

**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE MOULOU MAMMERI DE TIZI-OUZOU
FACULTE DE GENIE ELECTRIQUE ET DE L'INFORMATIQUE
DEPARTEMENT D'ELECTRONIQUE**



Mémoire de fin d'études

En vue d'obtention du diplôme d'ingénieur d'Etat en ELECTRONIQUE,
Option : Communication

Thème

Etude générale du GPS

Dirigé par:

Mr. H.KANANE

Présenté par :

GASMI Yahia
BOUZELHA Sofiane

Promotion: 2010-2011.

Le GPS est un système de positionnement global, fonctionnant grâce aux satellites, ce qui lui permet de déterminer avec exactitude la position actuelle d'un véhicule ou d'une personne et de définir une destination bien déterminé et calculer l'itinéraire pour y accéder.

Le but de notre projet est d'étudier le système GPS dans ces différents aspects on étudiera dans ce mémoire les bases du GPS en passant par le signal et les différents systèmes de géolocalisation

Le premier chapitre, consiste à étudier les différents segments qui le composent tout en passant par son historique et ses différentes applications civiles et gouvernementales.

Le second chapitre, a pour intérêt de voir les différents principes et techniques de géolocalisation par satellite (GPS), les différentes relations mathématiques qui permettent de déterminer une position quelconque.

Dans le troisième chapitre on parlera des différents signaux utilisés ainsi que des différents codages C/A et P, et les messages de navigation.

En terminant par le quatrième chapitre qui représente les différentes sources d'erreurs ainsi que les moyens de les corriger.

Remerciements

Nous tenons à exprimer nos vifs remerciements pour notre promoteur Mr. KANANE pour sa disponibilité qui nous a été précieuse et pour tout son suivi et ses conseils tout au long de notre travail.

Nos remerciements vont également :

Aux membres du jury qui nous feront l'honneur de juger ce travail.

A tous les enseignants qui ont contribué à notre formation, nous les prions de trouver ici le témoignage de notre sincère gratitude.

A tous les amis (es) et tous ceux qui nous ont soutenus durant tout le cursus universitaire.

SOMMAIRE

SOMMAIRE

INTRODUCTION.....

CHAPITRE I : Généralités et description du système GPS

Introduction.....	1
1. Historique du GPS.....	1
2. Différents types de systèmes de navigation.....	2
2.1. Glonass.....	2
2.2. Enss.....	2
2.3. Galileo.....	2
3. Différentes application du GPS.....	2
3.1. Les applications Gouvernementales.....	2
3.2. Les applications civiles.....	3
3.2.1. La navigation en temps réel.....	3
3.2.2. La cartographie.....	3
3.2.3. La météorologie.....	4
3.2.4. Les transports.....	4
3.2.4.1. Le transport aérien.....	4
3.2.4.2. Le transport maritime.....	4
3.2.4.3. Le transport ferroviaire.....	5
3.2.4.4. Le transport automobile.....	5
4. Description du système GPS.....	5
4.1. Le segment spatial.....	5
4.1.1. Les différents blocs du système GPS.....	6
Satellites Bloc I.....	6
Satellites Bloc II.....	6
Satellites Bloc IIA.....	7
Satellites Bloc IIR.....	7
Satellites Bloc IIF.....	7
Satellites Bloc III.....	7
4.1.2. Les équipements électroniques des satellites GPS.....	7
4.1.3. Etude dynamique des satellites.....	8
4.1.4. Les différents types d'orbite.....	11
Les orbites géostationnaires.....	11
Les orbites fortement excentriques.....	11
Les orbites circulaires inclinées.....	12
4.1.5. Couverture terrestre des satellites.....	12
4.2. Le segment de contrôle.....	14
4.2.1. Station de poursuite.....	14
4.2.2. La station maitre de control et calcul (Master Control Station).....	14
4.2.3. Station de transmission.....	14
4.3. Le segment utilisateur.....	15
4.3.1. Les services du GPS.....	15
4.3.1.1. Les services SPS (Standard Positioning Service).....	15
4.3.1.2. Le service PPS (Précise positioning service).....	16
4.3.2. Les nouveaux services du GPS.....	17
4.3.2.1. Le code M pour les applications militaires.....	17
4.3.2.2. Les signaux L2 et L5 pour les applications civiles.....	17

4.3.3.	Les récepteurs GPS.....	18
4.3.3.1.	Les récepteurs multi canaux.....	19
4.3.3.2.	Les récepteurs séquentiels.....	19
4.3.3.3.	Les récepteurs multiplex.....	19
	Conclusion.....	19

CHAPITRE II : Principe et technique de positionnement du GPS

	Intruduction.....	20
1.	Principe de fonctionnement du GPS.....	20
2.	Interprétation des informations obtenues.....	21
2.1.	Le système de coordonnées ECEF.....	21
2.2.	Le système géodésique.....	21
3.	Les différents types de mesures.....	23
3.1.	La mesure de distance.....	23
3.2.	La mesure de phase.....	25
4.	Le positionnement des satellites.....	26
4.1.	La détermination de la vitesse.....	26
4.2.	Temps de GPS.....	27
4.3.	La diffusion du temps.....	28
5.	Principe et techniques de positionnement.....	28
5.1.	Positionnement absolu.....	29
5.1.1.	Le calcul de positionnement absolu.....	30
5.1.2.	Conversion des coordonnées entre le système de Kepler et les systèmes ECEF.....	32
5.2.	Positionnement relatif.....	36
5.2.1.	Calcul de la distance entre le satellite et l'observateur.....	38
5.2.2.	Détermination de la position grâce à plusieurs satellites.....	41
6.	La conversion des coordonnées locales.....	42
	Conclusion.....	44

CHAPITRE III : Le Signal GPS

	Introduction.....	45
1.	Les porteuses.....	45
1.1.	Modulation des signaux L1 et L2.....	45
1.2.	Modulation PSK.....	46
2.	Les codes pseudo aléatoires.....	48
2.1.	Code C/A (Coarse/Acquisition).....	48
2.2.	Le code P(Y).....	48
3.	Génération des codes pseudo-aléatoires.....	49
3.1.	Rappel sur la génération de codes pseudo-aléatoires.....	49
3.2.	Code C/A (Coarse Acquisition).....	51
3.3.	Code P (Précise code).....	52
4.	Message de navigation.....	53
4.1.	Structure du message.....	53
4.2.	Contenu du message.....	54
4.3.	Organisation des sous-frames.....	54
5.	Remarque sur les éphémérides.....	55
5.1.	Ephémérides radiodiffusées.....	55
5.2.	Ephémérides précises (calcul DMA).....	55
5.3.	Ephémérides précises (réseaux civils).....	55
6.	Génération du signal émis par les satellites.....	56

6.1. Composantes du signal.....	56
6.2. Caractéristiques du signal.....	57
7. Résumé des rapports existant entre les composant du signal.....	58
8. Transmission par spectre étalé.....	59
9. Conclusion.....	61
CHAPITRE 4 : Les sources d’erreurs	
Introduction.....	62
1. Principales causes d’erreur.....	62
1.1. Erreurs provenant du satellite.....	62
1.2. Erreurs provenant du milieu traversé.....	62
1.3. Erreurs provenant de la dynamique des satellites.....	63
1.4. Erreurs provenant de l’environnement de réception.....	63
1.5. Erreurs provenant du récepteur lui-même.....	63
2. Influence de la troposphère.....	64
3. L’impact de l’ionosphère sur les signaux GPS.....	64
4. Erreurs des multi-trajets.....	65
4.1. Multi-trajet de phase porteuse.....	66
4.2. Multi-trajet de code.....	66
5. Erreur géométrique.....	67
6. Erreurs des horloges.....	70
7. Les erreurs des orbites.....	70
8. Variation du centre de phase des antennes.....	71
9. Erreur due à l’effet doppler.....	72
CONCLUSION.....	
BIBLIOGRAPHIE.....	

Liste des figures

Fig. I -1 la constellation GPS.....	6
Fig. I-2 Satellite GPS.....	8
Fig. I-3 Représentation simplifiée des orbites des satellites GPS.....	13
Fig. I-4 Prédiction de visibilité pour un lieu et une date donnée.....	13
Fig. I-5 Performance du service SPS et effet de l'arrêt de la SA.....	16
Fig. I-6 Evolution des signaux GPS dans le plan fréquences.....	18
Fig. II-1 Le système terrestre conventionnel.....	21
Fig. II-2 Système de coordonnées géodésiques.....	22
Fig. II-3 Décalage entre le satellite et le récepteur = t.....	23
Fig. II-4 Positionnement a 2D avec 2 satellites.....	24
Fig. II-5 Positionnement a 2D avec 3 satellites.....	24
Fig. II-6 Localisation avec trois satellites.....	29
Fig. II-7 Positionnement absolu.....	29
Fig. II-8 La position de l'observateur dans le système ECEF.....	31
Fig. II-9 Le système de coordonnées de Kepler.....	32
Fig. II-10 La position de satellite dans le système ECEF.....	35
Fig. II-11 Positionnement relatif.....	36
Fig. II-12 La variation de la position de l'observateur durant la transmission de message	37
Fig. II-13 Coordonnées locales sur un ellipsoïde.....	43
Fig. III-1 Structure du signal GPS.....	46
Fig. III-2 Modulation de phase ou PSK.....	46
Fig. III-3 Représentation des bandes L_1 et L_2	47
Fig. III.4 Génération de séquence pseudo-aléatoire.....	49

Fig. III.5 Séquence à six étages.....	50
Fig. III.6 Schémas simplifié séquence à six étages.....	50
Fig. III.7 Générateur de code C/A.....	51
Fig. III.8 Structure du message de navigation.....	53
Fig. III.9 Génération du signal émis par les satellites.....	56
Fig. III.10 Principe d'étalement du spectre.....	60
Fig. IV.1: Les sources d'erreurs.....	62
Fig. IV.2.les multi-trajets.....	66
Fig. IV.3: Angle d'incidence 90°	68
Fig. IV.4:Faible angle d'incidence.....	68
Fig. IV.5: GDOP très grand et une position imprécise.....	68
Fig. IV.6: Un bon GDOP et une position précise.....	69
Fig. IV.7: Erreurs d'éphéméride et d'horloge.....	71

Lise des tableaux

Tableau I-1 : Caractéristique des trajectoires des satellites.....	10
Tableau II-1 : Comparaison entre les deux types de mesures.....	26
Tableau II-2 : l'éphéméride d'un satellite.....	33
Tableau II-3 : données géodésique caractéristiques (WGS84).....	34
Tableau II-4 : précision relative de différents types d'horloges.....	35
Tableau III-1 : Rapports entre les composantes du signal.....	59
Tableau IV-1: Types de DOP.....	69

Introduction Générale

Introduction

De tout temps, l'homme a cherché à se repérer dans son environnement et cela en construisant des tours de plus en plus haute et dessiner des cartes de plus en plus précises. Mais de plus en plus son environnement grandit, sa soif de précision grandit aussi.

De nos jours sa volonté de se repérer sur la Terre et dans l'espace n'a pas diminuer, le GPS (Global positioning system) représente l'aboutissement de ce rêve. Il est devenu en quelque année un des outils les plus indispensables pour l'homme moderne.

Le GPS est un système de positionnement global, fonctionnant grâce aux satellites, ce qui lui permet de déterminer avec exactitude la position actuelle d'un véhicule ou d'une personne et de définir une destination bien déterminé et calculer l'itinéraire pour y accéder.

Le but de notre projet est d'étudier le système GPS dans ces différents aspects, et pour cela on a reparti notre travail de la manière suivante :

Le premier chapitre, consiste à étudier les différents segments qui le composent tout en passant par son historique et ses différentes applications civiles et gouvernementales.

Le second chapitre, a pour intérêt de voir les différents principes et techniques de géolocalisation par satellite (GPS), les différentes relations mathématiques qui permettent de déterminer une position quelconque.

Dans le troisième chapitre on parlera des différents signaux utilisés ainsi que des différents codages C/A et P, et les messages de navigations.

En terminant par le quatrième chapitre qui représente les différentes sources d'erreurs ainsi que les moyens de les corriger.

Chapitre I :

Généralités et description du système GPS

Introduction :

Le système GPS (Global Positioning System) a été conçu pour permettre d'obtenir, partout dans le monde et rapidement, des données de navigation tridimensionnelles, avec une précision de l'ordre des dizaines de mètres.

1. HISTORIQUE DU GPS

Les recherches sur les techniques de radio navigation ont commencé dès le début des années 1920. Une première application a vu le jour à l'aube de la deuxième guerre mondiale au travers du système LORAN (Long Range Aid Navigation). Il a été le premier système à utiliser le principe d'analyse de la différence de temps entre l'envoi et la réception du signal radio. Principe, qui, on le verra plus loin, sera utilisé par les systèmes NAVSTAR et GPS.

Le système LORAN était principalement utilisé pour la navigation maritime. C'était un système qui ne fonctionnait qu'en deux dimensions (latitude et longitude).

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 démontrés leurs fiabilités.

De nombreux projets communs entre l'Aerospace Corp et le DoD (departement of defense des USA) s'en sont suivis, dont le projet NAVSTAR, jusqu'au lancement du premier satellite GPS en avril 1980.

Des coupures budgétaires ont conduit, en 1982, le DoD à réduire la constellation GPS de 24 à 18 satellites. Initialement prévu pour une utilisation militaire, le président des USA Ronald Reagan décide en 1983, suite au crash du vol Korean Air 007, de rendre disponible le système GPS à l'aviation civile.

En 1988, la décision est prise de passer la constellation GPS de 18 à 21 satellites plus 3 satellites de secours.

En 1990, le premier récepteur GPS grand public est commercialisé par

TRIMBLE. Dans le même temps le DoD décide de mettre en place un système de dégradation du signal appelé SA (Selective Availability). Ce système n'a toutefois été activé qu'en juillet 1991 après la première guerre du Golfe. Le SA a été définitivement enlevé en mai 2000.

2. DIFFERENTS TYPES DES SYSTEMES DE NAVIGATION

2.1. GLONASS

Le GLONASS (**G**LObal **N**avigation **S**atellite **S**ystème) est un système d'origine Russe concurrent au système GPS. Certains récepteurs intègrent les systèmes GLONASS et GPS de manière à présenter une meilleure précision par obtention d'une valeur moyenne entre les deux systèmes.

2.2. ENSS

L'ENSS ou **E**uropéen **N**avigation **S**atellite **S**ystem est l'équivalent Européen du système GPS. Il a subi une très forte concurrence de la part du système américain GPS et s'avère peu ou pas utilisé.

2.3. GALILEO

Galileo est le nom de l'initiative européenne pour la mise en place d'un système global de navigation par satellites.

Initié au début des années 1990 puis développé conjointement par l'Agence spatiale européenne (ESA) et la Commission européenne, le programme Galileo consiste en la mise en place d'une infrastructure globale constituée de trente satellites, d'un vaste réseau de stations sol mondialement réparties et de deux centres de contrôle en Europe, ainsi que de centres dédiés à la fourniture des différents services.

3. Différentes Application du GPS

3.1. Les applications Gouvernemental

La plus importante des applications dites gouvernementales concerne l'utilisation du GPS par les forces armées, en situation de guerre ou de crise.

Les services GPS PPS, dont les accès sont protégés par des techniques de cryptage du signal, sont dédiés à ces applications.

La navigation par satellite apporte principalement un effet dit « multiplicateur de forces ». Grâce au positionnement précis des équipements, des troupes et des armes, il est possible d'optimiser les ressources engagées. Le fait d'utiliser des armes, comme les missiles, d'une grande précision permet de réduire le nombre de munitions utilisées et, par voie de conséquence, celui des troupes et des équipements déployés, de même que la logistique associée.

Le développement des systèmes d'observation par satellite ou par avion ou drone de reconnaissance, eux-mêmes équipés de récepteurs GPS, est une autre composante essentielle de la navigation par satellite sur les théâtres d'opérations militaires.

D'autres applications gouvernementales sont apparues avec le développement du GPS, par exemple dans le domaine de la justice. Grâce à la miniaturisation croissante des récepteurs, une nouvelle forme de surveillance de détenus en liberté conditionnelle se développe, permettant de suivre les déplacements d'un délinquant porteur d'un bracelet électronique équipé d'un récepteur GPS et d'un dispositif de communication.

3.2. Les applications civiles

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

3.2.1. La navigation en temps réel

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

3.2.2. La cartographie

L'industrie de la cartographie peut tirer profit de l'utilisation de la technologie GPS pour les phases de levé et d'implantation. La technique du GPS temps réel est particulièrement indiquée pour cette opération, elle est plus communément utilisée pour les travaux du cadastre, la construction de routes ou de chemin de fer, le contrôle des rendements en agriculture de précision.

3.2.3. La météorologie

Le GPS est aujourd'hui le système le plus couramment utilisé pour tous les types de localisation, de plus, un grand nombre de nouvelles applications dérivées de l'analyse des données GPS peuvent être envisagées en météorologie, reposant sur l'étude de la réfraction atmosphérique qui affecte les signaux GPS se propageant des satellites vers les récepteurs, ces nouvelles applications sont intéressantes pour les prévisions météorologiques, et l'étude des changements climatiques et chimiques de l'atmosphère.

Les perturbations troposphériques qui sont des sources d'erreurs pour l'utilisation de GPS, sont des données riches en informations pour les météorologistes.

3.2.4. Les transports

Les techniques de navigation ont toujours vu leurs applications se développer dans les activités de transports. 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 transport, en tout lieu de la planète. Ses applications se développent donc dans tous les domaines des transports, aérien, maritime et terrestre.

3.2.4.1. Le transport aérien

Les activités de transport aérien sont en constante progression. Un seul chiffre donne l'ampleur du phénomène : en vingt ans, le trafic aérien a doublé.

Le monde du transport aérien connaît en conséquence des besoins croissants, à la fois pour la décongestion du trafic, la sécurité des transports et la rentabilité économique. Les systèmes GPS et Galileo offrent de nouvelles possibilités pour faire face à ces demandes.

3.2.4.2. Le transport maritime

La navigation par GPS est couramment utilisée aujourd'hui par les navigateurs. Du fait de l'amélioration des performances de ces systèmes, en terme de précision comme d'intégrité, le GPS et Galileo pourront être utilisés dans toutes les phases de la navigation maritime, océanique comme côtière, en approche portuaire ou en manœuvres d'accostage, et dans toutes les conditions météorologiques.

3.2.4.3. Le transport ferroviaire

La navigation par satellite apporte un support pour moderniser et optimiser ce mode de transport.

La fonction de contrôle du déplacement des trains est devenue essentielle dans la perspective d'amélioration et de densification du trafic, tout en respectant les règles de sécurité très strictes propres à ce mode de transport.

L'introduction de la navigation par satellite dans les systèmes de contrôle des trains permettra, par exemple, en association avec des systèmes de communication, de fournir aux conducteurs et aux centres de contrôle des informations adéquates en fonction de la position des trains, évitant de la sorte le déploiement de signalisations sur un ensemble très étendu de lignes ferroviaires.

3.2.4.4. Le transport automobile

Le GPS est maintenant entre dans la vie quotidienne des automobilistes. On estime à 670 millions le nombre de voitures qui circulent dans le monde en 2010.

