelques applications particulières relevant du domaine maritime, on notera:

- l'assistance et le guidage automatique des méthaniers dans les chenaux d'accès portuaires ;
- la localisation temps réel, précise, des « streamers » « bouées de queues » et « points de tir » pour la recherche pétrolière ;
- la pose de « pipe » ou de câbles téléphoniques sous-marins ;
- les travaux de dragage ou de sondage ;
- l'entretien des sites archéologiques et la recherche d'épaves.

Soulignons enfin que le domaine de la plaisance constitue un marché de masse qui s'est ouvert grâce à la notoriété du système, à la baisse des prix et à la facilité d'emploi des récepteurs de navigation.

3. Navigation aérienne

Dans les applications aéronautiques, civiles et commerciales, le GPS n'est pas, à ce jour, homologué comme capteur primaire de navigation. Les organismes internationaux de sécurité aérienne considèrent que le manque d'intégrité du système le rend vulnérable et trop dépendant du gouvernement américain qui détient exclusivement le contrôle de la disponibilité du système, notamment en fonction des besoins militaires. Néanmoins, le GPS trouve place en aéronautique commerciale comme capteur secondaire associé aux moyens classiques : VOR-DME, inertie...

Depuis la mise en service du GPS (pour Global Positioning System en anglais) dans les années 90, l'aviation utilise la géolocalisation par satellite comme outil d'aide à la navigation. L'aviation étant une activité qui met en péril des biens ou des personnes, elle est considérée comme une application critique qui doit répondre à des exigences de performances élevées. Ainsi, les informations fournies par les systèmes de navigation doivent présenter à la fois une grande précision et un haut degré de fiabilité. Quatre classes des systèmes d'augmentation ont été identifiées par l'international la communauté d'aviation : l'augmentation avion-basée système (ABAS), le SBAS, le GBAS, et une architecture hybride connue sous le nom de système régional au sol d'augmentation (GRAS).

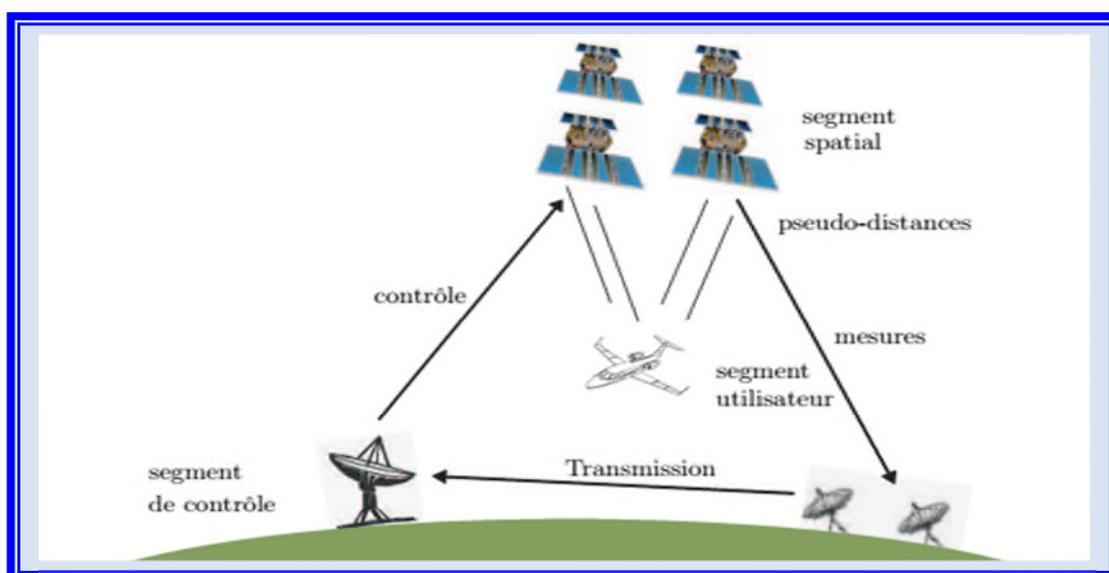


Figure 4.1 : Représentation de principe de la navigation aérienne.

3.1. Application à la navigation aérienne

Dans l'application aérienne, la navigation par satellite a lentement été un moyen additionnel pour la localisation. Le développement de GNSS a fourni un service de positionnement supplémentaire pendant beaucoup de phases de vol, dans le vol de loisirs aussi bien que des transports aériens commerciaux. Raffiner et améliorer la navigation par satellite par des systèmes d'augmentations aideront des pilotes dans toutes les phases de vol, d'imposer, au décollage, du vol en cours de route, et de l'atterrissage en conditions tous le temps, atteignant le niveau de la sûreté qui sera exigé de faire face à l'augmentation continue du nombre d'avions [22]. À la projection des itinéraires d'avion et en débarquant des programmes aux aéroports occupés, il est essentiel de s'assurer que les avions ont toujours une distance sûre entre eux. GNSS, fournira à un service garanti l'exactitude suffisante pour permettre à des lignes aériennes et à des pilotes de savoir leur position sûrement et assez avec précision pour faire l'efficacité substantielle [25].

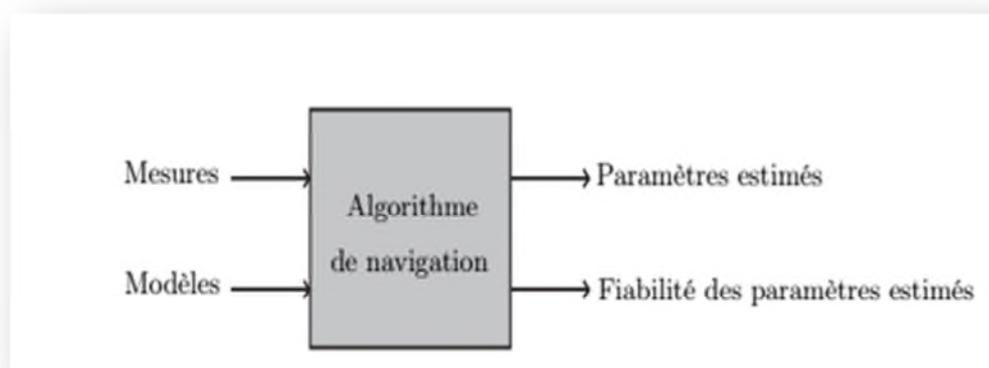


Figure 4.2 : Principe de fonctionnement du système de navigation

3.1.1. Cas d'étude 1 : Overland vol ; Approche non-précision En Route, Terminal

Overland vols bénéficient d'une préexistante, basé au sol de communication, navigation et surveillance (CNS) des infrastructures. Les Balises au sol ont défini la norme internationale pour la navigation en route sous instrument météorologique conditions pour plus de la moitié d'un siècle [23]. Des exemples de systèmes de balises comprennent tactique de la navigation aérienne (TACAN), VOR, la distance de mesure des équipements (DME), et combinée VOR et TACAN (VORTAC).

La technologie GNSS offre de nouvelles fonctionnalités importantes pour améliorer opérationnellement l'efficacité au-delà de ce qui a été possible avec les balises de navigation au sol, seul. Par exemple, la navigation GNSS offre une précision supérieure à celle au sol balises, de l'ordre de plusieurs dizaines de mètres plutôt que des centaines. Plus significativement, GPS prend en charge la navigation de surface (RNAV), permettant des trajectoires de vol qui sont flexibles pas nécessairement contraint de se trouver le long des routes entre les aides à la navigation. La FAA a certifié GPS pour la navigation supplémentaire dans de nombreuses phases de vol (en route, terminal et approche de non-précision) et GPS sera probablement certifier pour des moyens primaires de navigation dans le futur.

Les garanties de sécurité ne sont pas possibles sans ABAS ou SBAS, cependant. ABAS est déjà largement utilisé par les avions commerciaux équipés de récepteurs multi modes (TMM), et SBAS (sous la forme de WAAS) est maintenant utilisé par pilotes privés comme une alternative abordable à l'aviation générale.

3.1.2. Cas d'étude 2: Approche et atterrissage de précision

L'approche, l'atterrissage et le décollage sont des phases critiques de vol et le besoin principal des opérateurs commerciaux doit avoir pleines d'opérations en conditions tous le temps. Par conséquent, l'approche de précision est une condition obligatoire.

Le GNSS, à l'aide d'augmentation au sol (éléments locaux), satisfera aux besoins d'approche de précision comme définie dans les normes aéronautiques, et pourrait remplacer ou compléter l'infrastructure de navigation des aéroports dans les régions où le système est insatisfaisant. L'exemple le plus en avant est les aéroports qui ne sont pas équipés des systèmes d'atterrissage aux instruments. Le glissement de la pente et le localisateur permettent à un avion de déterminer sa verticale et les déviations latérales d'une trajectoire de référence menant en bas vers la piste. Pour cela le pilote doit descendre au-dessous des nuages ou du brouillard et établir le contact visuel avec la piste par une altitude de décision de 250 pi. La détermination d'altitude est l'une des nombreuses applications où le GNSS peut être efficacement employé [23]. L'altitude d'un avion, c.-à-d., l'orientation dans l'espace, peut être déterminée en mesurant les positions relatives des antennes multiples de GNSS montées sur différentes positions de l'avion. Habituellement, un ensemble de 3 antennes ou plus de GNSS placées à bord d'un avion peut fournir les informations complètes pour calculer l'altitude [24].

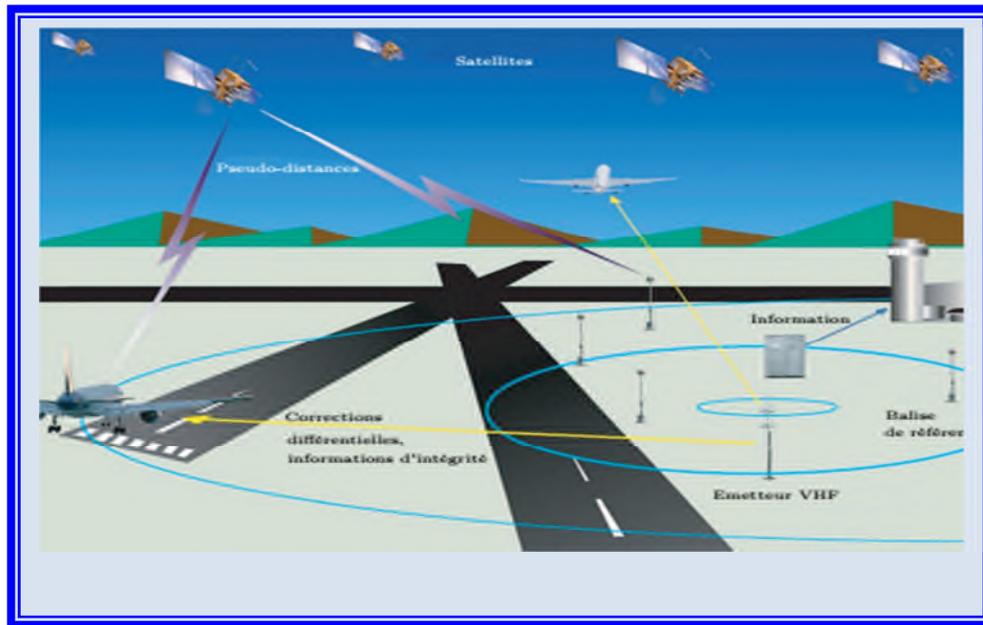


Figure 4.3 : Approche et atterrissage d'un avion

4. Navigation terrestre

Dans les applications terrestres, l'utilisation du GPS est parfois limitée par l'environnement peu propice à la réception des ondes. Des cartes numérisées fournissent une base de données cartographiques qui est couplée avec un récepteur GPS permet, en temps réel de suivre un itinéraire prédéfini. Outre ce marché de masse, pour lequel les équipementiers automobiles sont les principaux intéressés, les applications terrestres concernent le suivi et l'assistance aux flottes de véhicules.

Le domaine ferroviaire est également concerné, pour le suivi et la gestion des trains ou wagons spéciaux frigorifiques et porte-containers. Le GPS est également largement utilisé pour assurer des relevés de mesures en sites suburbain anneau ruraux, pollution, fuite de gaz, relevé de champs radioélectriques, variation des paramètres agronomiques à l'intérieur des parcelles agraires. Dans cette courte énumération, on ne peut ignorer le domaine pédestre comme par exemple le suivi de personnes médicalisées. Et dans ce chapitre ; l'application étudiée sera en véhicule.

4.1. Application au véhicule

4.1.1. Etude de cas 1 : Cout-Bas de GNSS/INS navigateur intégré

Un domaine où la demande d'intégration GNSS / INS en utilisant des capteurs inertiels à faible coût a été couronnée de succès dans le domaine de l'orientation, navigation et contrôle suites pour les petits véhicules. Dans cette application, le but d'intégrer les capteurs inertiels avec GNSS est principalement pour fournir un des moyens de détermination d'altitude à l'aide d'un seul GNSS récepteur / antenne.

Un ajout d'avantage de cette intégration augmente la largeur de la bande de position et de solution de vitesse qui serait disponible lors de l'utilisation du GNSS seul. L'altitude, plus les solutions de position et de vitesse de la bande passante sont utilisées pour diverses applications, y compris la commande automatique de véhicules. Ceci est possible parce que les capteurs inertiels peuvent facilement fournir des mesures de vitesse angulaire et force spécifique à des taux supérieures à 50 Hz.

La figure 4.4 est la trajectoire au sol d'un petit véhicule qui a été équipé avec des capteurs inertiels de qualité de classe automobile et un récepteur GNSS [25].

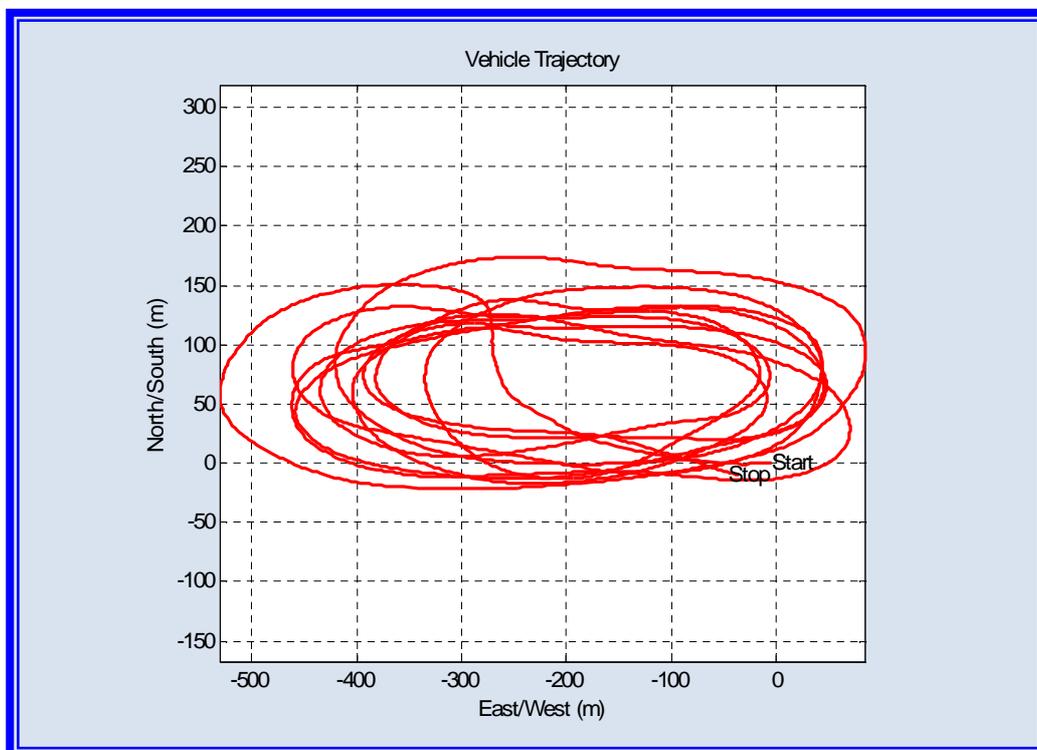


Figure 4.4 : la trajectoire au sol d'un petit véhicule aérien.