Le particulier peut obtenir, à partir de son récepteur GPS, sa position à quelques mètres près, ainsi que des propositions d'itinéraires élaborés en temps réel vers la destination de son choix, associé à des systèmes de communication, l'état du trafic routier peut également être pris en compte dans la recherche du meilleur itinéraire

4. Description du système GPS

Le GPS est un système radio de positionnement par satellites, développé par l'armée américaine, qui repose actuellement sur une constellation de 24 satellites défilant autour de la terre à une distance d'environ 20200 Km sur six orbites planes inclinées de 55°, ce qui assure au système une grande précision ainsi qu'une couverture mondiale en continu. Le GPS peut être divisé en trois secteurs :

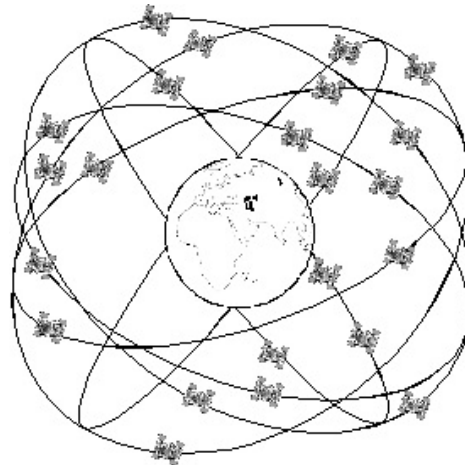
- *Le secteur spatial*
- *Le secteur de contrôle*
- *Le secteur utilisateur*

4.1. Le segment spatial

Le segment espace est constitué d'une constellation de 24 satellites NAVSTAR (Navigation Satellite Timing And Ranging). Ces satellites évoluent sur 6 plans orbitaux ayant une inclinaison d'environ 55° sur l'équateur. Ils suivent une orbite quasi-circulaire à une altitude de 20 000 à 20 500 Km qu'ils parcourent en 11h 58min 2sec, soit un demi-jour

sidéral. Ainsi les satellites, vus du sol, reprennent la même position dans le ciel au bout d'un jour sidéral.

On appelle *Blocs* les différentes générations de satellites qui se sont succédé et on en distingue 6



FigI-1 : La Constellation des satellites du GPS

4.1.1. Les différents blocs du système GPS

Satellites Bloc I : le Bloc I représente les 11 premiers satellites du système mis en orbite à partir de 1978 jusqu'à 1985, fabriqués par la société Rockwell International, ils étaient prévus pour une mission moyenne de 4 à 5 ans et une durée de vie de 5 ans, mais leur durée de vie moyenne s'éleva à 8 ans; l'un d'entre eux est même resté pendant 10 ans en activité. Leur mission principale était de valider les différents concepts du GPS. Aujourd'hui, plus aucun satellite du Bloc I n'est encore en service.

Satellites Bloc II : les satellites du bloc II représentent les premiers satellites opérationnels du GPS. De nombreuses améliorations ont été apportées à ces satellites par rapport à la version précédente, notamment en ce qui concerne leur autonomie. Ils sont capables de rester 14 jours sans contact avec le segment sol tout en gardant une précision suffisante. Neuf satellites furent lancés en 1989 et 1990. Leur durée de vie a été estimée à 7 ans et demi, mais ils sont restés en activité près de 10 ans pour la plupart, en 2010 il ne resta plus aucun satellite de Bloc II actif.

Satellites Bloc IIA : les satellites du bloc IIA, au nombre de 19 et lancés entre 1991 et 1997, correspondent à une version améliorée des satellites du Bloc II initial. Ils ont été équipés pour fonctionner éventuellement en mode dégradé pour les civils. Ils sont équipés de deux horloges atomiques au césium et de 2 horloges au rubidium, ils ont marqué à partir de 1993 le début de la phase opérationnelle du GPS. En 2010, 11 satellites du Bloc IIA sont actifs.

Satellites Bloc IIR : les satellites du Bloc IIR sont dotés d'une meilleure autonomie, fabriqués par Lockheed Martin Corporation, et mis en orbite entre 1997 et 2009, ils peuvent se transmettre mutuellement des messages sans aucun contact au sol, permettant ainsi aux opérateurs du système de pouvoir communiquer avec des satellites qui leur sont inaccessibles dans une communication directe. Ils sont équipés de 3 horloges atomiques au rubidium. 21 satellites du Bloc IIR ont été lancés, le dernier le 17 août 2009. Vingt sont actifs. Les 8 derniers sont désignés sous le sigle IIR-M parce qu'ils émettent un nouveau code civil (L2C) et un nouveau code militaire (M). Le IIR-M7 transporterait en plus un émetteur expérimental transmettant sur la fréquence L5 qui sera implantée sur les satellites du Bloc F

Satellites Bloc IIF : les satellites du bloc IIF (Follow-On) construits par Boeing sont au nombre de 12, le premier de la série a été lancé en mai 2010, et les lancements des autres satellites s'échelonnent jusqu'en 2014. Le programme vise à atteindre ainsi une constellation de 33 satellites ;

Satellites Bloc III : les satellites du Bloc III sont encore en phase de développement et ont pour but de faire perdurer le GPS jusqu'en 2030 et plus. Les premières études furent lancées en novembre 2000, et en mai 2008, Lockheed Martin Corporation fut choisie pour réaliser 32 satellites. Une première série composée de 8 satellites (Bloc IIIA) doit être lancée à partir de 2014.

4.1.2. Les équipements électroniques des satellites GPS :

Les principaux équipements des satellites sont les suivants

- Unité centrale
- Emetteur / récepteurs en bande L
- Horloges atomiques
- Antennes directives
- Panneaux solaires
- Un dispositif de mesure et d'orientation de l'altitude du satellite.

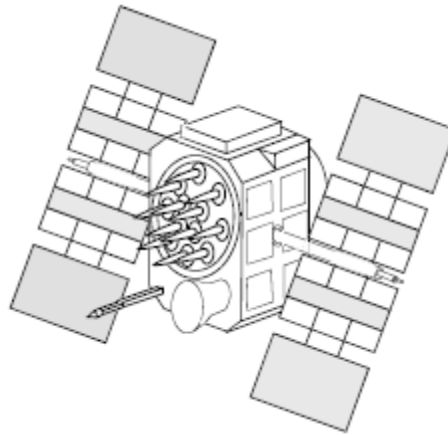


Fig.I.2 : Satellite GPS

Les satellites sont équipés d'horloges atomiques. Ces horloges sont modernisées à chaque nouvelle génération de satellites. Aujourd'hui, chaque satellite est équipé de 3 horloges au rubidium.

Cette redondance permet d'assurer une précision sans faille. En effet, si une horloge tombe en panne, l'ordinateur qui les exploite, constatera un décalage mais ne saura pas qui a raison. C'est la 3^{ème} horloge qui dit alors qui a raison.

Un dispositif situé au sol permet de synchroniser les horloges entre elles. Compte tenu des précisions recherchées, il est tenu compte des effets relativistes sur l'écoulement du temps en vol.

On utilise des antennes de liaison directive de façon à réaliser un faisceau d'antenne qui a les dimensions de la terre vue du satellite, soit environ une trentaine de degrés.

Les panneaux solaires sont sauf rare moments d'éclipse toujours éclairé par le soleil. Le principal poste de consommation électrique est l'émission quasi continue des trames d'information vers la terre. Compte tenu de la distance, du sol et du faible gain des antennes sol, le signal émis doit être d'un bon niveau.

4.1.3. Etude dynamique des satellites

D'après les lois de Newton nous savons que la force d'attraction réciproque de deux corps (F) est directement proportionnelle au produit de leur masse et inversement proportionnelle au carré de la distance qui les sépare, selon la formule $F = (G * M_1 * M_2) / R_{12}^2$. En appliquant cette formule dans le cas d'un satellite de masse m en rotation autour de la terre de masse M , nous obtenons la formule suivante $F = (G * M * m) / R^2$, avec R est la distance entre le satellite et le centre de la Terre, G est la

constante de gravitation universelle ($6.67 \cdot 10^{-11} \text{ N.m}^2/\text{Kg}^2$), M est la masse de la terre ($5.9733328 \cdot 10^{24} \text{ Kg}$), et m la masse du satellite (Kg).

Comme la somme des forces qui s'appliquent à un corps est égale au produit de sa masse par son accélération (cas d'un corps ou la masse est constante), on peut écrire $F = m * a$

Donc en égalons les 2 équations on obtient $m * a = (G * M * m)/R^2$ et en simplifiant $a = (G * M)/R^2$ comme le produit $(G * M)$ est constant on peut la réécrire sous la forme $a = \mu/R^2$ ou μ ($G * M$) est le paramètre gravitationnel, c'est-à-dire que $\mu = 3.986005 * 10^{14} \text{ m}^3/\text{S}^2$. On obtient donc que la pesanteur de la terre $g = 9.8 \text{ m}/\text{S}^2$ (puisque le rayon de la terre est de 6378 Km).

Et si nous appliquons les hypothèses suivantes :

- La masse du satellite est négligeable devant celle de la terre.
- Aucune autre force que la gravité n'agit sur le satellite (pas de poussée ni de traînée due à l'atmosphère).
- La terre est sphériquement symétrique et a une densité uniforme.
- Le système d'axes est inertiel.

Nous pouvons établir l'équation de Newton : $\frac{d^2 \vec{R}}{dt^2} = -\mu * \vec{R}/R^3$ avec R le vecteur de position du satellite

On obtient la relation scalaire suivante: $R = p/(1 - e * \cos(V))$ avec R la distance du centre de la Terre au satellite (km), e : excentricité de la trajectoire, V : anomalie vraie, p : semi périmètre (km). Et $p = a * (1 - e^2)$. Cette équation correspond à quatre types de trajectoires possibles : hyperbole, parabole, cercle et ellipse.

Le tableau ci-dessous présente un récapitulatif des caractéristiques des différentes trajectoires possibles pour un satellite.

Trajectoire	e : excentricité	a : demi-longueur du grand axe	C : demi distance entre les foyers	p:semi périmètre
Hyperbole	$e > 1$	$a < 0$	$a < c < 0$	$p > 2R_p$
Parabole	$e = 1$	$a = \infty$	$c = \infty$	$p = 2R_p$
Ellipse	$0 < e < 1$	$a > 0$	$0 < c < a$	$2R_p > p > R_p$
Cercle	$e = 0$	$a > 0$ ($a = \text{Rayon}$)	$c = 0$	$p = R$ (Rayon)

Tableau I.1: Caractéristiques des trajectoires des satellites

Dans le cas d'une orbite elliptique, on peut remarquer les faits suivants :

- Le point de la trajectoire où R est le plus petit s'appelle le périégée. En ce point, $R = R_p = a * (1 - e)$ (car c'est le point où $v = 0^\circ$).
- Le point de la trajectoire où R est plus grand s'appelle l'apogée. En ce point, $R = R_a = a * (1 + e)$ (car $V = 180^\circ$)
- La longueur de l'ellipse $2a = (R_a + R_p)$
- La distance entre les foyers $2c = (R_a - R_p)$

En sachant que le champ de gravitation de la terre est un champ dans lequel il y a conservation de l'énergie totale, nous pouvons donc affirmer que la somme de l'énergie cinétique (E_c) et potentielle (E_p) est une constante (C), c.-à-d. $E_c + E_p = C$ (avec $E_c = \frac{1}{2} * m * V^2 = -m * \frac{\mu}{R}$) soit $E_p = \frac{1}{2} * m * V^2 - m * \frac{\mu}{R} = C$

Si on élimine la masse dans l'équation précédente en la divisant ses deux membre par m, on obtient l'équation suivante $E/m = \frac{1}{2} V^2 - \mu/R$ ou E/m est l'énergie mécanique spécifique (exprimée en Km^2/S^2)

Cette équation nous montre que, étant constante sur une orbite, il y a transfert d'énergie continu entre l'énergie cinétique et l'énergie potentielle du satellite :

- Du périégée vers l'apogée, l'énergie cinétique diminue au profit de l'énergie potentielle
- A l'apogée, l'énergie cinétique est minimale et l'énergie potentielle est maximale

- De l'apogée au périhélie, l'énergie potentielle diminue au profit de l'énergie cinétique.
- Au périhélie, l'énergie potentielle est minimale et l'énergie cinétique est maximale.

Quelle que soit la forme de la conique sur laquelle le satellite évolue, cette énergie mécanique spécifique peut se déterminer par la relation suivante : $Em = -\frac{\mu}{2 * a}$

Dans le cas particulier où la trajectoire est un cercle cette relation devient : $Em = -\frac{\mu}{2 * R}$ où R est le rayon du cercle.

Une autre relation très importante dérivée de $Em = \frac{1}{2} V^2 - \frac{\mu}{R}$ et c'est la relation qui donne la vitesse : $V = (2 * (\frac{\mu}{R} + Em))^{1/2}$ où V est la vitesse (Km/S), R est la distance par rapport au centre de la terre (Km), μ : paramètre gravitationnel (Km^3/S^2) et Em l'énergie mécanique spécifique (Km^2/S^2).

On peut maintenant déterminer la vitesse du satellite en n'importe quel point de sa trajectoire.

Il reste à calculer la période de révolution du satellite avec la relation suivante $P = 2 * \pi * (a^3 / \mu)^{1/2}$ où P est la période (seconde), μ paramètre gravitationnel

Il est remarqué que cette dernière relation valide la troisième loi de Kepler qui stipule que le carré de la période de révolution est proportionnel au cube de la demi-longueur du grand axe.

4.1.4. Les différents types d'orbite

Les orbites géostationnaires : La vitesse et la direction de ces satellites sont proches de celles de la terre, de telle sorte qu'ils semblent rester au-dessus d'un point fixe de l'équateur. Ces orbites ne sont réalisées que par des satellites qui évoluent dans le plan de l'équateur. Les satellites géostationnaires assurent une fonction régionale de navigation et de localisation avec un petit nombre de satellites (2 au minimum), qui se trouvent à une altitude d'environ 36000 Km. Cependant il n'est pas possible d'obtenir une couverture aux latitudes supérieures à 70. Ces satellites conviennent pour les communications et la radiodiffusion.

Les orbites fortement excentriques : Elles ont été étudiées pour que les satellites fournissent une meilleure réception tout en assurant la couverture des latitudes élevées et des régions polaires. La vitesse apparente de ces satellites semble, pour l'utilisateur, relativement faible à proximité de l'apogée et, au vu de la vitesse de rotation de la terre, les satellites sembleront presque stationnaires au-dessus d'une zone géographique donnée pendant une partie de leur période orbitale.

Les orbites circulaires inclinées : Elles ont un rayon à peu près constant par rapport au centre de la terre, et le satellite à une vitesse à peu près constante. Ces satellites défilent par rapport à la terre dans des plans qui font des angles plus ou moins grands avec le plan équatorial terrestre. Le nombre, l'altitude des satellites et l'inclinaison des plans des orbites sont choisis de telle sorte qu'à tout instant, en tout point de la terre, on puisse voir le nombre de satellites minimal pour l'utilisation envisagée.

4.1.5. Couverture terrestre des satellites

L'arrangement des satellites permet d'avoir, dans 99 % des cas, un minimum de 4 satellites visibles à 5° au plus au-dessus de l'horizon, quel que soit l'endroit où l'on se trouve sur la terre. Mais cela signifie également que, pendant une minute et demi par jour, le système GPS est peut-être ne pas indiquer une position suffisamment fiable. En outre, si le lieu n'est pas parfaitement dégagé, c'est –à-dire si le ciel n'est pas totalement visible au-dessus de 5° de l'horizon, la couverture des satellites peut être totalement insuffisante. A quelques rares endroits du globe, dans des zones dites de réception difficile, cette couverture n'est pas assurée dans plus de 3 % des cas.

Il arrive aussi régulièrement qu'un ou plusieurs satellites soient momentanément mis hors service. Généralement, cela est dû à une maintenance périodique du satellite ou à un problème technique. Normalement, un satellite n'est pas hors service pendant plus de 24 heures, il n'y a pas de 4 satellites mis hors service chaque mois et jamais plus de trois hors service en même temps.

Le nombre de satellites visibles varie tout au long de la journée, et est en moyenne égale à huit.

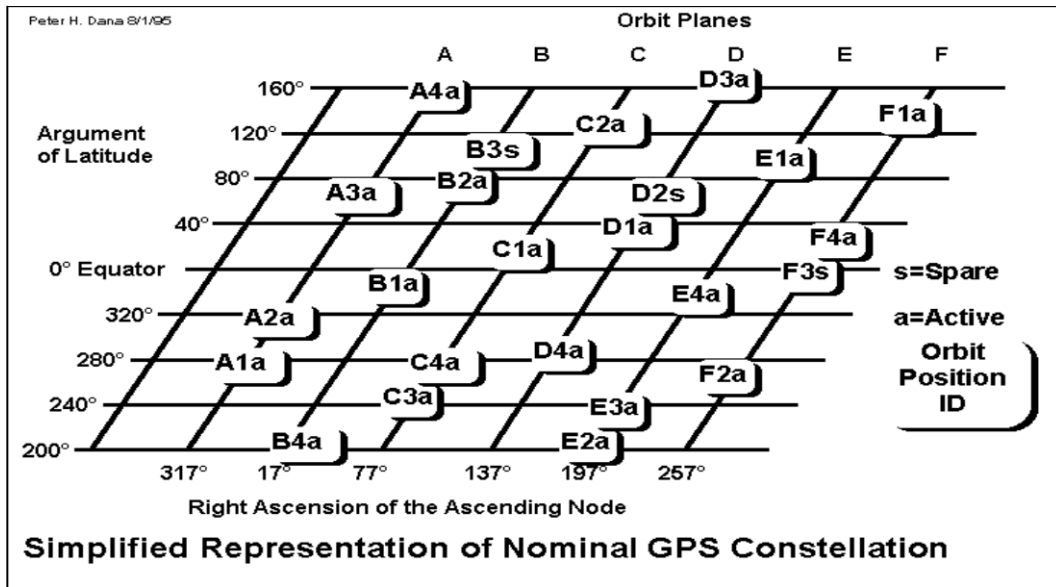


Fig.I.3: représentation simplifiée des orbites des satellites GPS

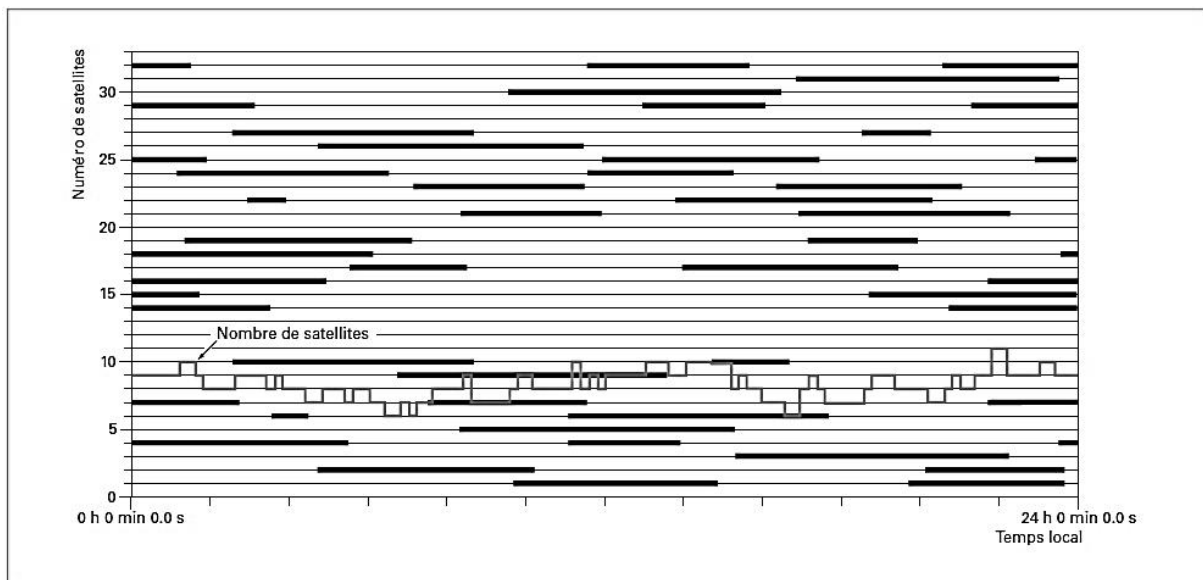


Fig. I.4 : Prédiction de visibilité pour un lieu et une date

4.2. Le segment de contrôle :

Le segment de contrôle est composé de tous les équipements installés sur Terre constituant l'infrastructure du système et permettant de suivre, contrôler, piloter les satellites en orbite.

4.2.1. Station de poursuite :

5 stations sont réparties dans le monde, proches de la ceinture équatoriale. Ce sont Hawaï, Colorado Springs, Ascencion, Diego Garcia et Kwajalein (Archipel des îles Marchal).