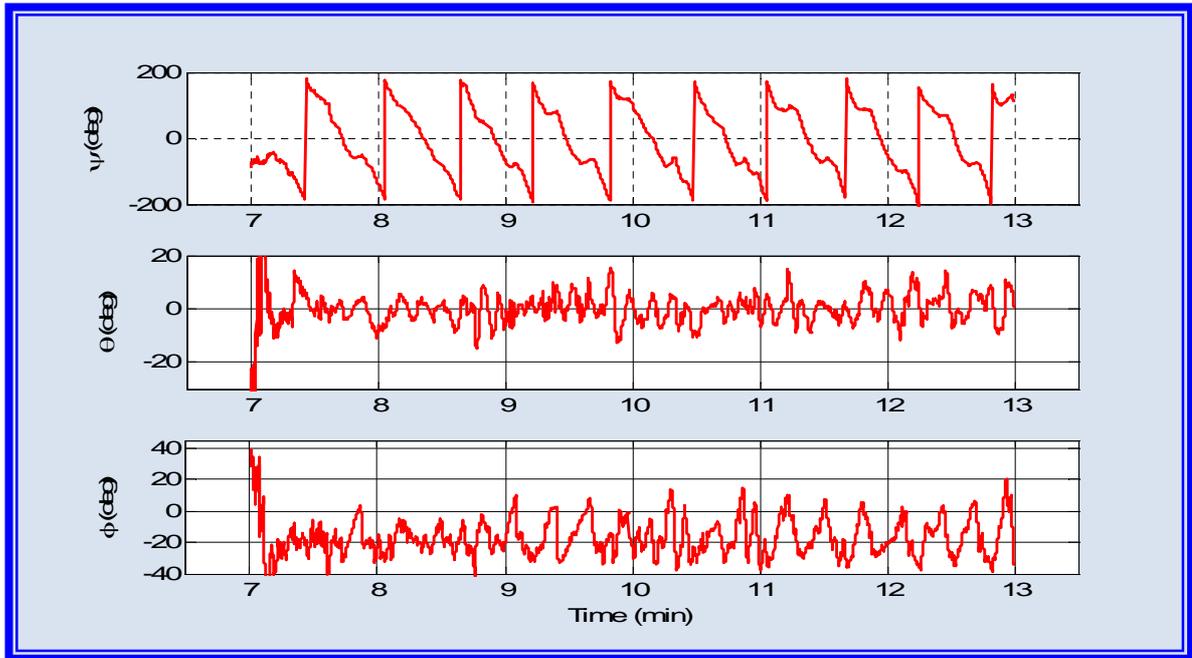


Figure 4.5 : Rendement de l'algorithme MATLAB-basé d'intégration de GNSS/INS

La figure 4.5 montre la sortie de l'algorithme à base de MATLAB GNSS / INS intégration. Ces fractions sont sept minutes extraites de l'histoire de temps pour l'estimation de l'altitude générée par ce système. La figure montre lacet (Ψ_{nb}), la hauteur (θ_{nb}) et le roulis (Φ_{nb}) estimés. Les histoires d'altitude sont présentés car avec les systèmes bas coût qui sont les états les plus difficiles à estimer avec précision.

De la figure 4.5, nous voyons que l'angle de lacet ou de la position est en constante évolution. Ceci est cohérent avec le trace au sol et la figure 4.4le montre (une orbite continue autour d'un point).

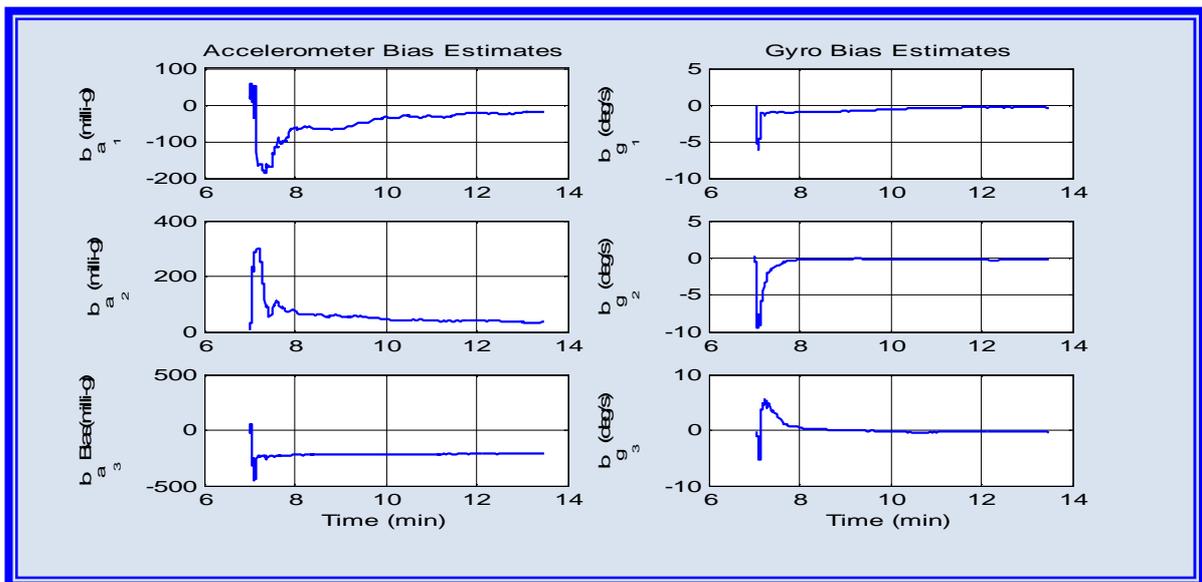


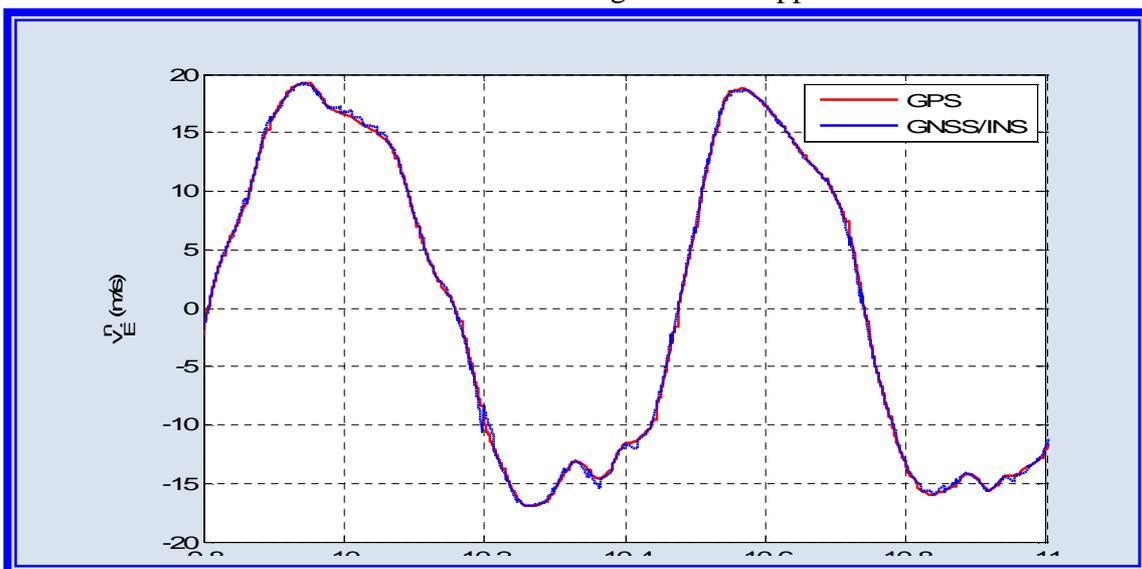
Figure 4.6 : Évaluation de polarisation de sonde pour le GNSS/INS peu coûteux

La Figure 4.6 montre les estimations de l'accéléromètre et de biais du gyromètre pour la même période de temps que la figure 4.5. Après la transitoire initiale, les estimations se calment à une valeur d'état stable. Par exemple, la polarisation de gyroscope bg1 (l'erreur de sortie du gyroscope aligné avec le premier axe du corps du véhicule) est d'environ $0,6^\circ / s$ pour la plupart de temps.

Ceci est l'effet combiné du décalage nul et du temps variables préjugés. Ainsi, sans toute aide, la dérive de l'altitude en raison de ce gyromètre pourrait être aussi grand que $36^\circ / \text{min}$. Le point important suivant les biais des estimations présentées dans la figure 4.6. Selon les conditions initiales pour les Etats, la covariance d'erreur et la matrice de covariance de bruit procédé, on peut obtenir des estimations de polarisation qui sont différentes de ceux représentés sur la figure 4.6.

Cela est évident puisque nous supposons que les erreurs de capteurs se composent que de préjugés additifs (par exemple, en ignorant les erreurs de facteur d'échelle). Ainsi, EKF tente d'estimer les erreurs des capteurs en accord avec le modèle, qui peut être différent du modèle réel. Tandis que cette variabilité peut être réduite en utilisant des modèles d'erreur de fidélité élevées.

Généraliser ces modèles d'erreur de capteurs inertiels à faible coût est très difficile et pas pratique, En revenant sur les estimations de l'erreur de la figure 4.6, nous notons que le taux de dérive de $0,6^\circ / s$ est grand dans la mesure où elle conduirait à une croissance rapide des erreurs dans le vecteur d'estimation d'état de navigation sans apportée aide GNSS.



4.7 : Effet d'une panne momentanée des GNSS sur la vitesse estimé du GNSS/INS.

La Figure 4.7 montre l'estimation de la composante vecteur vitesse telle que générée par l'algorithme GNSS / INS. Nous comparons cela aux estimations GPS générées v_E^n , l'aide apportée GNSS est éteint à $t = 10$ minutes pour une durée de 30 secondes. De cette figure, nous voyons que sans l'aide GNSS la solution de vitesse dérive très rapidement. Le comportement de l'algorithme GNSS / INS montré donne la solution de navigation à partir d'un faible coût suite au capteur inertiel.

On notera que dans la figure 4.7 lorsque aide GNSS est rétablie à $t = 10,5$ minutes, la Solution de vitesse GNSS / INS commence à convergé en revenant à la vitesse de GPS autonome estimée.

La vitesse de convergence nécessite environ 0,1 minutes (Ou 6 secondes) pour stabiliser les estimations de vitesse. Ce taux de convergence possible peut être touché par le " tuning » approprié des entrées dans le bruit du processus de filtrage des matrices de covariance (tout dépend de changement des valeurs). Des prudences doivent être prises lors de faire cela; cependant, que de grandes transitoires peuvent avoir lieu durant la période de convergence, peut déstabiliser le filtre et mener à des divergences (des erreurs d'estimation de croissance sans limite).

4.1.2. Etude de cas 2 : Estimation de glissade de Véhicule

Des discussions liées au 1^{er} cas, il est clair qu'un GNSS/INS intègre l'algorithme qui peut fournir une évaluation raisonnablement précise et gyroscopique d'altitude. Ainsi, on peut conclure que des systèmes de détermination d'altitude de multi-antenne GPS comme ceux décrits dans [26,27] ou estimateurs ads-hoc d'altitude de ce type dans [28, 29] ne pas être utile.

L'examinassions de cet aspect de l'intégration de GNSS/INS en considérant des autres applications où les sondes à inertie peu coûteuses et les GNSS font un grand impact navigation, conseils, et commande des véhicules à moteur. À cet égard, cette étude de cas examine la motivation pour l'usage aussi bien que les limitations de peu coûteux intégré des systèmes de GNSS/INS estimaient la glissade de véhicule comme des paramètres critiques de pneu.

4.2. Motivation

► Calcul de Dérapage

L'angle de dérapage β est l'angle entre la direction longitudinale (avant-arrière) de l'axe du véhicule et de vecteur de vitesse de son centre de gravité (CG).

$$\beta = \tan^{-1} \frac{V_y}{V_x} \quad (4.1)$$

L'estimation de dérapage est un aspect critique de nombreux systèmes ESC [30, 31]. ces régimes se répartissent en deux catégories, basées sur des modèles et des cinématiques. Estimateurs à base de modèle utilise un modèle de véhicule latérale dynamique comme le modèle bicyclette [32], tandis que les estimateurs cinématiques utilisent les relations cinématiques entre les mesures des différents capteurs tels que GPS et IMU [33, 34].

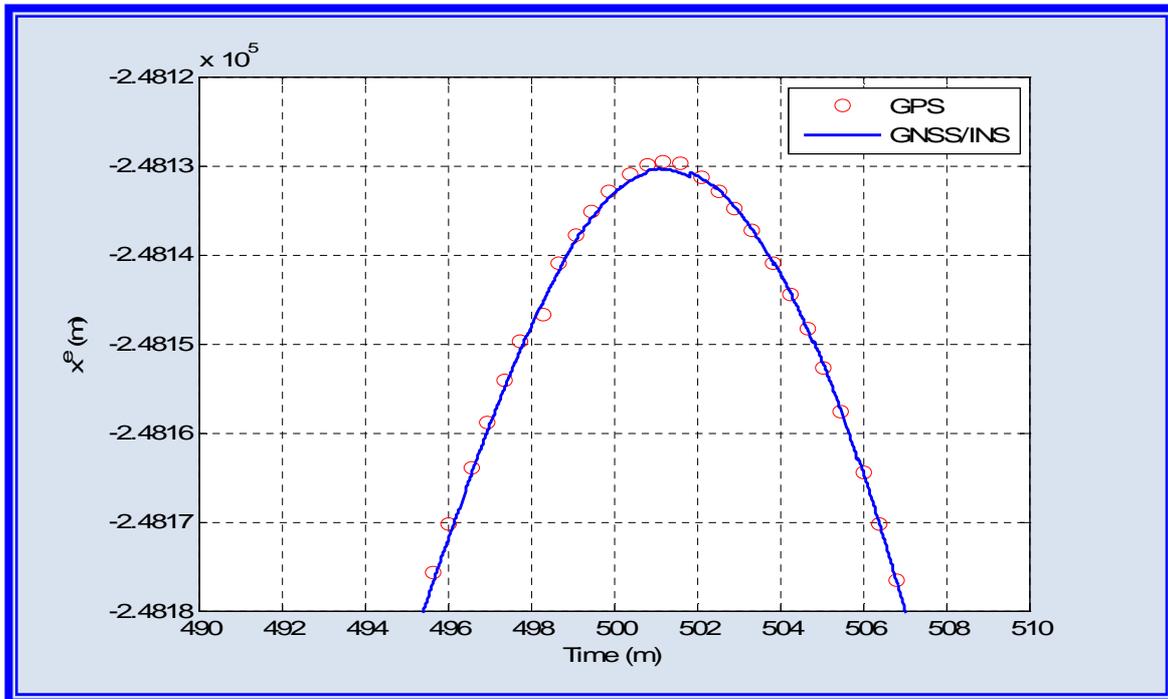


Figure 4.8 : Plan rapproché de l'évaluation de x d'ECEF (ou *armature* de la terre).