La localisation de ces stations est connue avec une très haute précision.

Ces stations enregistrent en continu les signaux GPS sur les 2 fréquences L_1 (1575,42 MHz) et L_2 (1227,60 MHz) à l'aide de récepteurs équipés d'horloges très stables au césium; de plus elles effectuent des mesures météorologiques, ce qui permet une bonne évaluation des retards troposphériques. L'ensemble des données collectées par toutes les stations est adressé Colorado Springs (Master Control Station).

4.2.2. La station maître de contrôle et calcul (Master Control Station) :

Basée à Colorado Springs elle est équipée d'un très puissant moyen de calcul, elle centralise toutes les données et calcule les éphémérides des satellites ainsi que le paramètre horloge et les coefficients du modèle Ionosphérique. Elle a sous sa responsabilité le contrôle orbital des satellites. Elle intervient pour imprimer de légères corrections sur les orbites ou pour effectuer des changements d'orbite lors du remplacement d'un satellite défaillant par un satellite de rechange. Toutes ces informations sont envoyées aux stations de transmission Ascencion-Diego Garcia et Kwajalein.

4.2.3. Station de transmission :

Les stations de transmission chargent les informations dans les satellites. La communication entre les stations de transmission et les satellites se fait par liaison radioélectrique en bande S :

- 1783,74 MHz liaison montante
- 2227,5 MHz liaison descendante

4.3. Le segment utilisateur :

Le segment utilisateur est composé de l'ensemble des utilisateurs civils et militaires du système GPS

4.3.1. Les services du GPS :

Depuis 1994 le GPS offre deux services, le SPS (Standard Positioning Service), qui utilise le code C/A sur la fréquence L1, et le service PPS (Precise Positioning Service), qui utilise le code P(Y) sur les fréquences L1 et L2.

Mais un programme de modernisation permettra d'étendre ses possibilités à de nouveaux services par la mise en place de signaux supplémentaires.

4.3.1.1. Le service SPS (Standard Positioning Service) :

Le service SPS est un service libre d'accès, partout sur le globe terrestre, pour tout usagers munis d'un récepteur mono-fréquence L1, centrée sur la valeur 1575,42 MHz. C'est le service utilisé couramment dans toutes les applications civiles fondées sur le GPS.

Les opérateurs du système GPS ont la possibilité de contrôler les performances de ce service, par l'intermédiaire du dispositif SA (Selective Availability), ce dispositif effective entre 1990 et 2000, induit une diminution des performances du service SPS résultant une dégradation des données de navigation transmises par les satellites, notamment: éphéméride erronées et une introduction du bruit d'horloge.

Seuls les utilisateurs autorisés, ayant accès à un module cryptologique et aux associés, peuvent éliminer ces erreurs intentionnelles.

La précision du positionnement horizontale est de 100m avec le SA activée, mais en l'absence du SA le positionnement atteint une précision à moins de 10m

Le SA a été désactivée le 1^{er} Mai 2000 à minuit. Les effets sur les performances du GPS/SPS ont été immédiats comme le démontre le graphe suivant :

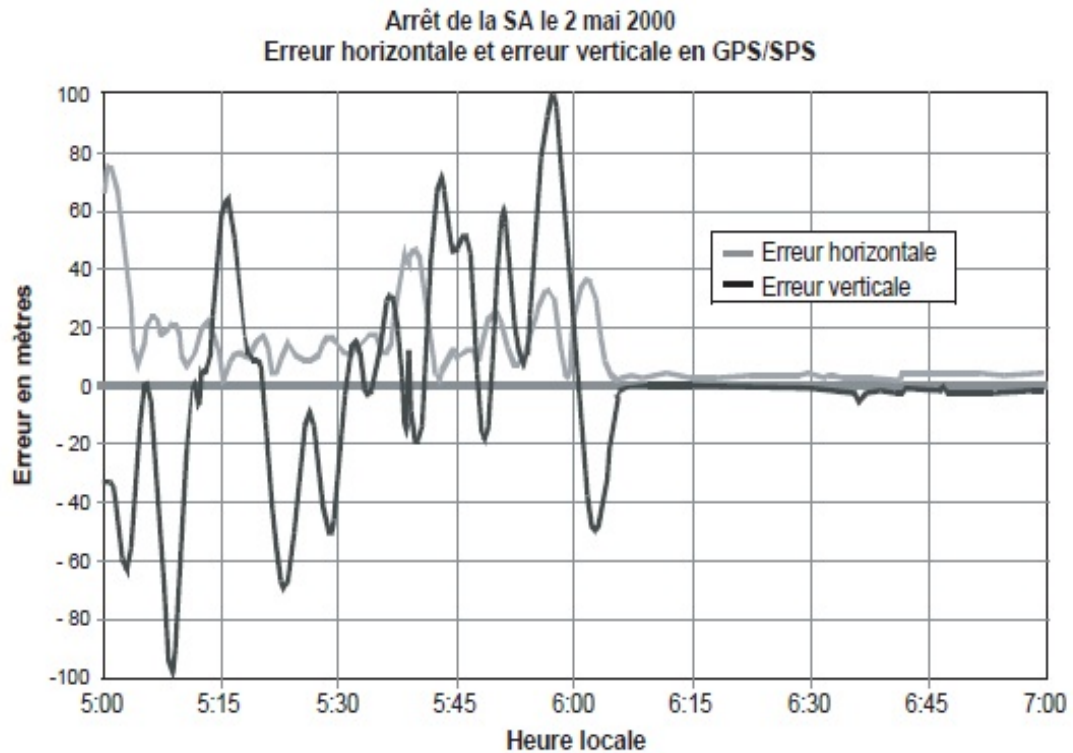


Fig. I.5 : Performance du service SPS et effets de l'arrêt de la SA

4.3.1.2. Le service PPS (Precise Positioning Service) :

Le service PPS repose sur l'utilisation de deux fréquences, L1 (1575,42 MHz) et L2 (1227,60 MHz), ainsi que le code P(Y), qui est modulé sur ces deux fréquences.

C'est un service principalement réservé aux forces armées et agences gouvernementales américaines, mais il est également rendu disponible à d'autres gouvernements, comme les alliés de l'OTAN, à la discrétion du gouvernement américain en tout état de cause, son accès est contrôlé. Le code P peut être transformé en code Y (crypté) afin d'offrir une protection contre d'éventuelles tentatives de corruption mal intentionnées des signaux GPS.

Le code P offre de meilleures performances que le code C/A en termes de précision de mesure et de résistance aux brouillages et aux interférences. Le code P étant diffusé sur les fréquences L1 et L2, les récepteurs, PPS peuvent effectuer une correction des erreurs ionosphériques grâce aux mesures bi-fréquence. La précision du service PPS est donc meilleure que celle du service SPS. Elle reste cependant réservée à des usagers autorisés.

4.3.2. Les nouveaux services du GPS :

Grace aux succès des applications militaires et civiles du GPS, ajouté aux besoins croissants d'utilisateur en constante progression, le gouvernement américain a mis en place un programme de modernisation du GPS permettant de fournir des signaux et des services supplémentaires tout en assurant le maintien des services SPS et PPS existants.

4.3.2.1. Le code M pour les applications militaires :

Le système GPS s'est doté progressivement, au fur à mesure du lancement des nouveaux satellites en remplacement des anciens, d'un nouveau code, dit le code M, sur les signaux L1 et L2, pour compenser les limitations aux besoins des utilisateur militaires du GPS, en particulier concernant la résistance aux brouillages et leurrages intentionnels, la vitesse d'acquisition du code et du service et la capacité à discriminer les différents utilisateurs.

4.3.2.2. Les signaux L2 et L5 pour les applications civiles :

Le GPS civile se repose sur l'exploitation du code C/A modulé sur la fréquence L1. Cela conduit à des limitations de performances et de robustesse du service. Le département des transports américain a décidé de mettre en place les évolutions suivantes dans les signaux GPS en accès libre et à usage civil :

- Introduction d'un nouveau signal (code + données de navigation) sur la fréquence L2. Il est constitué de deux nouveaux codes, offrant de meilleures performances que le code C/A, ainsi que des données de navigations CNAV optimisées par rapport aux données transmises sur la fréquence L1.
- Introduction d'un nouveau signal (code + données de navigation) sur une nouvelle fréquence L5, centrée sur 1176 MHz, transmettant également des données de navigation CNAV optimisées.

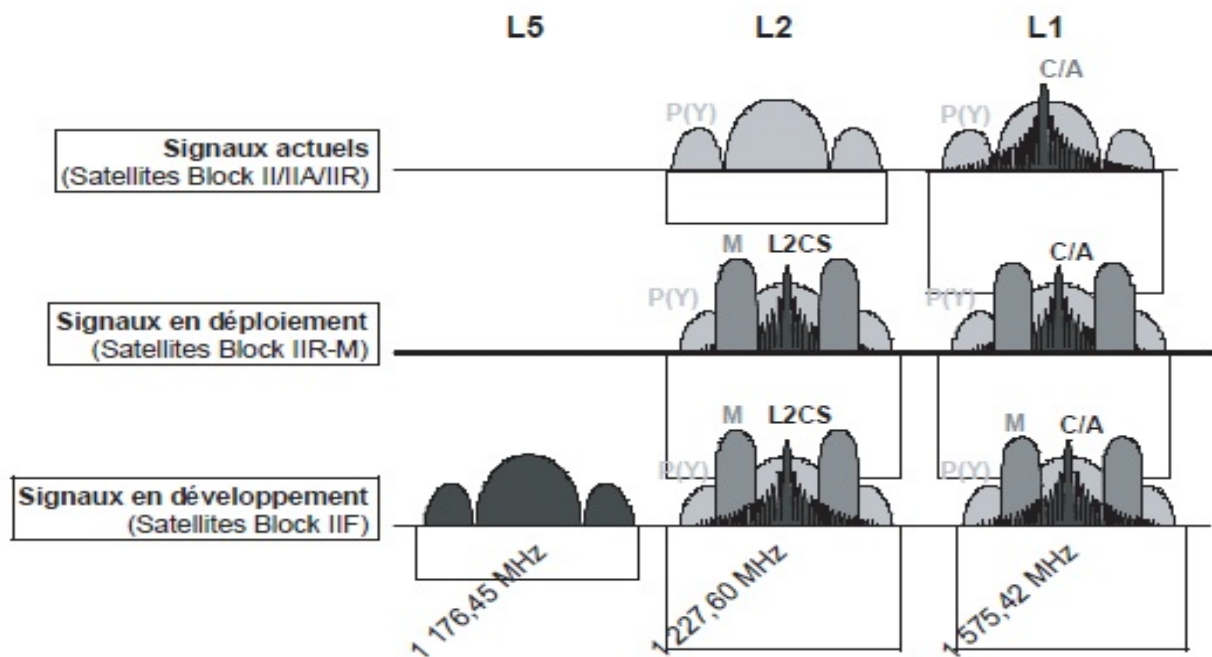


Fig. I.6 : Evolution des signaux GPS dans le plan de fréquences

4.3.3. Les récepteurs GPS :

Un récepteur GPS typique incorpore un processeur de signal numérique DSP, qui fonctionne à la fréquence L1 (1575,42 MHz). Les signaux reçus des satellites par l'antenne sont filtrés et amplifiés par un préamplificateur et alimentent ensuite un convertisseur RF/IF.

Ce traitement est souvent fait au niveau de l'antenne. Un circuit traite la fréquence reçue, acquiert le code C/A du signal reçu de plusieurs satellites simultanément. Les récepteurs actuels peuvent traiter simultanément les signaux reçus de douze satellites. Le microprocesseur exploite les données et exécute les calculs de navigation, en plus il pilote les canaux de DSP. L'ensemble est piloté par l'oscillateur à quartz du récepteur.

Les récepteurs GPS peuvent, selon leur architecture, être sous divisés en trois catégories :

- Les récepteurs multicanaux
- Les récepteurs séquentiels.
- Les récepteurs multiplex.

4.3.4. Les Récepteurs Multi Canaux

Les récepteurs multicanaux forment le trop niveau des récepteurs GPS. Ils sont généralement utilisés pour des applications ultra précises ou dans des applications de positionnement dynamique. Ces récepteurs disposent d'un canal de réception par satellite, par lequel chaque satellite peut être suivi en continu. On peut encore faire une distinction entre les récepteurs SPS et les récepteurs PPS. Les récepteurs SPS mesurent uniquement les codes C/A et les phases L_1/L_2 alors que les récepteurs PPS peuvent également faire des mesures sur le code P.

4.3.5. Les Récepteurs Séquentiels

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

4.3.6. Les Récepteurs Multiplex

Les récepteurs multiplex forment un compromis entre les récepteurs multi- canaux et séquentiels. Ils peuvent, malgré un principe de fonctionnement analogue à un récepteur séquentiel, et grâce à une conception améliorée, faire un enchaînement entre les différents satellites en moins de 20 millisecondes.

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

Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons présenté les généralités et la description du system GPS, tout en passant par ces domaines d'application.

Chapitre II :

Principe et technique de positionnement du GPS

Introduction

Dans ce chapitre nous allons voir les principes et les techniques de géolocalisation par satellite (GPS), et voir les différentes relations mathématiques qui permettent de déterminer une position quel qu'onques.

1-Principe de fonctionnement du GPS

Le principe du positionnement GPS est très proche du principe de triangulation. On mesure la distance entre l'utilisateur et un certain nombre de satellites de positions connues. Pour cela, le récepteur mesure la différence de temps entre l'émission et la réception du signal.

Le signal voyageant pratiquement à la vitesse de la lumière, on peut appliquer la relation :

$$D = c.t$$

Avec :

- **D** : distance entre le récepteur et le satellite (c'est en fait le rayon d'un cercle où le satellite serait le centre).
- **c** : vitesse de propagation des signaux radios (la vitesse retenue par convention pour le système GPS est $c = 299\,792\,458 \text{ m.s}^{-1}$),
- **t** : durée de signal entre l'émission et la réception.

On obtient donc des "pseudo distances" qu'il faudra corriger des perturbations naturelles.

Comme la longueur d'onde du signal codé est de 10 à 100 m selon le code utilisé, la distance absolue que l'on obtient n'est estimée qu'à quelques mètres près.

Connaissant la position des satellites ainsi que les pseudos distances, on définit ainsi des sphères centrées sur les satellites et dont l'intersection donne deux positions : l'une sur le globe terrestre et l'autre dans l'espace (cette dernière sera éliminée).

Les données (code et phase) enregistrées par le récepteur GPS sur le terrain sont ensuite traitées par des logiciels qui prennent en compte les différentes sources d'erreurs dues aux perturbations naturelles.

Remarque

Il existe une autre manière de calculer les distances satellites-récepteurs en comptant le nombre de longueurs d'onde (de « phases ») qui se sont propagées entre un satellite et un récepteur. La longueur d'onde des signaux GPS est de l'ordre de 20 centimètres : comme les récepteurs sont capables de détecter une fraction de longueur d'onde, théoriquement, la

précision millimétrique est donc possible. C'est cette stratégie qui est utilisée pour les applications géophysiques du GPS

2-Interprétation des informations obtenues :

2.1-Le système de coordonnées ECEF :

Le positionnement 3D donne les coordonnées du récepteur dans l'espace, dans un repère à trois axes appelé ECEF (Earth Centered, Earth Fixed : «Terre centrée, terre fixée ») et qui a pour origine le centre de gravité des masses terrestres (**figII.1**). Pour que ces données soient exploitables, il faut convertir les coordonnées « x, y, z » en « latitude, longitude, altitude ».

C'est le récepteur GPS qui effectue cette conversion grâce au système géodésique WGS 84 (World Geodesic System 1984), le système le plus utilisé au monde, ou alors à l'aide d'un autre système géodésique. Cependant, cette conversion n'est pas aussi simple et peut être à la source de nombreuses erreurs dues à une mauvaise programmation. Il faut par conséquent définir d'abord le système géodésique et les systèmes de cartographie utilisés.

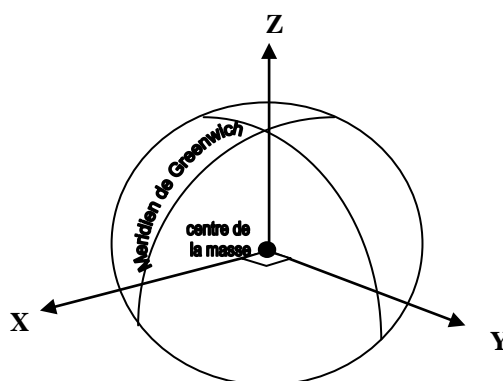


Fig II.1 : Le système terrestre conventionnel

2.2-Les systèmes géodésiques

La Terre n'est pas une sphère parfaite, il faut donc en tenir compte pour convertir les coordonnées « x, y, z » en « latitude, longitude, altitude ». Pour se faire, un ellipsoïde a été inventé pour illustrer l'aplatissement de la Terre aux pôles. L'ellipsoïde est donné par la formule $f = (a - b) / a$, où a est la distance centre de la terre – équateur (aussi appelé demi

grand axe) et b la distance centre de la terre - pôle (aussi appelé demi petit axe) (**fig.II.2**). L'aplatissement de la terre est défini par la relation $(1/f)$.

Une ellipsoïde est donc le niveau moyen de la mer en tous les points du globe, or dans la réalité, il existe des différences de niveau assez importantes dues aux variations de la gravité.

Afin d'être donc plus fidèle à la réalité, le raisonnement se fait en terme de géoïde.

Le géoïde indique le niveau de différentes régions par rapport à l'ellipsoïde de référence. Le système géodésique français est basé sur un géoïde dont la mesure a été faite il y a 10 ans à Marseille. Il est intéressant de souligner que depuis le niveau de la mer Méditerranée est montée de 10cm.

A cause de toutes ces subtilités, pas moins d'une vingtaine de systèmes géodésiques différents ont été créés durant les 50 dernières années. Le système géodésique le plus utilisé actuellement étant le WGS 84, calculer en 1984 sur la base de $1/f=298.257$. D'infimes variations de cette valeur créent des sources d'erreurs de positionnement importantes donc le récepteur GPS a en mémoire plus d'une centaine de systèmes géodésiques précis de pays pour pallier à ces erreurs.

La position donnée par un récepteur GPS se fait selon la norme :

- LONGITUDE : écart par rapport au méridien de Greenwich en degrés
- LATITUDE : écart par rapport à l'équateur en degrés
- ALTITUDE : écart par rapport au géoïde en mètres
- HAUTEUR : distance entre un point et sa projection sur l'ellipsoïde selon la normale qui y passe.

Les notions d'altitude et de hauteur sont donc différentes et cela s'explique par la différence entre l'ellipsoïde et le géoïde

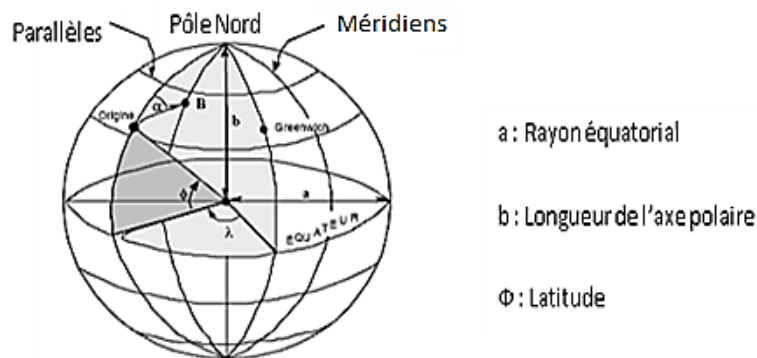


Fig II.2 : Système de coordonnées géodésiques

3-Les différents types de mesures

3.1-La mesure de distance

Toute la démonstration précédente reposait sur l'hypothèse que l'on connaissait exactement la distance séparant le satellite du récepteur, étudions comment calculer cette distance. Le principe est simple : le satellite envoie un signal vers le récepteur, celui-ci détermine le temps de transmission de ce signal et ainsi peut déduire la distance le séparant du satellite grâce à l'équation:

$$\text{Distance} = \text{vitesse} \times \text{temps}$$

La célérité des ondes transmises est proche de celle de la lumière : 300 000 km/s.