La figure 4.8 est un " zoom " du l'algorithme d'estimation GNSS / INS. Elle montre notamment l'estimation de x^e (Composante x de la position du véhicule dans les coordonnées ECEF). On peut voir que les estimations de position GPS sont périodiques et apparaîtra une fois par seconde (taux de mise à jour 1-Hz).

D'autre part, la sortie de l'algorithme GNSS / INS est liée à une vitesse de 50 Hz. La Figure montre que l'une des choses importantes qu'un IMU apporte au GNSS/ INS intégrée la solution d'une bande passante plus élevée de l'information dans les petites plates-formes tels que les drones. Il est particulièrement important que les informations d'altitude de haute bande passante soit disponible, car il est indispensable pour le contrôle automatique. Ainsi, sans l'intégration des GNSS et Navigation inertielle.

Les estimateurs fondés sur un modèle sont généralement plus propres que les estimateurs cinématiques. Cependant, ils exigent des connaissances sur les paramètres du véhicule qui est souvent difficile à obtenir (Comme la raideur des virages). La connaissance cinématique seul de véhicule dépendant d'estimateurs est besoin de l'emplacement des capteurs et CG qui traduit les vitesses et les accélérations à un point commun.

Une méthode typique pour mesurer le dérapage sur les véhicules d'essai ; il utilise un capteur optique pour mesurer la vitesse latérale et longitudinale. Cependant, ces capteurs sont à rendement coûteux et peut dépendre de surface.

Pour ces raisons, le véhicule de production, de cet état n'est pas mesuré. Une méthode plus récente pour mesurer le dérapage recourait à un GPS. L'angle de dérapage peut aussi être défini comme étant la différence entre le cap du véhicule et la direction du Voyage mesurée à la CG.

$$\beta = \psi - \Psi \quad (4.2)$$

Le GPS fournit une mesure de cours. Toutefois, l'état de véhicule doit encore être déterminé. Une rubrique peut être estimée en utilisant un gyroscope de lacet. Le gyroscope est une initialisation et son biais estimé pendant les périodes de conduite droite et ensuite intégré pendant le tournage manœuvres de fournir l'état de véhicule [25].

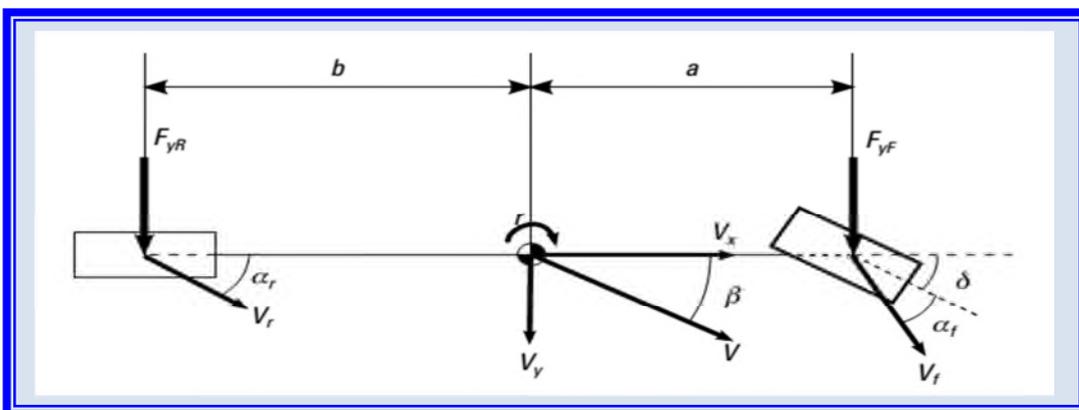


Figure 4.9 : Modèle qui montre l'angle de dérapage du véhicule.

Le premier terme du côté droit de :

$$\beta = \tan^{-1} \frac{v_E^n}{v_N^n} - \Psi_{nb} \quad (4.3)$$

Peut être calculé en utilisant les sorties d'un récepteur GNSS ou les estimations de vitesse générée par un GNSS intégré / INS navigateur. Le second terme Ψ_{nb} , est apparu de l'estimation de l'altitude générée par un GNSS / INS. Ainsi, tant que les estimations d'altitude et de vitesse sont disponibles, le dérapage peut être estimé.

La Figure 4.9 montre les sorties d'un estimateur de dérapage. La figure de gauche est le dérapage et le cap des histoires pour un véhicule circulant sur un revêtement à faible adhérence et celui sur la droite est pour l'asphalte.

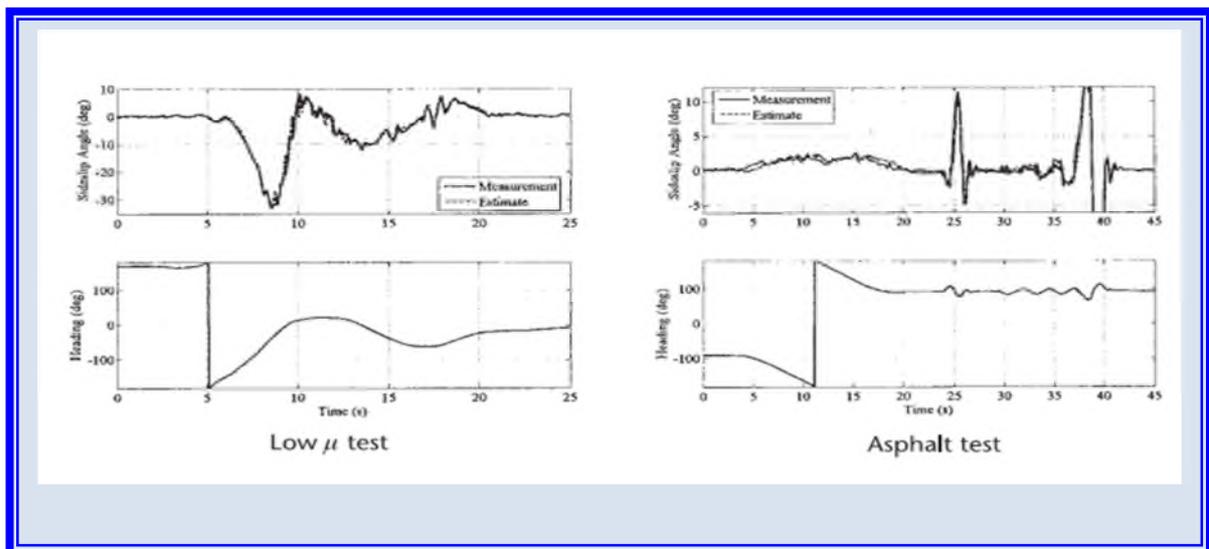


Figure 4.10 : L'estimation de la glissade avec le modèle dynamique de véhicule en utilisant un GNSS filtre-se mélangeant.

Ces estimateurs sont des filtres de Kalman, qui fusionnent les informations à partir d'un modèle dynamique du véhicule avec GNSS et l'INS [35]. Le but ultime d'estimation du dérapage est de prédire la rigidité de dérivé et de force latérale maximale des axes avant et arrière en estimant la force latérale et l'angle de patinage du pneu sur toute la plage de fonctionnement. Par exemple, les estimations de forces latérales produites pour une berline infinité G-35 en utilisant les informations de dérapage sont présentées sur la figure 4.10.

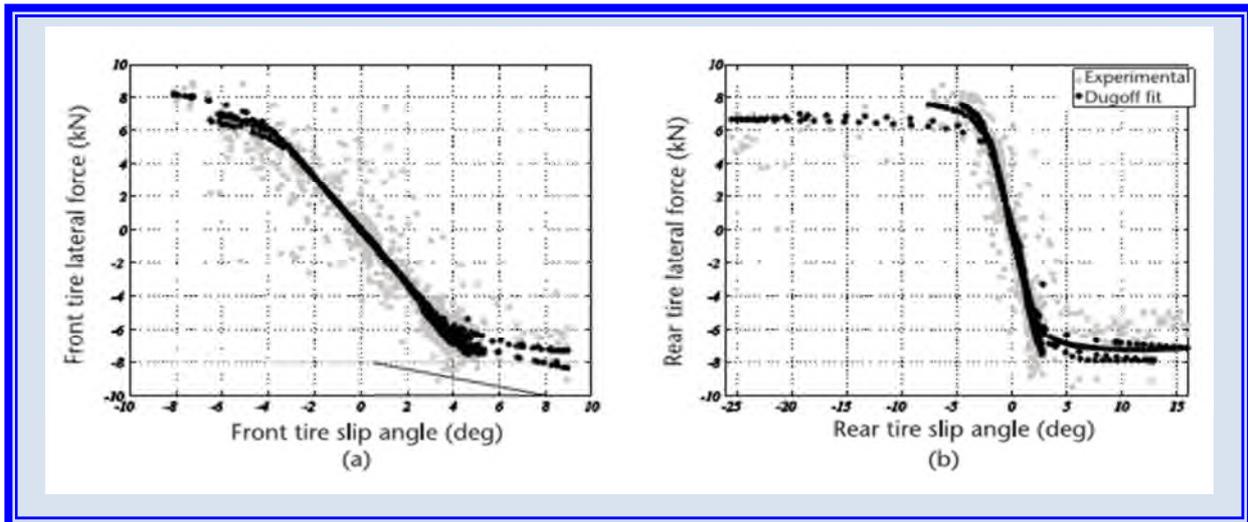


Figure 4.11 : a ;b) Force latérale des prévisions pour une berline infinie G-35

Malheureusement, les estimations de haute qualité de β ne sont pas toujours disponibles. Cela se produit lorsque les mesures GNSS ne sont pas disponibles, l'observabilité de Ψ_{nb} , estimé est pauvre, ou les deux. Le premier se produit, par exemple, dans les canyons urbains où les signaux GNSS sont faibles ou obstruée. Celui-ci se produit lorsque les informations GNSS ne suffisent pas à maintenir des erreurs découlant de biais de capteurs inertiels en échec.

4.3. Observations

Les informations du GNSS ne peuvent pas être en mesure de garder les erreurs de capteurs inertiels en échec lorsque l'une des situations suivantes se présente:

1. Les informations du GNSS ne disposent pas d'un " chemin " pour se rendre à des capteurs inertiels et les calibrer. Ceci est une condition connue comme le manque d'observabilité géométrique déterministe [36, 37, 38].

2. Les informations du GNSS a un " chemin " pour arriver aux capteurs inertiel, mais ne peuvent pas arrêter le débit de la solution d'erreur d'inertie croissante.

Dans ce qui suit, nous allons faire comprendre ce qu'on entend par "chemin de capteurs inertiels du GNSS". Le point important à retenir est qu'il y a des conditions dans lesquelles l'intégration des GNSS et capteurs inertiels ne volonté pas aboutir à une solution d'altitude sans dérive. Ce point peut être rendu plus clair par compte tenu de l'exemple spécifique de dérapage estimation dans les conditions indiquées sur la figure 4.11.

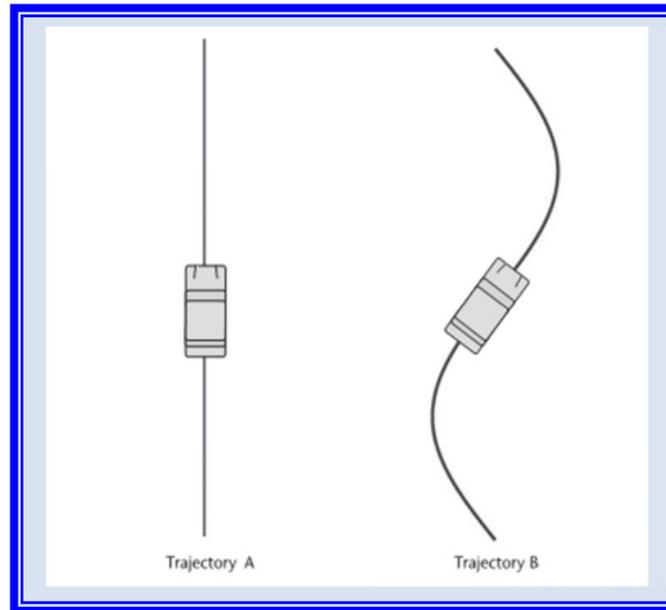


Figure 4.12 : Trajectoire hypothétiques de véhicule.

La Figure 4.11 montre deux trajectoires différentes qui sont parcourus par une automobile à une vitesse constante. Dans les deux cas, les véhicules se déplacent au nord, et nous invoquons l'appartenance, non rotatif d'hypothèses de la Terre. Cela signifie que le véhicule est en mouvement de parfait niveau ($h = \text{constante}$ et $\dot{v}D = 0$) et nous envisageons de courts temps de propagation et le mouvement sur de courtes distances.

Les temps de propagation courts nous permettent d'ignorer les complexités associées à une courbe de la Terre (qui vient à travers la matrice T) aussi bien de faire en sorte que nous ne tombions pas au large de la terre plate hypothétique. Puisque en supposant un appartenance sur terre non tournant a vitesses constantes, Une rubrique trajectoire ($\psi = 0^\circ$) et le véhicule ne sera pas bénéficier de l'accélération. En raison du titre changeant continuellement le long de la trajectoire B, le véhicule éprouvera une accélération.

Nous allons examiner le cas où les capteurs inertiels utilisés sont de qualité automobile ou de consommation de qualité. Compte tenu de ces approximations, pour la trajectoire A, les erreurs de titre résultant de la dérive de compas gyroscopique ne peuvent pas être arrêtées par des mesures de position et de vitesse de GNSS alors que sur la trajectoire B; ils peuvent. Ceci est car sur la trajectoire A, la rubrique manque d'observabilité. Voyons pourquoi le titre est inobservable sur la trajectoire A et pas la trajectoire B, examinent l'équation de vitesse. Depuis le biais de sortie du gyroscope grands et supposant une terre plate, alors :

$$\dot{v}^n = C_b^n F^b - [(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)^\wedge] V^n + g^n \quad (4.4)$$

Simplifie :

$$\dot{V} \approx C_b^n F^b + g \quad (4.5)$$

Comme le véhicule est parfaitement de niveau ($\theta = \varphi = 0$), puis se référant à la figure 4.12 de composantes Nord et Est de l'accélération sont:

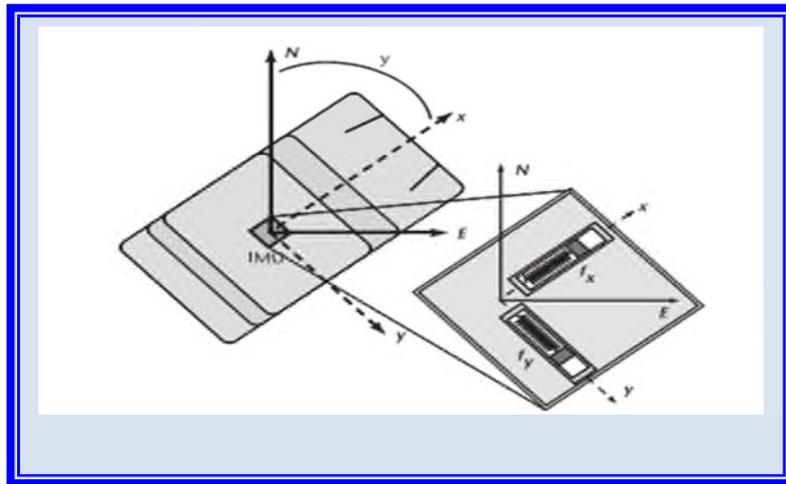


Figure 4.13 : Agencement d'axes de capteur par rapport à la barre de navigation

$$a_N = \dot{v}_N = f_x \cos \Psi - f_y \sin \Psi \quad (4.6)$$

$$a_E = \dot{v}_E = f_x \sin \Psi + f_y \cos \Psi \quad (4.7)$$

Pour le moment, si nous supposons le seul capteur imparfait est la mesure du gyroscope rotation autour de l'axe z du véhicule, l'angle de cap estimé par les capteurs inertiels sera liée à la véritable position par Ψ :

$$\hat{\Psi} = \Psi + \delta\Psi = \Psi + \int_{t_0}^t b_{g_z} d\tau \quad (4.8)$$

Quand b_{g_z} est le biais de gyromètre de l'axe z. En supposant que $\delta\Psi$ est petit permet des termes de chute d'ordre supérieur lorsque nous remplaçons l'expression ci-dessus pour $\hat{\Psi}$ en (4.6) et (4.7). Cela donne:

$$\hat{a}_N = a_N - (f_x \sin \Psi + f_y \cos \Psi) \delta\Psi = a_N + \delta a_N \quad (4.9)$$

$$\hat{a}_E = a_E + (f_x \cos \Psi - f_y \sin \Psi) \delta\Psi = a_E + \delta a_E \quad (4.10)$$

Les variables \hat{a}_N et \hat{a}_E représente Les quantités de l'accélération qui sera utilisé par l'algorithme de navigation par inertie pour calculer une estimation de vitesse et de position. Si le véhicule ne subit pas d'accélération, f_x et f_y seront à zéro. Ainsi, $\hat{a}_N = a_N$ et $\hat{a}_E = a_E$ ce qui signifie que toutes les erreurs de cap résultant de la dérive de gyro ne seront pas reflétées dans les estimations de vitesse et de position générées en utilisant les sorties des capteurs inertiels. Cela signifie qu'il n'y aura pas de signal d'erreur (c-à-pas différence entre le GNSS et INS états estimés). Ce qui signifie qu' $\delta\gamma_K$ est nul, et par conséquent, pas de corrections qui seront calculées. Dans ce cas, l'erreur de la position peut se développer sans contrôle.

Bien sûr, toute manœuvre réaliste impliquera même de légères accélérations. Ainsi, diriger des erreurs toujours affectera les estimations de vitesse et de position. Toutefois, si les accélérations sont de petite taille le signal d'erreur EKF $\delta\gamma_K$ peut-être petit et les corrections calculées seront très peu. Donc, si les biais gyrométriques sont grands, cela peut conduire aux erreurs de cap qui poussent à un taux qui ne peut pas être arrêté par les mesures GNSS. Ceci, à son tour, peut conduire à EKF divergence (c-à-erreurs croissante sans limites et / ou des estimations de l'Etat qui ne convergent pas la valeur correcte).

Alors que les deux exemples ci-dessus reposent sur des capteurs inertiels à faible coût, ce qui suit étude de cas examine les demandes de haute précision qui utilisent souvent plus élevé d'inertie de la qualité capteurs.

5. Conclusion

Des technologies omniprésentes nouvellement développées d'endroit peuvent être intégrées dans la navigation avancée moderne. Des systèmes pour augmenter le positionnement commun de satellite (comme le GNSS). En raison de leur intégration ; l'exécution, la rentabilité aussi bien que la fiabilité et l'intégrité du service de navigation peuvent avoir lieu

Sensiblement accru. De nos jours aussi nouvelles sondes à prix réduit peut être utilisé pour le GNSS. Leur exécution a été étudiée dans deux études de cas différentes.

Le but de la première étude de la navigation aérienne de premier cas était d'étudier l'exécution de l'approche de non précision en route suivi d'un deuxième cas de l'approche et atterrissage d'un avion en mesurant positions relatives des antennes multiples de GNSS montées sur différentes positions de l'avion. Et les exigences de performances requises pour l'aviation civile ont été détaillées et révèlent l'importance des algorithmes de contrôle d'intégrité pour garantir la fiabilité des informations de navigation fournies au pilote.

La deuxième application de véhicule présentée par deux cas d'études différents et le but de premier cas est la détermination d'une position intégrée et système de détermination d'altitude pour soutenir des applications au véhicule. Un filtre de Kalman; En raison de l'intégration des règles intelligentes de navigation (DEDANS) dans le filtre une amélioration significative de la position et l'altitude de détermination pendant les pannes de GPS pourraient être réalisés.

Les résultats de mesure d'essai à l'aide de Matlab sur le GNSS ont été présentés dans ces différents cas.

Conclusion et perspectives

Le travail présenté dans ce mémoire est les techniques de positionnement dans les systèmes de navigation par satellite (GNSS) et ces applications.

Ce système satellitaire de navigation globale (GNSS) est la large limite donnée à tous ces systèmes satellitaire, qui déterminent exactement l'endroit géographique d'un point n'importe où sur la surface de la terre dans un sens global. L'utilisation des satellites de navigation a présenté une nouvelle vague des possibilités technologiques. GNSS a eu un grand impact sur des méthodes examinant le système de positionnement global (GPS), développé et maintenu par département des Etats-Unis de la défense, est le seul système qui est totalement opérationnel de GNSS. Il est globalement un journalier utilisé par service libre par n'importe qui des experts géodésiques à extrémité élevé au grand public dans leur vie quotidienne.

Les principales limites des GNSS sont aujourd'hui bien identifiées et de nombreux travaux tentent d'y remédier. La continuité de la fonction « localisation » devient un tel enjeu que de très nombreuses communautés scientifiques et industrielles sont présentes dans la « bataille ». Tout cela vient probablement du succès de GPS et de ses limitations de fonctionnement, tant au niveau de la couverture que de la disponibilité, ou encore de la « fiabilité » ou de la précision. Ce ne serait pas très gênant si ces limitations n'étaient pas en fait concentrées dans des environnements spécifiques : toutes les caractéristiques se dégradent en même temps et rendent les GNSS inopérants.

Les futures applications des GNSS sont limitées seulement par l'imagination. Les applications marines incluront des systèmes de navigation et d'information de navire, des systèmes d'entrée de port de précise, et l'océanographie en général. DGNSs sera employé dans ces buts, et des réseaux denses des stations de moniteur doivent être établis le long des côtes.

Pour l'aviation, GNSS sera intégré dans d'autres systèmes de navigation comme l'INS remplit les conditions élevées de fiabilité et d'intégrité. Les applications incluront en route la navigation et la surveillance, l'approche et l'atterrissage, l'action d'éviter d'accident, et l'avertissement de proximité. L'avion a pu être actionné en mode automatisé avec des takeoff et atterrissage exécuté en intégrant GNSS et ordinateurs de conseil.

L'utilisation de GNSS sera de plus en plus prolongée à l'espace pour poser en principe précis des satellites, pour la détermination d'attitude du vaisseau spatial, et pour la navigation de missile.