Il reste donc à déterminer le temps de transmission du signal. Pour cela, le récepteur et le satellite émettent au même moment une trame pseudo aléatoire identique (appelée ainsi car elle est générée par des équations très complexe, la rendant ainsi unique).

Une fois que cette trame sera reçue par le récepteur, celui-ci pourra la décaler dans le temps de façon à la faire coïncider avec celle qu'il a généré, la mesure du temps de transmission est déduite de ce procédé, et ainsi on peut connaître la distance séparant le récepteur du satellite. Après recherche de superposition de signal, on obtient :

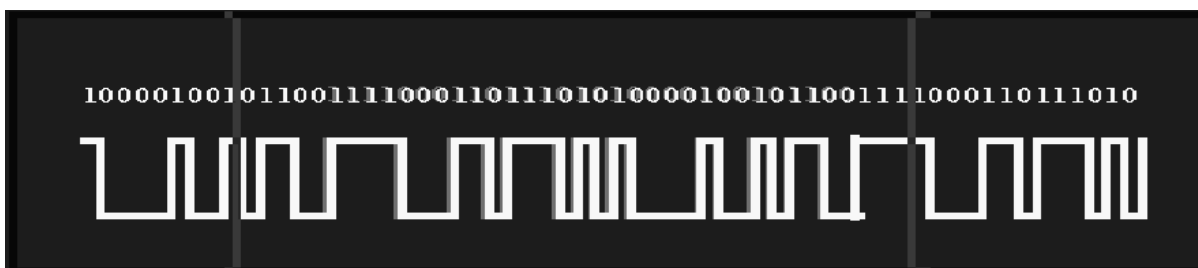


Fig II.3 : Décalage entre le satellite et le récepteur = t

Pour valider tout le raisonnement qui précède, il faut que la mesure du temps soit extrêmement précise. En effet, si une erreur d'un millième de seconde est faite, cela produit une erreur de Position de 300km. A la vitesse de la lumière, une très grande précision est de rigueur. Les horloges internes des satellites sont très précises car il s'agit d'horloges atomiques au Césium, cependant celles des récepteurs sont beaucoup moins.

La solution : *utiliser un 4^{ème} satellite.*

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

Dans un espace 2D, il faudrait 2 satellites pour repérer un point.

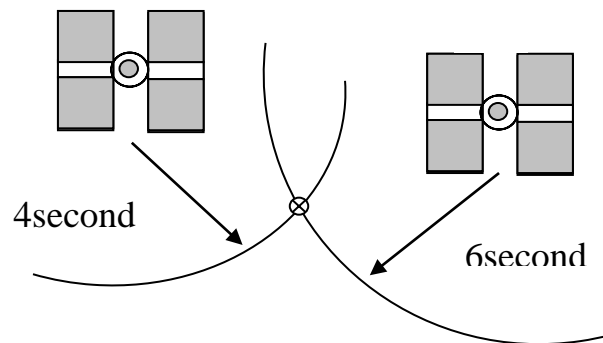


Fig II.4 : Positionnement a 2D avec 2satellite

Le satellite A mesuré 4 secondes Le satellite B mesure 6 secondes. A l'intersection de ces deux mesures on obtient le point X.

En utilisant un troisième satellite, sans erreur de mesure

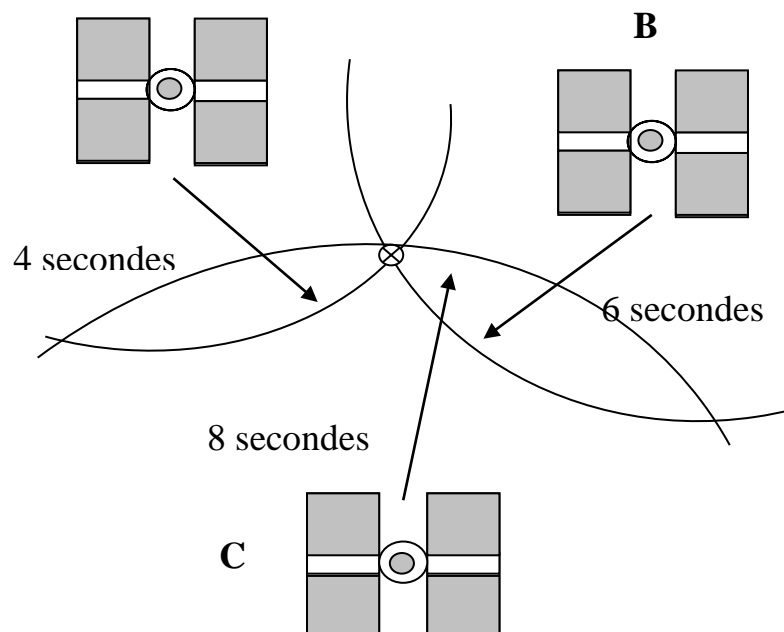


Fig II.5 : Positionnement a 2D avec 3 satellites

Le troisième satellite est confirmé le résultat des deux autres.

L'utilisation de cette méthode avec trois satellites permet alors à l'utilisateur de déterminer les distances d_1 , d_2 , d_3 par rapport à trois satellites de positions connues.

Ainsi, si (x, y, z) sont les coordonnées de l'utilisateur et (x_i, y_i, z_i) celles des satellites, on obtient trois inconnus à trois équations ci-dessous :

$$d_1^2 = (x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2$$

$$d_2^2 = (x - x_2)^2 + (y - y_2)^2 + (z - z_2)^2$$

$$d_3^2 = (x - x_3)^2 + (y - y_3)^2 + (z - z_3)^2$$

3.2-La mesure de phase :

La donnée que l'on récupère à la sortie d'un récepteur GPS est la différence entre la phase de l'onde émise par un satellite et la phase d'un oscillateur interne au récepteur. La phase de l'onde reçue est affectée par l'effet Doppler (la variation de la fréquence du « son » perçu en fonction de la distance sa source et observateur) du au déplacement du satellite, la réfraction atmosphérique, et le bruit de mesure du récepteur. On peut écrire la différence de phase $\Phi_{ij}(t_j)$, au temps t , à la station j , et pour les satellites i , comme suit :

$$\Phi_{ij}(t_j) = \Phi_{ij}^r - \Phi_j^1 + n_{ij} + \Phi_{bruit}$$

- t_j : temps de la réception du signal à la station j
- Φ_{ij}^r : phase reçue à la station ' j ' en provenance du satellite i
- Φ_j^1 : phase de l'oscillateur du récepteur j
- Φ_{bruit} : bruit aléatoire sur la mesure de phase
- n_{ij} : un entier (n cycles) représentant l'ambiguïté de phase

Par ailleurs, le signal reçu au temps t_j est lié au signal émis au temps t_i par le $i^{ème}$ satellite par relation suivante:

$$t_j = t_i + \tau_{ij}(t_j)$$

Dans laquelle τ_{ij} est le temps de propagation qui dépend de la géométrie satellite station et des perturbations ionosphériques et troposphériques ?

On en déduit que la phase de signal reçu au sol est reliée à la phase transmise par le satellite par :

$$\Phi_{ij}^r(t_j) = \Phi_i^t(t_j - \tau_{ij})$$

Cependant, si l'on compare les équations (2) et (4), on se rend immédiatement compte de la difficulté qu'il y a à employer les observations de phase plutôt que les pseudo distances. Avec ces dernières, on mesure directement la distance satellite récepteur. Avec les observations de phase, le terme d'ambiguïté (nombre de cycles entiers) doit être estimé avant que l'on puisse tirer avantage de la précision de cette observation. L'estimation de l'ambiguïté mène à des complexités dans l'utilisation des observations de phase, inexistantes avec les pseudo distances. Le tableau qui suit, résume les avantages et les inconvénients des deux types d'observations :

	Pseudo distances	Observations de phase
Avantages	Non ambiguës Simples	Possibilité d'une grande exactitude de positionnement
Inconvénients	Faible exactitude de positionnement	Complexité plus grande

Table II.1 : Comparaison entre les deux types de mesures

4-Le positionnement des satellites :

Tout cela semble donc être parfait et nous permet d'obtenir un positionnement exact, cependant un autre détail est à régler : la position des satellites. Effectivement, pour calculer précisément la distance séparant un satellite du point à déterminer, il faut que ce dernier connaisse parfaitement sa position dans l'espace. C'est le rôle des stations de contrôle :

Le satellite renvoie sa position théorique à la station de contrôle, qui calcule alors l'erreur de position commise par ce dernier afin de lui renvoyer la valeur de cette erreur. Le satellite peut donc informer le récepteur de l'erreur qu'il doit prendre en compte dans ses calculs.

4.1-La détermination de la vitesse :

Le système GPS permet également de mesurer la vitesse à laquelle se déplace l'utilisateur. Cette évaluation se fait par mesure de Doppler sur le signal provenant d'un satellite GPS. En effet, le signal perçu par le récepteur GPS n'a pas exactement la même

fréquence que lorsqu'il est généré par le satellite. Suivant le principe Doppler, le rapport des fréquences est fonction des positions et des vitesses relatives du satellite et de l'utilisateur.

Si N est la fréquence du signal généré dans le satellite et N' la fréquence à laquelle il est perçu par le récepteur on a : $N' = IN$ où I est le vecteur unitaire de l'axe satellite utilisateur, et c la vitesse de la lumière.

La vitesse du satellite est calculée à partir de l'éphéméride transmis par celui-ci et les coordonnées de sont calculées lors de la détermination de la position.

4.2-Temps du GPS :

L'ensemble des horloges embarquées à bord des satellites GPS permet au secteur de contrôle de réaliser une échelle de temps TGPS, cette échelle de temps est reliée au temps UTC USNO (temps universel coordonné de l'US Naval Observatory).

L'origine de l'échelle de temps TGPS est le 5 janvier 1980 à 0h UTC USNO.

Le message de chaque satellite contient une correction à apporter au temps de l'horloge satellite pour obtenir le temps TGPS, ainsi que le décalage entre le temps TGPS et UTC USNO.

Le système GPS permet d'accéder en temps réel au temps UTC USNO avec une précision de l'ordre de 100 ns, le temps TGPS ainsi réalisé montre une dispersion de l'ordre de 30 ns.

Le message de navigation communique aux utilisateurs la différence existante entre TGPS et UTC, ce qui permet à tout récepteur de présenter une échelle de temps raccordé au temps UTC.

$$dt_i = \frac{1}{c}(\rho_i^j + \Delta\rho_i^{ion,j} + \Delta\rho_i^{trop,j} + \Delta\rho_i^{rot,j} - R_i^j) + dt_g^j + dt_i^e + \Delta t_{rel}$$

dt_i : Écart entre le TGPS et le temps de l'horloge récepteur.

ρ_i^j : Distance géométrique entre le satellite et la station calculée à partir des éphémérides diffusées dans le message et des coordonnées connue de la station.

$\Delta\rho_i^{ion,j}$: Correction de délai ionosphérique calculée à partir d'un modèle.

$\Delta\rho_i^{trop,j}$: Correction de délai troposphérique calculée à partir d'un modèle.

$\Delta\rho_i^{rot,j}$: Correction due à la rotation de la terre pendant le temps mis par le signal pour aller du satellite à la station.

R_i^j : Pseudo distance mesurée.

dt_g^j : Écart entre le TGPS et le temps de l'horloge satellite, cet écart est diffusé dans le message GPS sous la forme de polynômes.

dt_i^e : Retard électronique du récepteur.

Δt_{rel} : Correction relativiste.

Il existe principalement trois méthodes d'exploitation du GPS pour la comparaison de temps ou de fréquences : la diffusion du temps, le transport d'horloge, la vue commune du satellite GPS.

4.3-La diffusion du temps :

Une station A peut déduire le temps GPS à partir de mesures de pseudo distances. C'est la méthode la plus simple mais aussi la moins précise (de 100 ns pour un temps d'observation d'une dizaine de minutes à quelques dizaines de nano secondes pour des mesures moyennées sur une journée ou plus).

L'accès standard à UTC USNO, par le message GPS, est de l'ordre de la microseconde, l'écart entre UTC USNO et UTC est inférieur à 100 ns.

5-Principe et techniques de positionnement:

La détermination d'un lieu géographique est donnée par l'intersection de trois sphères dans l'espace, chaque sphère est définie par son centre correspondant à la position d'un satellite, et par son rayon qui est la distance entre le centre et le récepteur GPS.

L'intersection entre deux sphères donne un cercle, avec une 3^{ème} sphère on obtient deux points possibles, l'utilisateur se trouve sur la surface terrestre, on peut déduire sa position exacte en éliminant le point donnant un résultat incohérent.

Trois satellites sont donc nécessaires pour obtenir un point d'intersection des trois sphères, en réalité quatre satellites sont nécessaires pour tenir compte de la non-synchronisation du récepteur, le nombre total de paramètres inconnus est donc de quatre : Trois pour les coordonnées du récepteur et un pour l'erreur d'horloge du récepteur.

La vitesse de déplacement de l'utilisateur est mesurée par évaluation Doppler sur le signal provenant d'un satellite GPS, le signal reçu n'a pas la même fréquence que le signal généré par le récepteur.

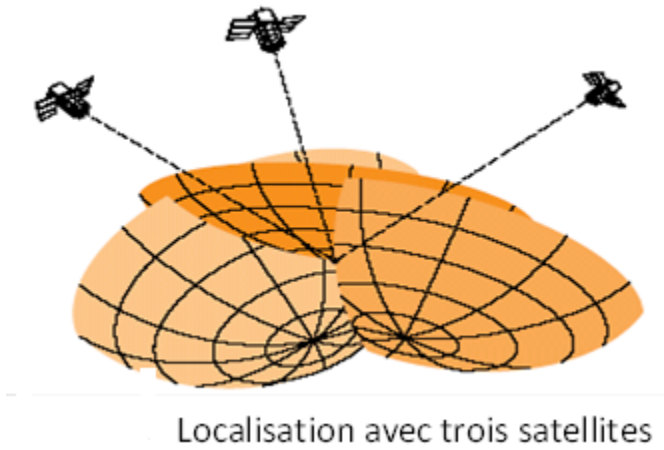


Fig II.6 : localisation avec trois satellites

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

5.1-Positionnement absolu :

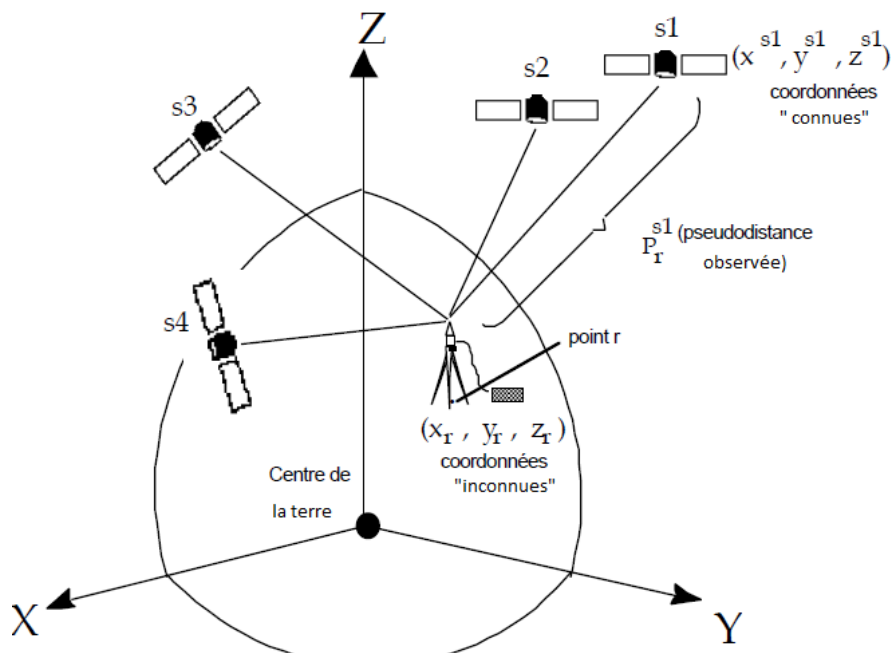


Fig II.7 : Positionnement absolu

Le positionnement au moyen du GPS peut s'effectuer de façon absolue ou de façon relative. En positionnement absolu, les coordonnées d'un récepteur en un point «inconnu» sont établies relativement au cadre de référence des satellites d'après les positions «connues» des satellites GPS suivis. Le positionnement absolu est également dit positionnement autonome et, souvent, simplement positionnement par point unique. La figure illustre la notion de positionnement autonome. Grâce aux éphémérides, la position de n'importe quel satellite à n'importe quel moment dans le temps peut être calculée.

Sur la figure, s1, s2, s3 et s4 représentent quatre satellites différents qui sont suivis.

La position de ceux-ci est donnée par rapport au centre de la Terre dans le système de coordonnées x, y et z. Les coordonnées de s1 sont notées $(Xs1, Ys1, Zs1)$. Les coordonnées de r, le point inconnu, relativement au centre de la Terre, sont (Xr, Yr, Zr) . La pseudo distance observée, p_r^{s1} , permet d'établir la relation entre les coordonnées connues du satellite 1 et les coordonnées inconnues du récepteur au moyen de l'équation d'un vecteur dans l'espace tridimensionnel :

$$P_r^{s1} = \sqrt{(X^{s1} - X_r)^2 + (Y^{s1} - Y_r)^2 + (Z^{s1} - Z_r)^2} + \text{erreurs}$$

Une équation similaire à celle décrivant la relation entre le satellite 1 et le récepteur, peut être formulée pour les différents satellites suivis. Grâce à un minimum de quatre satellites, toutes les inconnues (Xr, Yr, Zr) et un terme relié à la synchronisation des horloges qui fait partie des erreurs) peuvent être calculées.

5.1.1-Le calcul de positionnement absolu :

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

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

$$\overrightarrow{OQ} = \overrightarrow{r}_{abs} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}$$

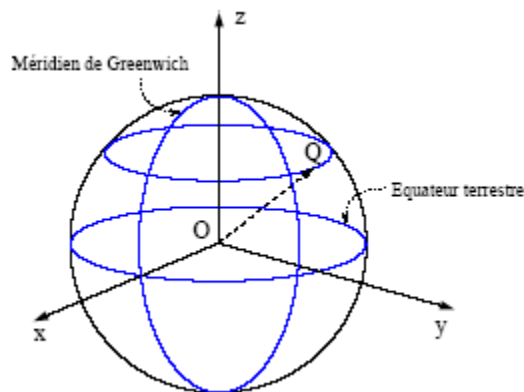


Fig II.8 : La position de l'observateur dans le système ECEF

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

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

α : demi grand axe de l'orbite.

e : excentricité numérique.

Ω : ascension droite par rapport au point vernal.

i : inclinaison de l'orbite par rapport au plan de l'équateur.

ω : argument du périégée de l'orbite.

f : anomalie vraie.

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

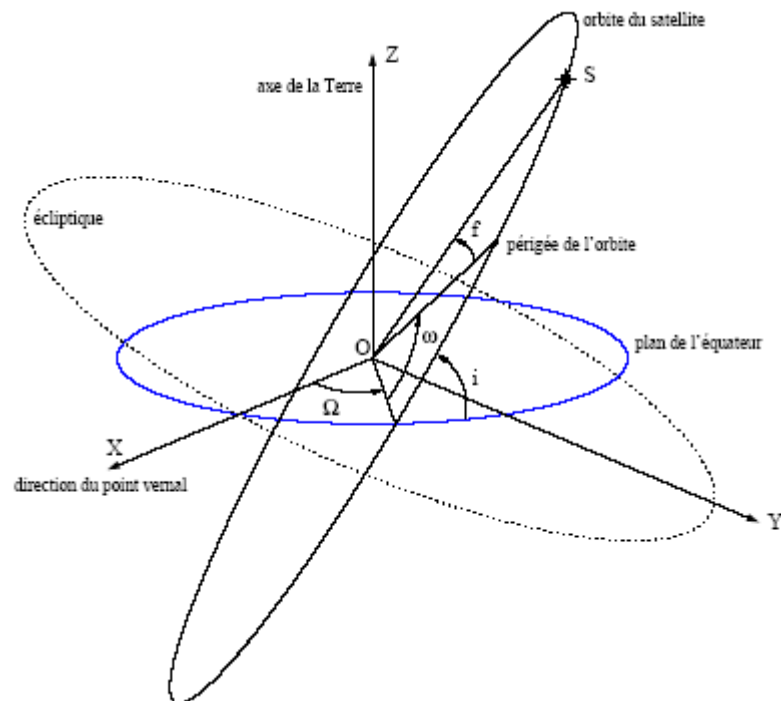


Fig II.9 : Le système de coordonnées de Kepler.

5.1.2-Conversion des coordonnées entre le système de Kepler et les systèmes ECEF :

Les informations concernant la position instantanée de chacun des satellites sont incluses dans les messages que ceux-ci envoient au récepteur GPS (ce sont les éphémérides des satellites).

Ces coordonnées de position sont données dans le système de Kepler, et le récepteur effectue la conversion dans le système ECEF.

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

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

t_{e0}	temps de référence de l'éphéméride
t_s	temps exact à l'horloge du satellite
μ_0	anomalie moyenne du point de l'ellipse correspondant au temps de référence t_{e0} ,
Δ_n	correction de la vitesse angulaire moyenne de rotation
e	excentricité de l'orbite
\sqrt{a}	racine carrée du demi grand-axe de l'ellipse
Ω_0	ascension droite de l'orbite au temps de référence
$\dot{\Omega}$	taux de variation de l'ascension droite
i_0	inclinaison de l'orbite au temps de référence
\dot{i}	taux de variation de l'inclinaison
ω	argument du périégée de l'ellipse

Table II.2 : L'éphéméride d'un satellite

Le calcul de la position du satellite s'effectue de la manière suivante :

Temps passé depuis le temps de référence : $t = t_s - t_{oe}$

Coordonnées ECEF du satellite : $X_s = r \cos \omega_c \cos \Omega - r \sin \omega_c \cos i \sin \Omega$

$$Y_s = r \cos \omega_c \sin \Omega - r \sin \omega_c \cos i \cos \Omega$$

$$Z_s = r \sin \omega_c \sin i$$

Vitesse de la lumière	$c = 2,99792458 \cdot 10^8$ [m/s]
Rayon équatorial de la Terre	$\alpha = 6,378137 \cdot 10^6$ [m]
Aplatissement de la Terre	$f = 1/298,257223563$
Excentricité numérique	$\varepsilon = 0.006694379990197$
Vitesse angulaire de rotation de la Terre	$\omega = 7,292115147 \cdot 10^{-5}$ [rad/s]

Table II.3 : Données géodésiques caractéristiques (WGS84)

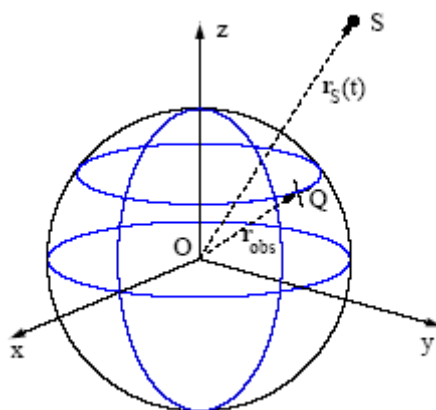
Type d'horloge	Précision relative
montre de poignet à quartz	10^{-6}
récepteur GPS	$10^{-5} - 10^{-7}$
horloge de satellite GPS	10^{-9}
césium	$10^{-12} - 10^{-13}$
maser hydrogène	$10^{-15} - 10^{-16}$

Table II.4 : Précision relative de différents types d'horloges

Nous supposons dès maintenant que la position du satellite, qui varie au cours du temps, est représentée dans le système ECEF par le vecteur $\vec{OS} = \vec{r}_s(t)$ (figure 3). L'observateur reçoit à temps τ , un message du satellite. À cause de la distance, ce message aura été envoyé par le satellite à un instant antérieur $t - \tau$, où $\tau > 0$ représente la durée de la transmission

L'ordre de grandeur de ce délai est d'environ 60 millisecondes.

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

**Fig II.10** : La position du satellite dans le système ECEF.

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

L'équation fondamentale pour mesurer la distance entre le satellite et le récepteur :

$$p(t) = \sqrt{(Xs(t) - X)^2 + (Ys(t) - Y)^2 + (Zs(t) - Z)^2} + I + T + c \cdot \Delta\tau + E$$

Cette équation contient quatre inconnues : les trois coordonnées X, Y et Z de la position de l'observateur, ainsi que l'erreur de synchronisation globale Δt . Dans la suite, nous négligerons les termes I et T et E, car ce sont des erreurs systématiques qui varient peu dans un intervalle de temps suffisamment court.

Pour quatre satellites c'est -à -dire quatre mesures, les équations de navigation du système GPS sont dans un repère cartésien :

$$D_1 = \sqrt{(X - X_1^S)^2 + (Y - Y_1^S)^2 + (Z - Z_1^S)^2} + C.\Delta\tau$$

$$D_2 = \sqrt{(X - X_2^S)^2 + (Y - Y_2^S)^2 + (Z - Z_2^S)^2} + C.\Delta\tau$$

$$D_3 = \sqrt{(X - X_3^S)^2 + (Y - Y_3^S)^2 + (Z - Z_3^S)^2} + C.\Delta\tau$$

$$D_4 = \sqrt{(X - X_4^S)^2 + (Y - Y_4^S)^2 + (Z - Z_4^S)^2} + C.\Delta\tau$$

x , y , et z représentent les coordonnées inconnues du récepteur, tandis que x_i , y_i , et z_i sont les coordonnées connues des satellites. Les satellites émettent des informations permettant de calculer leur position à chaque instant. Les informations transmises constituent l'almanach ou les éphémérides.

5.2-Positionnement relatif :

Dans le positionnement relatif, les coordonnées d'un récepteur en un point «inconnu» sont établies relativement à celles d'un récepteur en un point «connu».

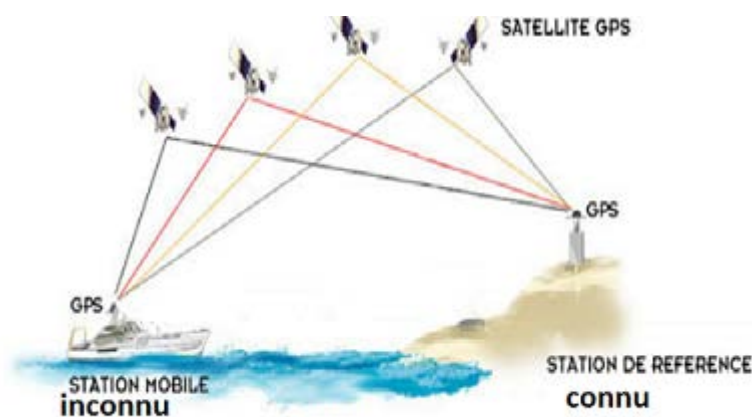


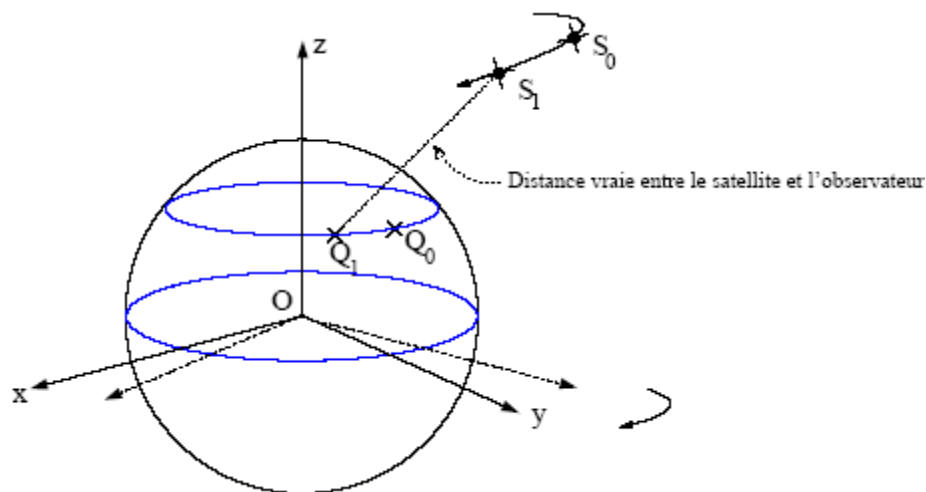
figure 3-2

Fig II.11 : Positionnement relatif

La notion de positionnement relatif est illustrée à la figure. Plutôt que d'établir la position d'un point sur la Terre par rapport aux satellites (comme c'est le cas en positionnement autonome), la position d'un point sur la Terre est établie par rapport à celle d'un autre point connu. L'avantage du positionnement relatif sur le positionnement autonome réside dans l'exactitude beaucoup plus grande qu'il permet, puisque la plupart des erreurs dans les observations GPS sont communes aux points «connu» et «inconnu» et peuvent être annulées durant le traitement des données.

Les expressions positionnement différentiel et positionnement relatif sont parfois employés indifféremment l'une pour l'autre. Toutefois, étant donné que le positionnement différentiel désigne plus souvent un type particulier de positionnement relatif, appliquant des corrections mesurées à un point de position «connue» aux observations effectuées en un autre, de position «inconnue».

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

**Fig II.12** : La variation de la position de l'observateur durant la transmission du message.

Pour calculer la distance entre l'observateur et le satellite, on peut transformer les coordonnées du point S_0 (telles qu'elles étaient au moment de l'envoi) comme si le système de coordonnées du satellite avait suivi la même rotation que l'observateur. Si le satellite avait aussi tourné autour de l'axe Oz durant l'intervalle de temps τ , sa position « virtuelle » S_1 serait

donnée par la rotation autour de l'axe Oz du vecteur $OS_0 = r_s(t - \tau)$, c'est-à-dire :

$$OS_1 = R_3(t - \tau) r_s(t - \tau) \quad (1)$$

R_3 est la matrice de rotation d'angle Φ autour de l'axe Oz

$$R_3(Q) = \begin{pmatrix} \cos(\phi) & \sin(\phi) & 0 \\ -\sin(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2)$$

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

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

$$\|\vec{Q_1S_1}\| = \|\vec{OS_1} - \vec{OQ}\| = \|\mathbf{R}_3(\omega_e) \vec{r}_s(t - \tau) - r_{obs}\| \quad (3)$$

5.2.1-Calcul de la distance entre le satellite et l'observateur :

En notant par $p = p(t)$ la distance géométrique instantanée entre l'observateur et le satellite, il vient de la formule (3) que :

$$p(t) = \|\mathbf{R}_3(\omega_e) \vec{r}_s(t - \tau) - r_{obs}\| \quad (4)$$

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

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

Désignons par P la distance observable déterminée par $c \cdot \tau$, où τ est la différence entre le temps de l'envoi du message (à l'horloge du satellite) et le temps de réception du message (à l'horloge de l'observateur).

En tenant compte des différentes erreurs mentionnées ci-dessus, on peut établir l'équation fondamentale pour la distance entre le satellite et l'observateur :

$$P = p + I + T + c \cdot \Delta\tau + E \quad (5)$$

Pour l'observateur qui reçoit le message, la position virtuelle du satellite au temps, est donnée dans le système ECEF par :

$$\begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} = R_3(\omega_e \tau) \cdot \vec{r}_s(t - \tau) \quad (6)$$

La position de l'observateur est donnée par le vecteur

$$\overline{OQ} = \overline{r}_{abs} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \quad (7)$$

de sorte que la distance géométrique $p(t)$ s'exprime par :

$$p(t) = \sqrt{(X_s(t) - X)^2 + (Y_s(t) - Y)^2 + (Z_s(t) - Z)^2} \quad (8)$$

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

$$P = \sqrt{(X_s - X)^2 + (Y_s - Y)^2 + (Z_s - Z)^2} + I + T + c \cdot \Delta\tau + E \quad (9)$$

Cette dernière équation contient quatre inconnues : les trois coordonnées X , Y et Z de la position de l'observateur, ainsi que l'erreur de synchronisation globale $\Delta\tau$. Dans la suite, nous négligerons les termes I et T , car ce sont des erreurs systématiques qui varient peu dans un intervalle de temps suffisamment court.

La résolution de l'équation (7) s'effectue par linéarisation. A partir de valeurs initiales approximatives X_0 , Y_0 , Z_0 et $\Delta\tau_0$, on peut exprimer la pseudo-distance $P(X, Y, Z, c \cdot \Delta\tau)$ au moyen du développement linéarisé

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

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

$$J = \begin{bmatrix} -\frac{X_S - X_0}{\sqrt{(X_0 - X_S)^2 + (Y_0 - Y_S)^2 + (Z_0 - Z_S)^2}} \\ -\frac{Y_S - Y_0}{\sqrt{(X_0 - X_S)^2 + (Y_0 - Y_S)^2 + (Z_0 - Z_S)^2}} \\ -\frac{Z_S - Z_0}{\sqrt{(X_0 - X_S)^2 + (Y_0 - Y_S)^2 + (Z_0 - Z_S)^2}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{X_S - X_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c, \Delta\tau_0)} \\ -\frac{Y_S - Y_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c, \Delta\tau_0)} \\ -\frac{Z_S - Z_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c, \Delta\tau_0)} \end{bmatrix} \quad (11)$$

Une fois développée, l'équation linéarisée (8) prend la forme :

$$P(X, Y, Z, c, \Delta\tau) = P(X_0, Y_0, Z_0, c, \Delta\tau_0) - \frac{X_S - X_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c, \Delta\tau_0)} \cdot (X - X_0) - \frac{Y_S - Y_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c, \Delta\tau_0)} \cdot (Y - Y_0) - \frac{Z_S - Z_0}{P(X_0, Y_0, Z_0, c, \Delta\tau_0)} \cdot (Z - Z_0) + 1 \cdot c\Delta\tau + \varepsilon.$$

(12)

Les notations $x = (X - X_0)$, $y = (Y - Y_0)$, $z = (Z - Z_0)$, ainsi que $P_{obs} = P(X, Y, Z, c, \Delta\tau)$

Et $P_0 = P(X_0, Y_0, Z_0, c, \Delta\tau_0)$, permettent d'écrire l'équation (12) sous une forme simplifiée:

$$-\frac{X_S - X_0}{P_0} \cdot x - \frac{Y_S - Y_0}{P_0} \cdot y - \frac{Z_S - Z_0}{P_0} \cdot z + 1 \cdot c\Delta\tau = (P_{obs} - P_0) - \varepsilon \quad (13)$$

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

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

$$-\frac{X_S - X_0}{P_0} \cdot x - \frac{Y_S - Y_0}{P_0} \cdot y - \frac{Z_S - Z_0}{P_0} \cdot z + c\Delta\tau = b \quad (14)$$

Les coefficients de l'équation (12) sont déterminés de la manière suivante :

1. déterminer une position approximative X_0, Y_0 et Z_0 de l'observateur à un moment donné, par exemple à partir d'une ancienne mesure.
2. déterminer la position X_S, Y_S, Z_S du satellite au même moment (celle-ci est fournie dans le message qu'il a envoyé).

3. calculer une première estimation P_{obs} de la distance géométrique euclidienne entre

l'observateur et le satellite : $P_{obs} = \sqrt{(X_S - X_0)^2 + (Y_S - Y_0)^2 + (Z_S - Z_0)^2}$

4. calculer la distance P_0 à partir du temps de transmission du message, puis construire le membre de droite $b = P_{obs} - P_0$.

Les inconnues de l'équation (13) sont x, y, z et $c \cdot \Delta\tau$. Si elles pouvaient être déterminées, celles-ci permettraient, grâce aux formules $X = X_0 + x, Y = Y_0 + y$ et $Z = Z_0 + z$ de calculer les coordonnées X, Y et Z de l'observateur.

5.2.2-Détermination de la position grâce à plusieurs satellites :

Dans la section précédente, il a été question de la distance entre un observateur et un satellite unique.

Considérons maintenant le processus de détermination de la position de l'observateur lorsque plusieurs satellites sont actifs simultanément. Nous supposons que ces satellites sont distribués plus ou moins uniformément autour de la Terre, et que chacun d'entre eux effectue de manière identique le processus décrit dans la section précédente.

A l'endroit où se trouve l'observateur sur la Terre, tous les satellites ne sont pas « visibles » simultanément. La plupart sont de l'autre côté de la Terre et cachés par celle-ci, mais nous admettrons que $m \geq 4$ satellites sont visibles à chaque instant dans la portion du ciel au-dessus du point d'observation.

Nous numérotions les m satellites visibles au moyen de l'indice $k = 1, 2, \dots, m$.

En ajoutant simplement l'indice k . Correspondant au numéro du satellite, une équation similaire à l'équation (14) peut être formulée pour chacun des satellites visibles :

$$-\frac{X_s^k - X_0}{P_0^k} \cdot x - \frac{Y_s^k - Y_0}{P_0^k} \cdot y - \frac{Z_s^k - Z_0}{P_0^k} \cdot z + c \cdot \Delta\tau = b_k, \quad k = 1, 2, \dots, m \quad (15)$$

Ces m équations linéaires peuvent être rassemblées sous la forme d'un système linéaire matriciel de la forme :

$$Ax = b \quad (16)$$

ou $x = (x, y, z, c\Delta\tau)^T$ est le vecteur des inconnues, ou $b = (b_1, b_2, \dots, b_m)^T$ est le membre de droite, et ou la matrice est donnée par :

$$A = \begin{bmatrix} -\frac{X_S^1 - X_0}{P_0^1} & -\frac{Y_S^1 - Y_0}{P_0^1} & -\frac{Z_S^1 - Z_0}{P_0^1} & 1 \\ -\frac{X_S^2 - X_0}{P_0^2} & -\frac{Y_S^2 - Y_0}{P_0^2} & -\frac{Z_S^2 - Z_0}{P_0^2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -\frac{X_S^m - X_0}{P_0^m} & -\frac{Y_S^m - Y_0}{P_0^m} & -\frac{Z_S^m - Z_0}{P_0^m} & 1 \end{bmatrix} \cdot \quad (17)$$

Ce système linéaire possède 4 inconnues, mais il contient généralement un nombre d'équations supérieur ou égal à 4, selon le nombre de satellites visibles à cet instant. Pour résoudre le système, c'est-à-dire pour trouver le vecteur. Qui satisfait « Le mieux possible » l'équation (16), on utilisera la méthode des moindres carrés (*least squares procedure*). Multiplions pour cela l'équation (16) par la matrice transposée A^T :

$$A^T A \cdot x = A^T \cdot b \quad (18)$$

La matrice A est symétrique et définie positive. La résolution du système (16) peut être effectuée par l'algorithme de Choleski.

Observant attentivement la matrice. , on peut remarquer que les entrées de cette matrice sont toutes, en valeurs absolues, plus petites ou égales à 1. En fait, les trois premières composantes de chaque ligne correspondent exactement au vecteur unité qui donne la direction d'un satellite. La matrice. Ne dépend donc que des directions des satellites, mais pas des distances. Ceci améliore beaucoup la vitesse de convergence de l'algorithme numérique de résolution.

Une fois le système linéaire (17) résolu, les coordonnées X, Y, Z de l'observateur peuvent être corrigées, à partir des formules introduites juste avant l'équation (11), c'est-à-dire :

$X = X_0 + x, Y = Y_0 + y, Z = Z_0 + z$ Entre temps, de nouvelles données plus actuelles auront été envoyées par les satellites, et le processus de positionnement peut recommencer, de manière itérative.