Et au dernier point un exemple pour des applications sur terre est la navigation de véhicule en montrant la capacité d'une variété d'estimateurs (utilisant GPS et mesures inertielles) pour fournir des estimations précises des Etats de véhicules pour l'utiliser dans des systèmes de commande du véhicule.

Une covariance d'analyse de la précision théoriquement réalisable, et les résultats ont montré une amélioration lorsque de l'utilisation des estimations de l'estimateur de modèle basé sur un filtre de Kalman cinématique. Ces estimations améliorées de l'Etat peuvent être utilisés de développer un système ESC plus fiable et robuste.

Des autres améliorations de l'approche peuvent être réalisées par l'intégration d'autres technologies d'ubiquitous.

References

- [1] Tsui, James Bao-Yen: Fundamentals of Global Positioning System Receivers: A Software Approach, John Wiley & Sons, Inc. 2000.
- [2] Kaplan, E. D., and C. J. Hegarty: Understanding GPS: Principals and Applications, (Second Edition), Norwood, MA: Artech House, 2006.
- [3] Jean Mark Pieplu : GPS et Galileo systèmes de navigation par satellites Eyrolles. 2009.
- [4] B. Parkinson and J. Spilker, Global Positioning System: Theory and Applications. Volume1. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1996.
- [5] “U.S. government GPS website.” <http://www.gps.gov/>.
- [6] I. Getting, “Perspective/Navigation-The Global Positioning System,” IEEE Spectrum, vol. 30, no. 12, pp. 36–38, 1993.
- [7] MR. Pierre Bosser « gnss »
- [8] Mr. Aude BOURDEAU « Approches avancées de navigation par signaux GNSS en environnement urbain utilisant un modèle 3D ».
- [9] M. Braasch and A. V. Dierendonck, “GPS Receiver Architectures and Measurements,” Proceedings of the IEEE, vol. 87, no. 1, pp. 48–64, 1999.
- [10] S. Fisher and K. Ghassemi, “GPS IIF-the Next Generation,” Proceedings of the IEEE, vol. 87, no. 1, pp. 24–47, 1999.
- [11] E. Kaplan and J. Hegarty, Understanding GPS: Principles and Applications. Artech house, 2005.
- [12] M. Chuang and K. Feng, “Adaptive GPS Acquisition Technique in Weak Signal Environment,” in *IEEE 63rd Vehicular Technology Conference*, 2006.
- [13] D. Borio, L. Camoriano, and L. L. Presti, “Impact of GPS Acquisition Strategy on Decision Probabilities,” IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 44,

no. 3, pp. 996–1011, 2008..

[14] G. Seco-Granados, J. Lopez-Salcedo, D. Jimenez-Banos, and G. Lopez-Risueno, “Challenges in Indoor Global Navigation Satellite Systems : Unveiling its core features in signal processing,” *IEEE Signal Processing Magazine*, vol. 29, no. 2, pp. 108–131, 2012.

[15] N. Viandier, *Modélisation et utilisation des erreurs de pseudodistances GNSS en environnement transport pour l’amélioration des performances de localisation*. PhD thesis, Ecole Centrale de Lille, 2012.

[16] V. Heiries, *Optimisation d’une chaîne de réception pour signaux de radionavigation par satellite à Porteuse à Double Décalage (BOC)*. PhD thesis, Institut Supérieur de l’Aéronautique et de l’Espace, 2007.

[17] A. Kamel, “Design and Testing of an Intelligent GPS Tracking Loop for Noise Reduction and High Dynamics Applications,” in *Proceedings of the 23rd International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation*, (Portland), September 2010.

[18] S. Bancroft, “An Algebraic Solution of the GPS Equations,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-21, no. 1, pp . 56–59, 1985.

[19]. H. Yuheng, R. Martin, and A. Bilgic, “Approximate Iterative Least Squares Algorithms for GPS Positioning,” in *IEEE International Symposium on Signal Processing and Information Technology (ISSPIT)*, 2010.

[20]. S. Carcanague, *Low-cost GPS/GLONASS Precise Positioning in Constrained Environment*. PhD thesis, Laboratoire de Traitement du Signal pour les Télécommunications Aéronautiques, 2013.

[21] B. Witchayangkoon, *Elements of GPS Precise Point Positioning*. PhD thesis, The University of Maine, 1997.

[22] Galileo Application Sheet - Aviation Applications, ESA and European Commission, October 2002.

[23] Siouris, G. M., *Aerospace Avionics Systems: A Modern Synthesis*, San Diego, CA: Academic Press, Inc., 1993

[24] Kim, E.-H., T. Walter, T., and J. D. Powell, “WAAS-Based Flight Inspection System,”

Proc. ION Annual Meeting, Cambridge, MA, April 23–25, 2007

- [25] Rife, J., et al, ‘‘Navigation, Interference Suppression, and Fault Monitoring in the SeaBased Joint Precision Approach and Landing System,’’ Proceedings of the IEEE, Vol. 96, No. 12, December 2008, pp. 1958–1975.
- [26] Cohen, C. E., Attitude Determination Using GPS, Ph.D. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Stanford, CA, 1992.
- [27] Gebre-Egziabher, D., R. C. Hayward and J. D. Powell, ‘‘Design of Multi-Sensor Attitude Determination Systems,’’ IEEE Journal of Aerospace Electronic Systems, Vol. 40, No. 2, 2004, pp. 627–643.
- [28] Kornfeld, R., R. J. Hansman, and J. Deyst, ‘‘Single Antenna GPS-Based Aircraft Attitude Determination,’’ Navigation: Journal of the Institute of Navigation, Vol. 45, No. 1, 51-60, Spring 1998.
- [29] Gebre-Egziabher, D., and G. H. Elkaim, ‘‘MAV Attitude Determination by Vector Matching,’’ IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 44, No 3, July 2008, pp. 22–33.
- [30] Tseng, H. E., et al., ‘‘Technical Challenges in the Development of Vehicle Stability Control System,’’ Proceeding from the 1999 IEEE International Control Conference on Control Applications,
- [31] Van Zanten, A. T., ‘‘Evolution of Electronic Control Systems for Improving the Vehicle Dynamic Behavior,’’ Proceedings of the 2002 AVEC, pp. 7–15.
- [32] Farrelly, J., and P. Wellstead, ‘‘Estimation of Vehicle Lateral Velocity,’’ Proceedings from the 1996 IEEE Conference on Control Application. 190 Integration of GNSS and INS: Part 2
- [33] Bevly, D. M., J. C. Gerdes, and C. Wilson, C., ‘‘The Use of GPS Based Velocity Measurements for Measurement of Sideslip and Wheel Slip,’’ Vehicle System Dynamics, 38(2), pp. 127–147.
- [34] O’Brien, R., and K. Kiriakidis, ‘‘A Comparison of H_{∞} with Kalman Filtering in Vehicle State and Parameter Identification,’’ Proceedings of the American Control Conference 2006.
- [35] Daily, R., W. Travis, and D. M. Bevly, ‘‘Cascaded Estimators to Improve Lateral Vehicle State and Tire Parameter Estimates,’’ accepted for publication in the International Journal of Vehicle Autonomous Systems.

[36] Shao, Y., and D. Gebre-Egziabher, “Stochastic and Geometric Observability of Aided Inertial Navigators,” Proceedings of the ION-GNSS 2006 Conference, Ft. Worth, TX, Sept. 2006, pp. 2723–2732.

[37] Rhee, I., M. Abdel-Hafez, and J. Speyer, “Observability of Integrated GPS/INS During Manuevers,” IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems, Vol. 40, No. 2, 2004, pp. 526–535.

[38] Teunissen, P. J. G., and D. Odijk, “Ambiguity Dilution Of Precision: Definition, Properties, and Application,” Proceedings of ION GPS 1997, The Institute Of Navigation, pp. 891–899, 1997.