6-La conversion des coordonnées locales :

Les erreurs x, y et z mentionnées ci-dessus correspondent aux erreurs sur les coordonnées de position de l'observateur dans le système de coordonnées géocentriques ECEF. Ce système de coordonnées X, Y et Z a son origine au centre de la Terre, et il tourne avec elle. Du point de vue de l'utilisateur, les coordonnées de position n'ont malheureusement pas beaucoup d'intérêt dans ce système. Pour rendre les coordonnées de position utilisables sur le terrain, le récepteur GPS doit encore convertir la position de l'observateur dans un système de coordonnées terrestres plus habituel. Un système approprié est le système E, N, U

(*East, North, Up*) qui correspond à la latitude, à la longitude géographique et à l'altitude au-dessus du niveau de la mer.

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

Considérons l'ellipse de demi grands axes et a, b et $a > b$, qui par rotation engendre l'ellipsoïde terrestre.

On définit l'aplatissement f de cette ellipse par la formule

$$f = \frac{a-b}{a} \quad (19)$$

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

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

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - f(2-f)\sin^2 \Phi}}. \quad (20)$$

Géométriquement, la grandeur N détermine la distance mesurée le long de la droite localement perpendiculaire à l'ellipsoïde entre le point d'observation P et l'intersection de cette droite avec l'axe polaire de la Terre. Sur la figure, le point Q correspond au point de cette droite qui se trouverait à l'altitude zéro (c'est-à-dire sur l'ellipsoïde de référence).

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

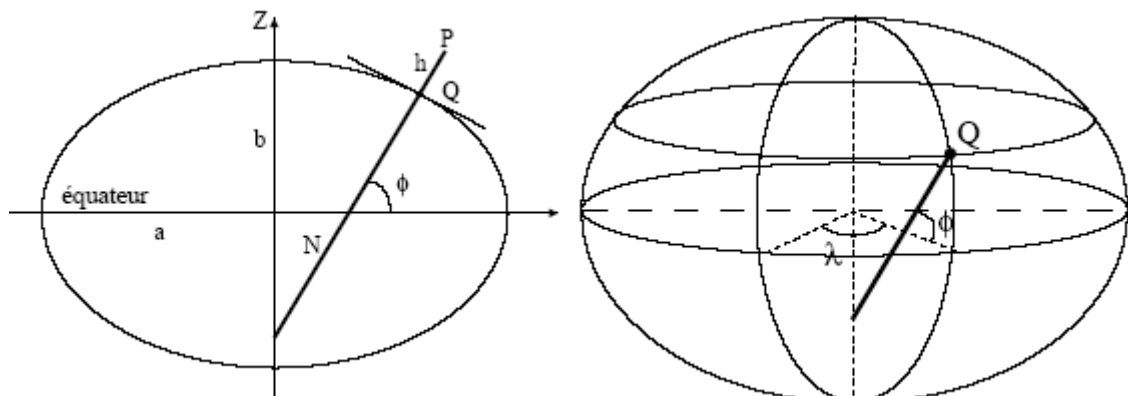


Fig II.13 : Coordonnées locales sur un ellipsoïde.

$$\begin{aligned}
 X &= (N + h) \cos \Phi \cos \lambda \\
 Y &= (N + h) \cos \Phi \sin \lambda \\
 Z &= \left[(1 - f)^2 N + h \right] \sin \Phi
 \end{aligned} \tag{21}$$

Dans les calculs de position du GPS, ce ne sont pas précisément les formules (17) qui sont utilisées, mais plutôt les inverses de ces formules, c'est-à-dire : exprimer les coordonnées locales Φ, λ et h à partir des coordonnées ECEF X, Y, Z . Ces formules inverses sont données par les transformations suivantes :

$$\begin{aligned}
 \lambda &= \arctan\left(\frac{Y}{X}\right) \\
 \Phi &= \arctan\left(\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}} \left(1 - \frac{(2-f)fN}{n+h}\right)^{-1}\right) \\
 h &= \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{\cos \Phi} - N
 \end{aligned} \tag{22}$$

$$\tag{23}$$

Il apparaît clairement que les formules (22) et (23) permettant de calculer la latitude Φ et l'altitude h sont couplées. Il faut donc recourir à un processus itératif pour résoudre ces équations à partir d'une première estimation de h , on calcule une estimation de Φ au moyen de la formule (22). Ensuite, on calcule grâce à la formule (23) une nouvelle estimation de h , meilleure que la première, et ainsi de suite. Pour $h \ll N$, la convergence de ce processus itératif est très rapide.

Conclusion

Dans ce chapitre nous venons de voir les différentes méthodes de géolocalisation et les différences entre elles ainsi que un aperçu sur les formule qui permettent aux récepteurs de déterminer sa position

Chapitre III :

Le Signal GPS

Introduction

Après avoir étudié le système de géolocalisation nous allons voir dans ce chapitre un élément important du GPS qui est le signal dans ce chapitre nous allons voir les éléments qui le compose ainsi que les méthodes qui son utiliser pour générer ce signal

1 Les porteuses

Les satellites GPS émettent plusieurs signaux codés, à destination civile (service SPS) et militaire (service PPS).

La stabilité des signaux GPS est assurée grâce aux plusieurs horloges atomiques sur chaque satellite. La précision des horloges internes est de l'ordre de 10^{-12} à 10^{-13} dt/t sur un jour pour les horloges au césium.

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

A partir de la fréquence fondamentale, chaque satellite génère deux ondes porteuses qui seront modulées par des codes pseudo aléatoires et qui seront transmis en direction de la Terre.

Ce sont ces ondes ainsi que les informations qu'ils véhiculent qui permettront de se positionner.

Ces deux ondes porteuses sont :

$L1 = 154.f_0 = 1575,42$ Mhz (longueur d'onde d'environ 19.05 cm)

$L2 = 120.f_0 = 1227,60$ Mhz (longueur d'onde d'environ 24.45 cm)

Pour des raisons techniques, ces deux ondes porteuses seront modulées par des codes pseudo aléatoires (**P**seudo **R**andom **N**oise) qui seront transmis en direction de la terre.

1.1 Modulation des signaux L1 et L2

C'est deux signaux (L1 et L2) seront modulée en mode PSK (Phase Shift Keying) par la somme modulo 2 d'une séquence pseudo-aléatoire constitutive du code PRN et du signal de navigation du satellite.

Pour L1, la modulation est composée du code C/A et des données ; cette porteuse déphasée en quadrature reçoit de plus une modulation composée du code P et des données.

Pour L2, la modulation est composée uniquement du code P et des données

Donc on peut écrire les formules des signaux L1 et L2 comme ceci :

$$L_1(t) = a_1 P(t) D(t) \cos 2\pi f_1 t + a_1 C/A(t) D(t) \sin 2\pi f_1 t$$

$$L_2(t) = a_2 P(t) D(t) \sin 2\pi f_2 t$$

Avec a_1 et a_2 les amplitudes de L1 et L2 et P(t), C/A(t) et D(t) les fonctions du temps ne prenant que les valeurs +1 et -1 représentant respectivement les codes P et C/A ainsi que les données du message.

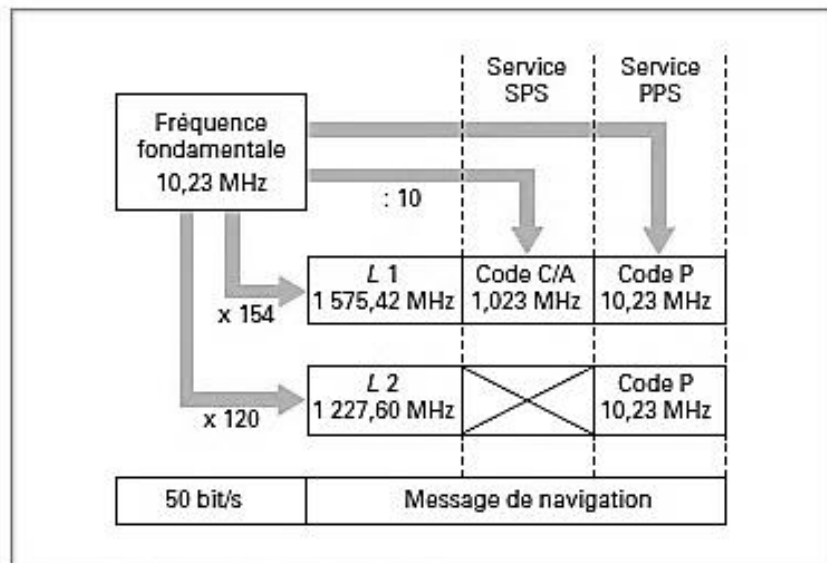


Fig. III.1 structure du signal GPS

1.2 La modulation PSK :

Numérique	Analogique
0	Phase 1
1	Phase 2

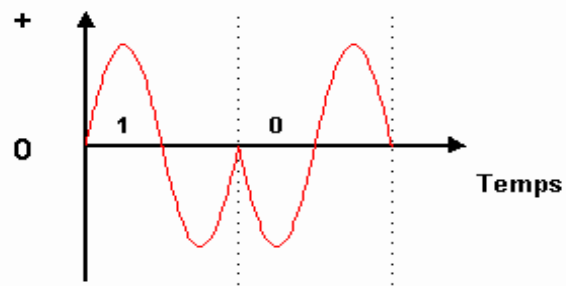


Figure III.2 : Modulation de phase ou PSK

La modulation PSK (Phase Shift Keying) utilise la phase du signal, mais surtout le déphasage afin de coder les différentes valeurs du signal.

Cette modulation PSK peut être utilisée sur 4 phases différentes pour émettre les bits 2 par 2 afin de doubler le débit binaire sur la ligne sans augmenter la rapidité de modulation.

Il existe plusieurs types de modulation PSK. Toutes ces modulations se caractérisent par une rotation de phase d'une valeur déterminée 180° ou 90° selon le signe du signal modulant.

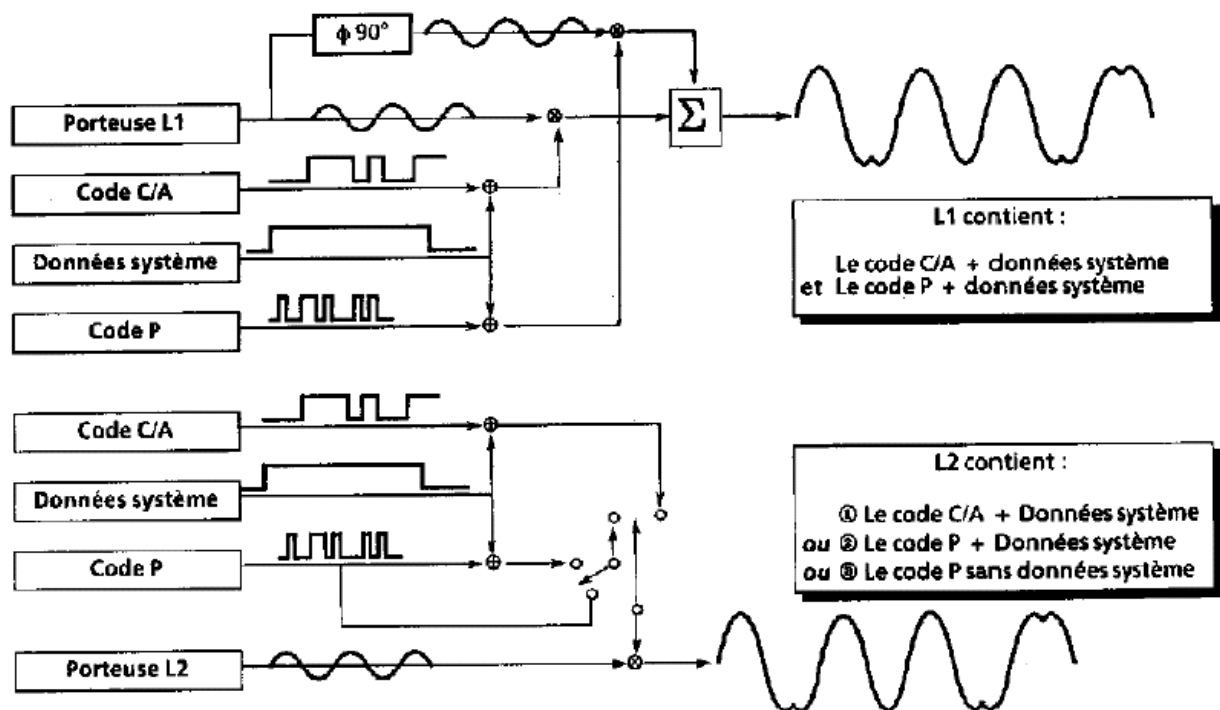


Fig : III.3 représentation des bandes L_1 et L_2

Il existe d'autre type de modulation PSK :

- En **BPSK** (Bi Phase Shift Keying), la phase de la porteuse tourne de 180° à chaque transition du signal modulant. C'est ce type qui est utilisé pour la modulation des données du message de navigation.
- En **DPSK** (Differential Phase Shift Keying), la phase de la porteuse tourne de 180° chaque fois que le signal modulant passe à 1 ou reste à 1.
- En **QPSK** (Quadri Phase Shift Keying), on transmet deux signaux et les sauts de phase multiples de 90° sont conventionnellement affectés aux transitions des deux signaux modulants

2 Les codes pseudo aléatoires :

Les séquences pseudo-aléatoires très souvent utilisées dans les systèmes de télécommunication à spectre étale, et plus généralement dans les équipements industriels utilisant des bruits blancs, sont générées par des registres à décalage rebouclés sur eux-mêmes par une réaction convenable.

2.1 Code C/A (Coarse /Acquisition) :

Disponible sur la porteuse L_1 pour les applications civiles (donc accessible à tous) c'est une série pseudo aléatoire de ± 1 défini de façon déterministe par une fonction mathématique de période 1 ms à une fréquence de $f_0/10 = 1,023$ MHz.

Un code spécifique est attribué à chaque satellite. La courte période de ce signal (1ms), permet au récepteur une acquisition et donc une identification rapide des satellites.

2.2 Le code P(Y) :

Disponible sur les deux porteuses L_1 et L_2 pour les applications militaires. Le code P(Y) (Précision code) est une série pseudo aléatoire de fréquence $f_0=10,23$ MHz. Le code P(Y) est généralement rendu inaccessible aux civils par l'activation d'une fonction dite A.S. (Anti-Spoofing) qui encode le code P(Y). Ce code n'est accessible qu'aux utilisateurs possédant des clés de décryptage comme l'armée américaine et certains de ses alliés. Ses caractéristiques sont inconnues et il est donc impossible de le reproduire.

Les différents satellites émettent tous sur les mêmes fréquences (L_1 et L_2), mais un code individuel leur est assigné.

3 Génération des codes pseudo-aléatoires

Les séquences pseudo-aléatoires sont très souvent utiliser dans les systèmes de télécommunication à spectre étale, elles sont générer par des registres à décalage rebouclés sur eux-mêmes par une réaction convenable

Dans le système GPS utilise les codes GOLD à longueur maximale.

3.1 Rappel sur la génération de codes pseudo-aléatoires

On peut simplement expliquer la génération des codes pseudo-aléatoire par la figure si dessous :

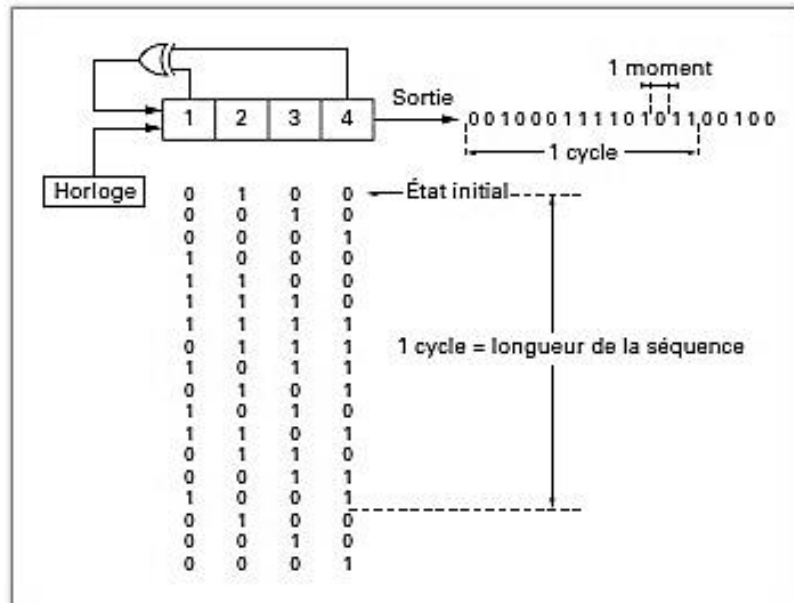


Fig. III.4 Génération de séquence pseudo-aléatoire

On remarque que les débouclages de ce registre exemple nous assurent un polynôme générateur : $f(x) = 1 + x + x^4$

La sortie d'un registre à décalage à réaction linéaire se fait généralement sur le dernier étage, mais on trouve à la phase près, la même séquence sur n'importe quel étage. Les moments se succèdent à la cadence des impulsions d'horloge. La valeur de chaque moment se présentant en sortie est parfaitement déterministe mais semble suivre une loi aléatoire.

On remarque aussi que au bout de quinze moments la séquence générée se reproduit identiquement à elle-même et cela indéfiniment.

On appelle ces séquences PRN (Pseudo-Random Noise) en anglais et le moment est dénommé chip.

On peut noter que ces registres peuvent avoir un nombre quelconque d'étages et que l'on peut faire intervenir un nombre élevé de reboyclage ainsi que faire varier l'état initial.

Exemple un registre a six étages et quatre reboyclage dont le polynôme générateur est : $f(x) = 1 + x + x^2 + x^5 + x^6$

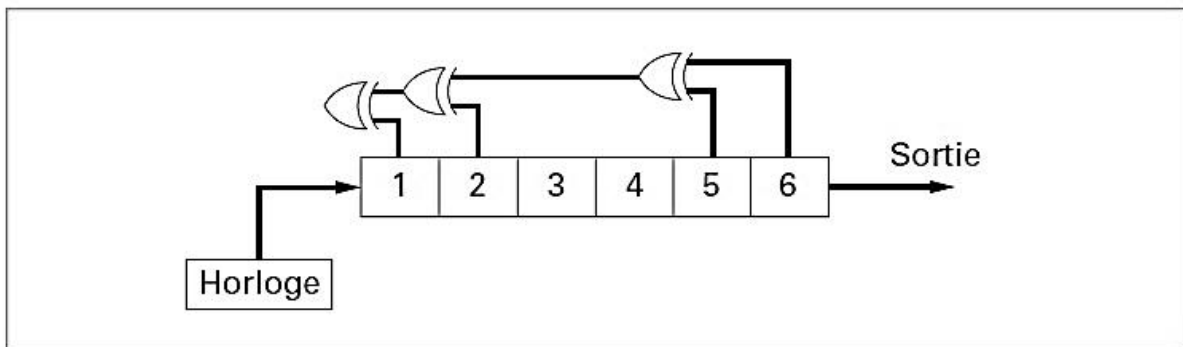


Fig. III.5 Séquence à six étages

Ce générateur de code est plus souvent représenté selon le schéma ci-dessous où l'opérateur \oplus effectue la somme modulo 2 de toutes les prises.

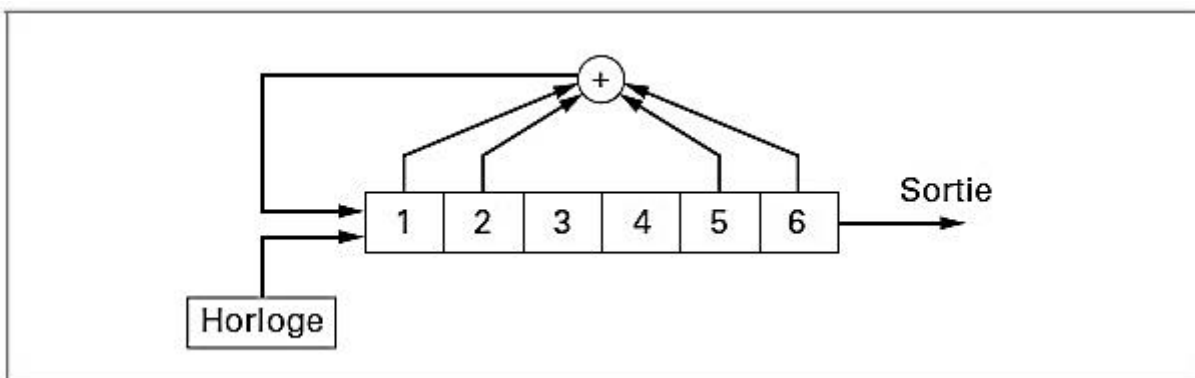


Fig. III.6 Schémas simplifié séquence à six étages

Les propriétés sont les suivantes.

- La longueur maximale de la séquence produite est : $L = 2^{n-1}$ où n est le nombre d'étages du registre.
- Pour qu'un registre puisse générer une séquence de longueur maximale, il faut que le nombre de réaction soit pair.
- Dans un code à longueur maximale, il y a autant de « 1 » que de « 0 » (avec 2^{n-1} est le nombre de « 1 » et $2^{n-1} - 1$ est le nombre de « 0 »).
- Les propriétés d'autocorrélation et de cross-corrélation des codes générés dépendent de leur polynôme générateur.
- Les caractéristiques de corrélation et des séquences pseudo-aléatoires peuvent être améliorées en combinant les séquences entre elles. Si l'on additionne, par exemple, modulo 2 deux séquences ayant des propriétés de corrélation différentes. C'est ce que l'on appelle un code de « GOLD ».

3.2 Code C/A (Coarse Acquisition)

Le code est génère à partir de deux configurations linéaires de dix étages comme présente dans la figure suivante :

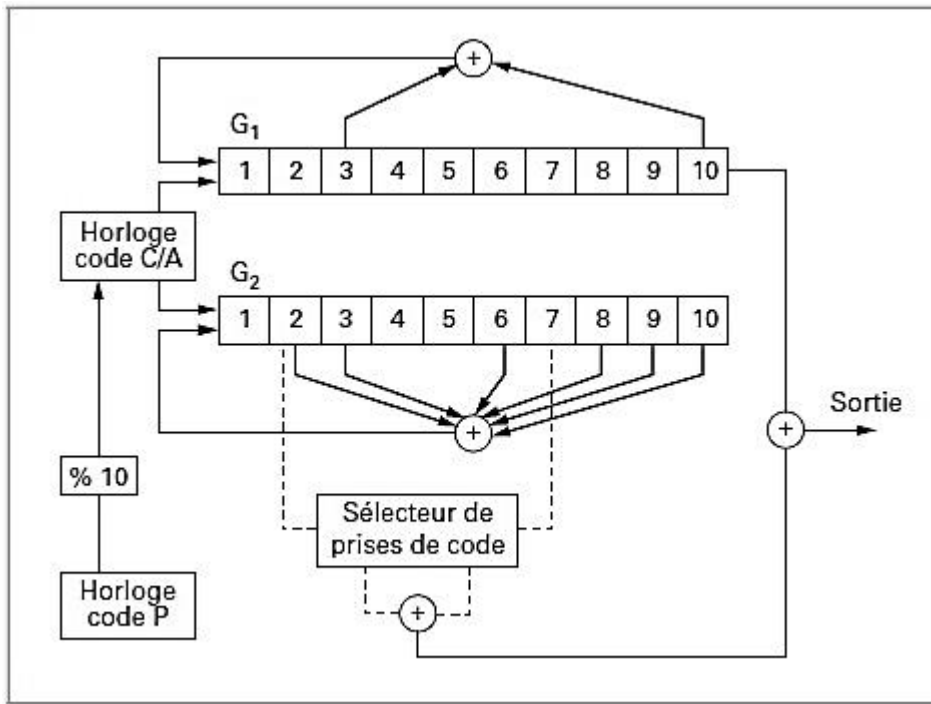


Fig. III.7 Générateur de code C/A

Ces deux registres produisent deux polynômes générateurs :

$$G_1 = 1 + x^3 + x^{10}$$

$$G_2 = 1 + x^2 + x^3 + x^6 + x^8 + x^9 + x^{10}$$

Les valeurs d'initialisation des registres G_1 et G_2 est : 1111111111

La sortie du deuxième registre G_2 provient d'un jeu de deux étages de ce registre qui additionne avec la sortie du premier registre G_1 produit l'un des trente-six codes possible

C'est le choix de la combinaison des deux étages de sortie du registre G_2 qui produit l'ensemble de la famille des codes C/A possibles.

La fréquence d'horloge 1,023 MHz est dérivée de la fréquence d'horloge du code P et l'on fait en sorte que le premier élément du code C/A soit synchrone du premier élément du code P.

La période des codes GOLD C/A produits est de 1 ms.

3.3 Code P (Précise code)

La génération du code P est plus complexe mais suit les mêmes principes que celle du code C/A.

Quatre registres de douze étages sont nécessaires pour la création de ces codes.

Deux registres X_{1A} et X_{1B} sont combinés par leur somme modulo 2 pour produire un code X_1 , chacun des registres de base ayant un cycle court de 4 092 et 4 093 éléments et produisant une période de 1,5 s composée de 15 345 000 éléments.

Les polynômes générateurs sont :

$$X_{1A} = 1 + x^6 + x^8 + x^{11} + x^{12}$$

$$X_{1B} = 1 + x + x^2 + x^5 + x^8 + x^9 + x^{10} + x^{11} + x^{12}$$

X_{1A} est initialisé par le vecteur 001001001000

X_{1B} est initialisé par le vecteur 010101010100

Deux autres registres X_{2A} et X_{2B} forment un code X_2 :

$$X_{2A} = 1 + x + x^3 + x^4 + x^5 + x^7 + x^8 + x^9 + x^{10} + x^{11} + x^{12}$$

$$X_{2B} = 1 + x^2 + x^3 + x^8 + x^9 + x^{12}$$

X_{2A} est initialisé par le vecteur 100100100101.

X_{2B} est initialisé par le vecteur 010101010100.

Les codes X_1 et X_2 sont ensuite combinés par leur somme modulo 2 après avoir décalé X_2 par rapport à X_1 d'un nombre de moments caractéristiques de chaque satellite. En début de semaine, les registres X_{1A} X_{1B} X_{2A} X_{2B} sont réinitialisés pour produire le premier élément de la semaine GPS.

4 Message de navigation

Chaque satellite GPS émet un message de navigation qui contient toutes les données nécessaires au récepteur pour effectuer tous les calculs de navigation. Il est transmis sur L1, L2 et sa fréquence est de 50Hz.

Ce message contient les informations spécifiques au satellite ainsi que les données communes à l'ensemble des satellites et des informations générales sur le système :

- Une indication du temps GPS que les récepteurs utilisent pour synchroniser en première approximation leur horloge interne.

- Les corrections d’horloges du satellite, qui permettent mathématiquement à l’aide d’un polynôme d’ordre 2 de convertir le temps satellites dans l’échelle de temps GPS

4.1 Structure du message

Le message de navigation est une suite de données binaires transmises en mode série à 50 bit/s sur les deux porteuses L1 et L2.

La structure du message est une trame de 1 500 bits composée de cinq sous-trames contenant chacune 300 bits.

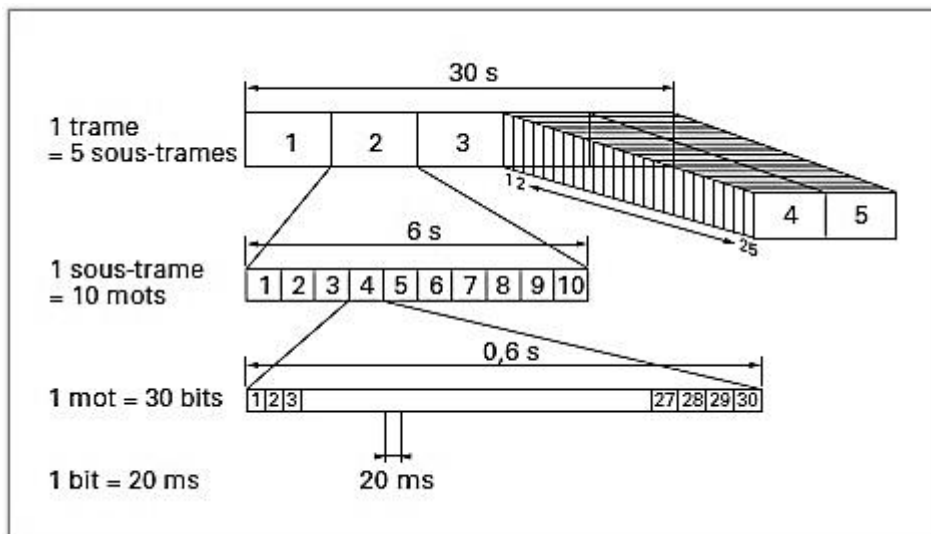


Fig. III.8 Structure du message de navigation

Chaque sous-trame contient 10 mots de 30 bits et le bit le plus significatif est émis en premier.

Les informations contenues dans les sous-trames 1 à 3 ne changent pas en général d’une trame à l’autre et les sous-trames 4 et 5 contiennent des informations organisées en «pages» qui sont sous-commandes 25 fois chacune. Ainsi, l’émission complète d’un message de données nécessite l’émission de vingt-cinq trames et dure 12,5 s.

Les sous-trames 1, 2 et 3 et chaque page des sous-trames 4 et 5 contiennent un mot de télémessure et un mot de cession. Le mot de télémessure est émis en premier suivi du mot de cession. Ce dernier est suivi de huit mots de données.

Chacun des mots de chaque trame contient la parité.

4.2 Contenu du message

Chaque sous-trame contient un type d'informations.

La **sous-trame 1** contient les coefficients décrivant le comportement des horloges, différents paramètres concernant la précision et la santé des satellites ainsi que l'âge des données.

Les **sous-frames 2 et 3** contiennent les paramètres de l'orbite des satellites permettant de calculer la position du satellite sur celle-ci : ce sont les éphémérides du satellite.

La **sous-trame 4** possède des informations utiles seulement sur 10 des 25 pages. Ces pages contiennent :

- les paramètres d'un modèle ionosphérique ainsi que le raccordement au temps UTC ;
- les paramètres indiquant pour chaque satellite si le code P (Précise code) est encrypté;
- les codes « santé » des satellites ainsi que les almanachs (éphémérides grossières) des satellites compris entre 25 et 32 ;
- les autres pages réservées pour contenir des informations qui pourraient être ultérieurement diffusées.

La **sous-trame 5** contient les almanachs des vingt-quatre satellites formant actuellement la constellation. Ces almanachs sont utiles pour déterminer la position grossière de chaque satellite. Ils facilitent l'acquisition du signal et permettent d'effectuer les prévisions de passage. Grâce à ces pages, dès qu'un satellite est poursuivi, l'acquisition du signal des autres satellites s'en trouve facilitée.

4.3 Organisation des sous-frames

Au début de chaque sous-trame sont placés deux mots particuliers :

- TLM (Telemetry word) ;
- HOW (Hand over word).

Le **TLM** est un mot de télémétrie qui contient un profil de 8 bits servant de préambule, une suite de 14 bits adressés par le segment de contrôle concernant le chargement des messages, 3 bits réservés suivis d'une parité calculée sur 6 bits.

Le **HOW** contient les bits les plus significatifs du comptage semainier. Ces bits donnent l'heure et le jour et permettent de pré-positionner les registres générateurs du code P. Les bits suivants sont utilisés comme drapeaux pour signifier l'état du satellite.

Sur le mot suivant (**mot 3**), on trouve le comptage journalier du numéro de semaine GPS.

5 Remarque sur les éphémérides

5.1 Éphémérides radiodiffusées

Ces éphémérides sont extraites des calculs d'orbitographie effectués par la station maître. Au fil des années, ces calculs, basés sur les informations envoyées par les stations de poursuite, se sont améliorés.

Cela explique en partie que les précisions que l'on peut atteindre en navigation temps réel soient aujourd'hui, maintenant que la SA est désactivée, bien meilleures que les précisions obtenues lors du début de la mise en service du système.

5.2 Éphémérides précises (calcul DMA)

Des éphémérides de grande précision, calculées par la Defense Mapping Agency (DMA), sur la base des observations faites par tous les sites de poursuite sont disponibles sur demande. Elles peuvent permettre, dans des calculs effectués en différé, d'améliorer la connaissance d'un point ou la reconstitution d'une trajectoire.

Ces éphémérides sont principalement utilisées par les militaires ou les géodésiens.

5.3 Éphémérides précises (réseaux civils)

Des réseaux de poursuite civils se sont mis en place progressivement pour surveiller le fonctionnement du système et mettre à disposition de la communauté civile des éphémérides d'excellente qualité.

Ces réseaux complètement indépendants des militaires américains sont :

- CIGNET Cooperative International GPS Network ;
- IGS International GPS Service for Geodynamics

6 Génération du signal émis par les satellites

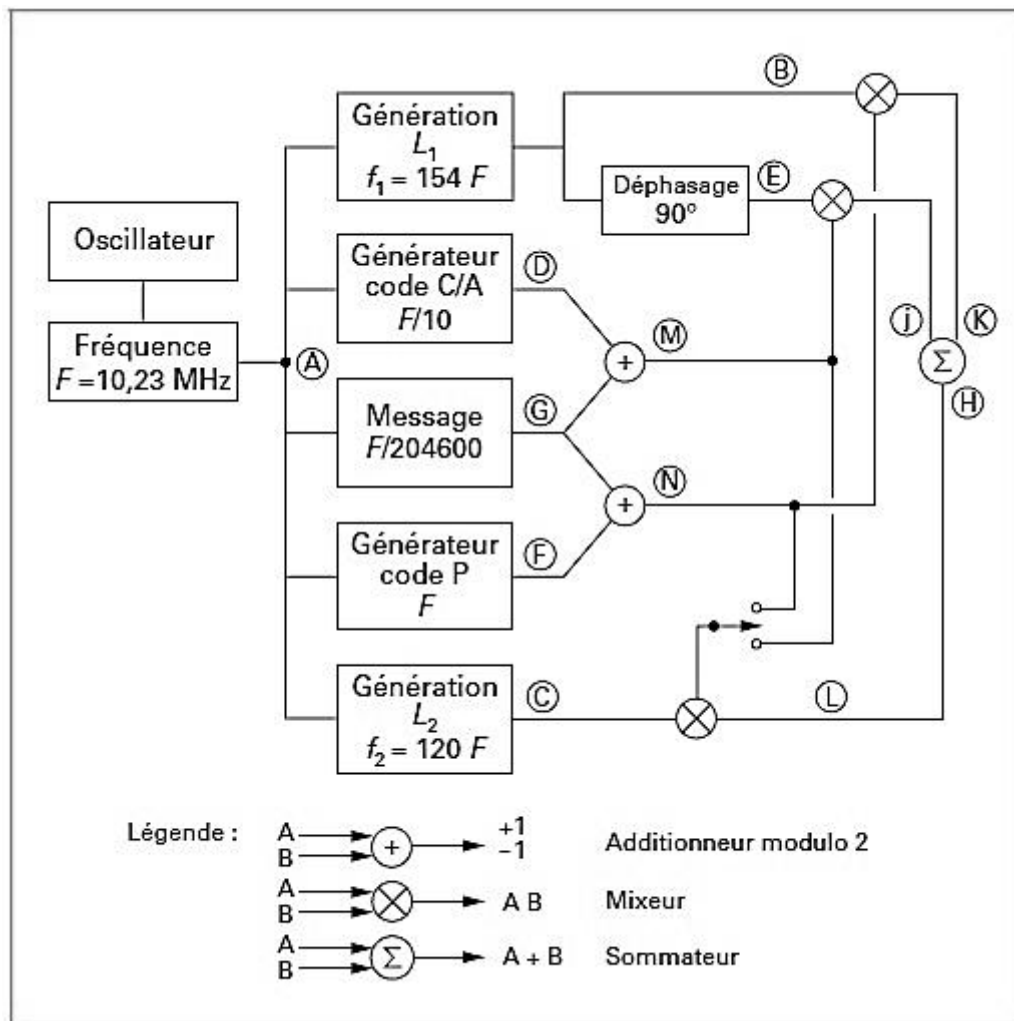


Fig. III.9 Génération du signal émis par les satellites

6.1 Composantes du signal

Toutes les composantes du signal émis sont cohérentes et générées à partir d'une même fréquence fondamentale $F = 10,23\text{MHz}$ issue d'un oscillateur pilote à très haute stabilité : point A sur la fig.3.9.

Deux fréquences porteuses sont générées :

- L1 tel que $f_1 = 154 \cdot F = 1\,575,42\text{ MHz}$, $\lambda = 19\text{ cm}$: point B ;
- L2 tel que $f_2 = 120 \cdot F = 1\,227,60\text{ MHz}$, $\lambda = 24\text{ cm}$: point C.

Trois modulations en phase sont appliquées à ces porteuses :

- **Code C/A** : $C(t)$, fréquence bit $F/10 = 1,023 \text{ Mbit/s} = f_1/1540$, $\lambda = 293\text{m}$, longueur 1 023 bits, période 1 ms (point D). Un code C/A différent est assigné à chaque satellite. La porteuse L_1 déphasée de 90° (quadrature) point (E) est modulée par le code C/A ;
- **Code P** : $P(t)$, fréquence bit $F = 10,23 \text{ Mbit/s} = f_1/154 = f_2/120$, $\lambda = 293\text{m}$ longueur 235 469 592 765 000 bits, période 266 jours 9 h 45 min (point F) tronquée à une semaine. Un code P différent est assigné à chaque satellite. Les deux porteuses L_1 et L_2 sont modulées par ce code ;
- **Données du message** : $D(t)$, fréquence bit $F/204600 = 50 \text{ bit/s} = f_1/31508400 = f_2/24552000$ (point G). Période de la trame : 30 s. Longueur de la trame 1 500 bits.

Le signal complet émis sur l'antenne (point H) est représenté par :

$$S = A_c C(t) D(t) \sin(2\pi f_1 t + \Phi_c) + A_p P(t) D(t) \cos(2\pi f_1 t + \Phi_p) + A_p P(t) D(t) \cos(2\pi f_2 t + \Phi_p)$$

Dans cette expression :

- le premier terme représente le code C/A émis sur L1 ; service SPS point J ;
- le second terme représente le code P émis sur L1 ; service PPS point K ;
- le troisième terme représente le code P émis sur L2 ; service PPS point L.

Les points M et N représentent respectivement les combinaisons du code C/A et des données et du code P et des mêmes données.

Ces combinaisons sont des additions modulo 2 telles que :

$$\begin{array}{ll} C(t)D(t) = +1 & \text{Si } C(t) = D(t) \\ C(t)D(t) = -1 & \text{Si } C(t) \neq D(t) \end{array}$$

6.2 Caractéristiques du signal

Le signal émis est polarisé circulairement droit et les rapports axiaux de L_1 et L_2 pour une plage angulaire de $\pm 14^\circ$ à partir de l'axe de pointage ne dépassent pas 1,2 dB pour L_1 et 3,2 dB pour L_2 .

Le temps de propagation de groupe, c'est-à-dire la durée qui s'écoule entre la sortie rayonnée (mesurée au centre de phase de l'antenne) et la sortie de la source de fréquence ne dépasse pas 3 ns à 95 % du temps.

Ce temps de propagation de groupe comprend un terme de polarisation et une incertitude ainsi que la différence entre les temps de propagation de L_1 et L_2 .

Pour une antenne de réception de référence polarisée circulairement droite à 0 dB_{ic}, les intensités maximales des signaux reçus sont de -150 dBw pour les deux fréquences. Les intensités minimales sont respectivement :

- Pour L_1 160 dBw pour le code C/A et 163 dBw pour le code P
- Pour L_2 166 dBw pour le code P

On voit donc que le signal L_2 est généralement perçu par l'utilisateur avec une différence de -3 dB par rapport à L_1 .

Les fréquences porteuses L_1 et L_2 ainsi que les cadences d'horloges vues du satellite sont décalées légèrement afin de compenser une partie des effets relativistes ; le décalage correspond à $\frac{\Delta f}{f} = -4,464 * 10^{-10}$.

7 Résumé des rapports existant entre les composant du signal

Le rapport de phase et la fréquence de chacune des composantes de la modulation permettent de véhiculer trois informations sur une même porteuse.

Par exemple sur L_1 on véhicule le code C/A, le code P en quadrature, et les données du message. Le tableau suivant résume le rapport existant entre toutes les composantes du signal.

Composante du signal	Fréquence de base	Période de renouvellement	Durée de l'élément	Equivalent en longueur
Code P	$10,23 * 10^6 \text{ bit/s}$	7 jours ($8 * 10^{12} \text{ bits}$)	0,1 μs (1 moment)	1 moment : 29,3m
Code C/A	$1,023 * 10^6 \text{ bit/s}$	7 ms (1 023 bits)	1 μs (1 moment)	1 moment : 293m
Données	50 bit/s	30s (5 sous-trames)	20ms (1 bit) (20 460 moments C/A) (204 600 moments P)	
Porteuse L ₁	$1,575 42 * 10^9 \text{ Hz}$		1 540 périodes (1 moment C/A)	Longueur d'onde : 19 cm
Porteuse L ₂	$1,227 60 * 10^9 \text{ Hz}$		1 200 périodes (1 moment C/A)	Longueur d'onde : 24,4 cm

Tableau III.1. Rapports entre les composantes du signal

Les codes ont eux-mêmes une relation de phase très précise avec les différentes porteuses L₁ ou L₂

Cette caractéristique importante vient du fait que les différents signaux sont générés à partir d'une même horloge au césium de très grande stabilité.

8 Transmission par spectre étalé

Le type de transmission utilisée dans le GPS est une transmission à spectre étalé. Cela signifie que, contrairement aux systèmes dans lesquels la sélection d'une émission par le récepteur est basée sur un filtrage fréquentiel de la porteuse, la sélection s'effectue, ici, par corrélation d'une séquence pseudo-aléatoire (code) qui module la porteuse en superposition à la modulation utile.

La modulation par le code est beaucoup plus rapide que la modulation des données. Le rapport de modulation, environ 20 000 pour le code C/A, a pour effet d'élargir le spectre de l'émission et de réduire la densité de puissance émise dans la même proportion. On dit dans

ce cas que le rapport d'étalement de spectre est : $\frac{B}{b_0} = \frac{1,023 * 10^6}{50} = 20\ 000$

Avec « B » fréquence de modulation du code et « b₀ » fréquence de modulation des données.

Pour un observateur non averti, la porteuse ainsi étalée par la modulation du code pseudo-aléatoire présente toutes les caractéristiques d'un bruit.

À l'inverse, un récepteur possédant les codes d'étalement améliore ceux-ci avec le signal reçu, avec pour effets :

- de restituer le signal utile dans sa bande étroite d'origine ;
- d'étaler les signaux parasites, inévitablement présents dans toute transmission hertzienne, en rejetant la majeure partie de leur énergie en dehors de la bande utile.

La réjection du bruit est du même ordre de grandeur que le rapport d'étalement du spectre. Cette technique d'étalement, rejetant le bruit et les brouilleurs, est d'autant plus efficace que la séquence du code pseudo aléatoire est longue. C'est la raison pour laquelle le code P procure, par rapport au code C/A, une protection naturelle contre les brouilleurs bien supérieure.

C'est là d'ailleurs, avec l'augmentation de précision liée à sa fréquence 10 fois plus élevée que celle du code C/A, que se trouve le second intérêt du code P.

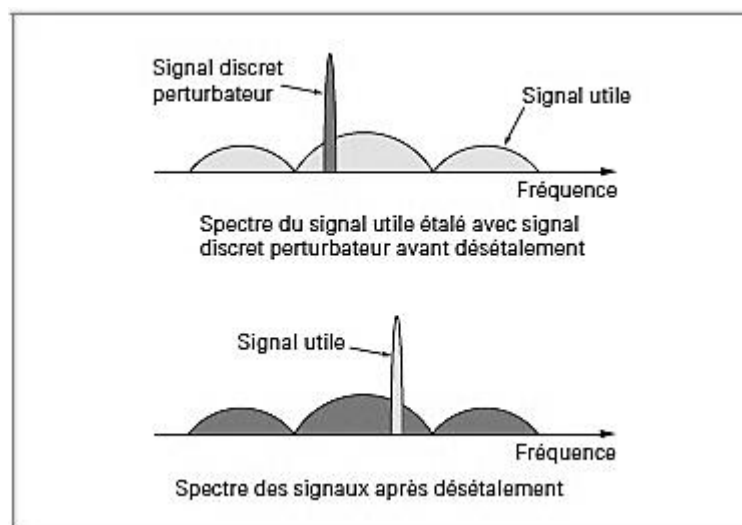


Fig. III.10 Principe d'étalement du spectre

La limitation du rapport d'étalement est souvent donnée par la difficulté et la lenteur de l'acquisition du signal dans le processus de démodulation où il faudra corrélérer le code reçu avec un code identique généré localement.

Plusieurs émissions sur la même fréquence mais avec des séquences pseudo-aléatoires différentes (codes PRN) ne se gêneront pas mutuellement ; l'une considérant toutes les autres comme des bruits qu'elle rejette dans le rapport B/b_0 .

Cette faculté « d'accès multiple » est très importante. Dans le système GPS, plus de vingt-cinq émissions simultanées correspondant aux vingt-quatre satellites de la constellation sont prévues pour cohabiter sans qu'il y ait interférences entre les signaux.

D'autres caractéristiques importantes procurées par cette technique d'étalement de spectre sont :

- la connaissance du code pseudo-aléatoire utilisé, nécessaire à la réception, constitue un moyen de contrôle d'accès ;
- tout brouillage intentionnel ou pas, est atténué dans le même rapport que celui de l'étalement du spectre.

Conclusion

On vient de voir les différentes compositions du signal et les méthodes utilisées pour son codage ainsi que les différentes composantes du message de navigation.

Chapitre IV :

Les sources

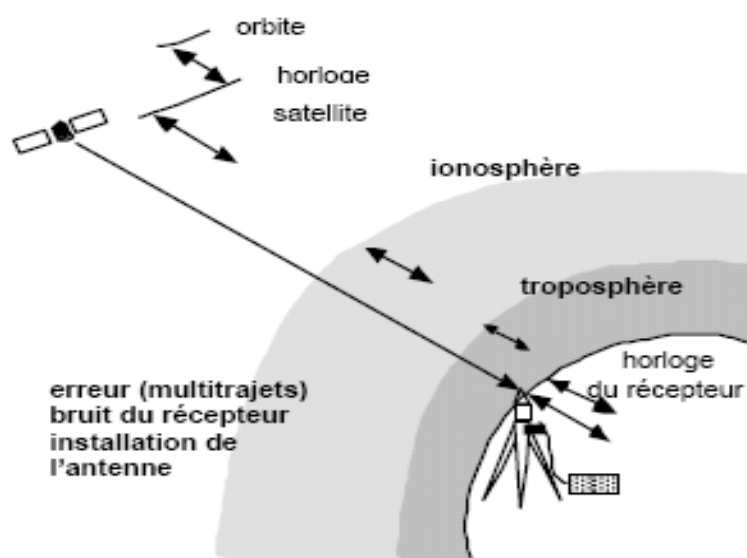
d'erreurs

Introduction :

Les sources d'erreurs affectant la précision des mesures GPS sont multiples, elles entraînent des écarts entre les distances mesurée et réelle séparant le satellite du récepteur.

Dans ce chapitre nous allons voir qu'elle sont ses sources d'erreur et quel sont les moyen approprier pour les réduire ou les éliminer

1. Principales causes d'erreur



FigIV.1: Les sources d'erreurs

1.1. Erreurs provenant du satellite

Les horloges embarquées et servant à générer le signal dans les satellites sont de très haute qualité; leur comportement et leur dérive, bien que faibles, sont transmis dans le message de navigation mais ne sont pas parfaitement exacts.

Les éphémérides chargées depuis le sol et diffusées par le satellite sont imparfaites ; de plus le satellite sur son orbite est soumis à de faibles mouvements qui l'éloignent de son orbite théorique.

Les dégradations volontaires appliquées au signal (SA), lorsqu'elles sont actives, détériorent encore davantage la connaissance que l'utilisateur peut avoir des paramètres précédemment cités.

1.2. Erreurs provenant du milieu traversé

L'onde se propage à travers un milieu qui n'est pas équivalent au vide parfait ; la vitesse de propagation des ondes n'est pas égale à C (vitesse de l'onde qui est équivalent à celle de la lumière $C \approx 3 * 10^8 \text{ m/s}$).

Les erreurs du milieu se décomposent en erreurs « ionosphériques » et erreurs « troposphériques ». Ces erreurs dépendent de l'élévation sous laquelle l'observateur voit le satellite.

1.3. Erreurs provenant de la dynamique des satellites

Les horloges de précision situées au sol d'une part et sur les satellites orbitant autour de la Terre sont soumises à des comportements différents ; une modélisation relativiste est nécessaire.

La vitesse des satellites ainsi que la vitesse de rotation de la Terre entraînent un effet Doppler sur les fréquences reçues.

1.4. Erreurs provenant de l'environnement de réception

La mesure de temps ou de phase effectuée sur le signal à partir de laquelle est déduite la distance satellite-récepteur suppose que l'on travaille sur l'onde incidente directe.

Toutes réflexions sur les obstacles proches de l'antenne du récepteur induiront des interférences entre plusieurs ondes directes et réfléchies qui perturberont la mesure en déformant la fonction de corrélation ; c'est l'effet des multiples trajets.

1.5. Erreurs provenant du récepteur lui-même

Le moyen de mesure n'est pas parfait. L'antenne de réception qui transforme l'onde reçue en signal électrique n'est pas un point unimatériel isolé dans l'espace et son diagramme n'est pas isosphérique.

Les circuits analogiques de réception (changements de fréquence, filtrages) aussi que les circuits numériques (convertisseurs, compteurs) introduisent des fluctuations de phase et de fréquence, des bruits de quantification, des erreurs de datation qui détériorent la mesure.

Toutes ces sources d'erreurs n'ont pas la même importance et les moyens de les réduire existent pour certaines d'entre-elles. On peut donner le classement suivant :

- erreurs que l'on peut réduire par modélisation ou calcul ; ce sont les erreurs brutes provenant du milieu traversé : erreurs ionosphériques et troposphériques ou provenant des effets relativistes et de l'effet Doppler ;
- erreurs que l'on peut compenser par différenciation ; ce sont les erreurs résiduelles provenant du milieu traversé et également les erreurs provenant des satellites, y compris celles induites par la dégradation volontaire ;
- erreurs que l'on peut maîtriser et limiter par la qualité du récepteur utilisé ; ce sont bien évidemment les erreurs provenant du récepteur ;

- erreurs que l'on peut réduire (mais le plus souvent que l'on subit) qui sont les erreurs dues à l'environnement.

Le choix des antennes, le site d'utilisation et certaines techniques de traitement particulier du signal permettent dans certains cas de limiter ces erreurs.

2. Influence de la troposphère

La troposphère est la couche atmosphérique qui est en contact avec le sol et dont l'épaisseur varie entre 10 et 20 km.

Cette couche est minimale aux pôles, 10 km environ, et maximale à l'équateur.

Ce milieu est non dispersif pour des fréquences inférieures à 30 GHz. Le retard engendré sera donc, pour le GPS, identique sur les deux fréquences.

La variation de vitesse de propagation troposphérique est due à deux phénomènes : la courbure angulaire des ondes radioélectriques qui augmente la longueur du trajet par rapport à ce qu'elle serait en espace libre et la diminution de la vitesse de propagation.

Ces deux effets résultent d'un changement de l'indice de réfraction, fonction de l'altitude qui varie avec la température, la pression et l'humidité (PTU).

Cet indice diminue de façon presque linéaire du niveau de la mer jusqu'à 1 km d'altitude, ensuite sa variation est exponentielle.

L'amplitude de ce retard, qui dépend de l'angle de site sous lequel on voit le satellite, exprimé en mètres varie entre quelques mètres si le satellite est au zénith et atteint une trentaine de mètres lorsque le satellite est bas sur l'horizon.

Il existe plusieurs modèles pour corriger cet effet. Le STANAG (accord de standardisation édité par les Américains) définit un modèle généralement utilisé dans la plupart des récepteurs (modèle de Hopfield).

Un autre modèle élaboré par Goad et Goodman est souvent préféré par les géodésiens ; plus précis, il nécessite la prise des mesures températures, humidité et pression.

La résiduelle de l'erreur troposphérique est de quelques mètres (1 à 3) après application du modèle.

3. L'impact de l'ionosphère sur les signaux GPS

C'est un milieu ionisé et dispersif pour les fréquences des signaux GPS, la vitesse de propagation dépend de la densité électronique le long du trajet donc la correction dépend de la fréquence de l'onde.

Les effets ionosphériques sur la mesure de distance peuvent varier de 0 à 50m au zénith et peuvent atteindre jusqu'à 150m à l'horizon, ils ne sont plus les mêmes sur les différents trajets satellite station, ces effets sont dépendants de plusieurs paramètres : l'activité solaire dont le cycle est de 11 ans, le champ magnétique terrestre, la période de l'année, le jour et la nuit.

La propagation du signal GPS à travers l'ionosphère introduit un retard appelé retard ionosphérique, Le délai ionosphérique peut être déterminé et éliminé en utilisant les mesures sur les deux fréquences L_1 et L_2 .

Soit ρ_1 et ρ_2 les distances mesurées pour L_1 et L_2 et ρ_t la distance théorique on a :

$$\rho_2 = \rho_t + \Delta\rho_2^{ion} \quad , \quad \rho_1 = \rho_t + \Delta\rho_1^{ion}$$

$$\text{Avec :} \quad \Delta\rho_1^{ion} = \frac{-40.3}{f_1^2} \int N_e ds \quad \text{et} \quad \Delta\rho_2^{ion} = \frac{-40.3}{f_2^2} \int N_e ds$$

Avec $\int N_e ds$ le nombre total d'électrons sur le trajet.

Puis $\rho_1 - \rho_2 = \Delta\rho_1^{ion} - \Delta\rho_2^{ion}$ enfin on obtient la valeur du délai ionosphérique sur L_1 :

$$\Delta\rho_1^{ion} = \frac{\rho_1^{ion} - \rho_2^{ion}}{1 - \frac{f_1^2}{f_2^2}}$$

Dans le cas où on ne disposerait que d'une seule fréquence, le biais ionosphérique est une source d'erreur très importante.

4. Erreurs des multi-trajets

L'erreur de Multi-trajet se produit quand le signal GPS arrive au récepteur après plus d'un trajet à cause de réflexions près du récepteur. Cette erreur dépend des conditions autour de l'antenne et du type d'antenne. Le multi-trajet est une erreur difficile à corriger, et il n'existe pas de modèle général. Il y a deux sortes de multi-trajets:

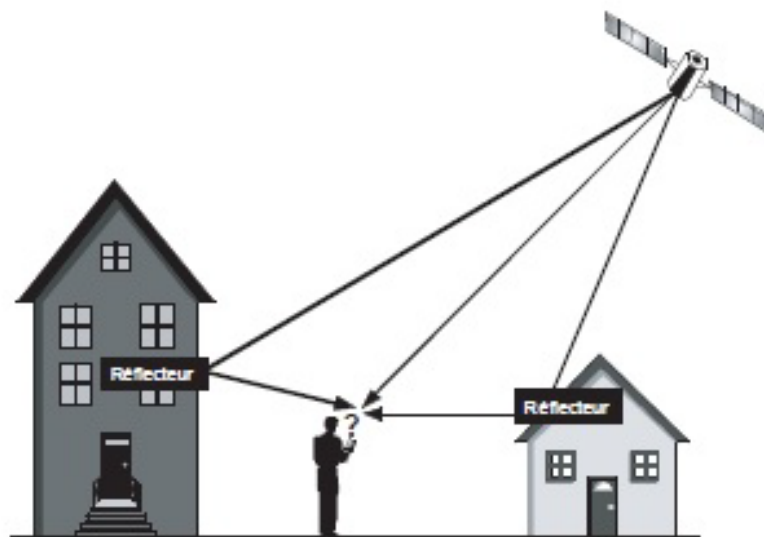


Fig.IV.2.les multi-trajets

4.1. Multi-trajet de phase porteuse.

Le signal direct d'un satellite GPS vers un récepteur (S_D) peut s'écrire comme ceci $S_D = A \cos\varphi$. Puis, chaque signal réfléchi (S_R) sera décalé en phase en fonction de la configuration géométrique:

$$S_R = \alpha A \cos(\varphi + \delta\varphi).$$

En général, les signaux réfléchis peuvent être nombreux (n) avec des facteurs d'atténuation α_j et des décalages de phase $\delta\varphi_j$. Le signal total à l'antenne du récepteur (S) est alors la superposition de tous ces signaux

$$S = A \cos\varphi + \sum_{j=1}^n \alpha_j A \cos(\varphi + \delta\varphi_j)$$

4.2. Multi-trajet de code

Le multi-trajet de code ressemble au multi-trajet de phase, mais l'effet est plus important. Le multi-trajet a tendance à être plus faible pour la mesure du code P que pour la mesure du code CA.

Plusieurs techniques de traitement du signal peuvent être utilisées afin de diminuer l'erreur de multi-trajet.

On peut essayer de s'affranchir des trajets multiples en prenant quelques dispositions au niveau des observations :

- par le choix de la station en évitant les surfaces réfléchissantes proches,
- par le choix d'antennes munies d'un plan absorbant, ou d'antennes choke ring,
- par filtrage des ondes reçues,
- par le choix des satellites, les plus bas étant les plus sensibles au multi-trajet.

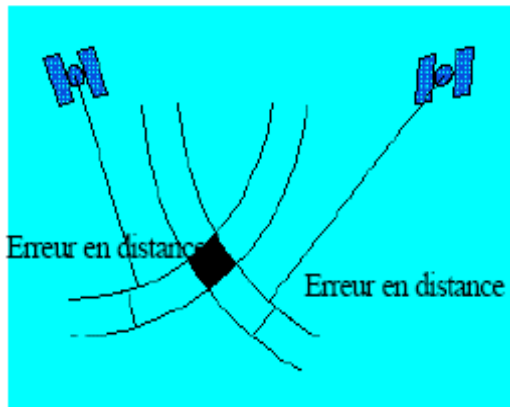
On peut aussi, en temps différé, identifier les trajets multiple en examinant les résidus par satellite. En effet la signature est bien spécifique: il y a quelques résidus beaucoup plus forts en un temps restreint et si on fait des observations sur plusieurs jours on s'aperçoit que le phénomène se reproduit périodiquement. On peut très bien éliminer les époques correspondant sur le satellite incriminé et relancer les calculs.

On peut aussi remarquer que le trajet multiple a d'autant moins d'influence que le temps d'observation est long, car l'écart de quelques centimètres sur un petit nombre d'époques se trouve moyenné avec un grand nombre d'époques. Cela veut dire aussi que les techniques les plus sensibles aux multi-trajets sont les méthodes rapides, le cinématique pour lequel on détermine une position par époque étant évidemment le plus affecté.

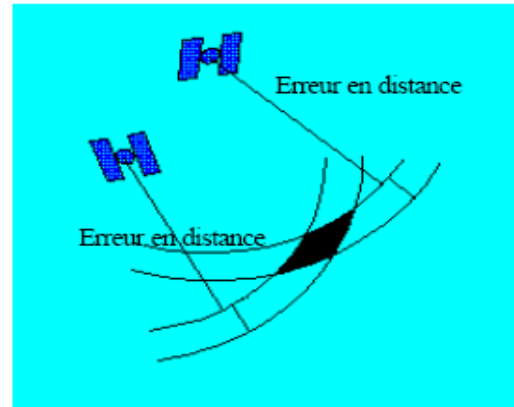
5. Erreur géométrique

Il existe des erreurs qui se produisent dans le GPS et lorsque l'angle d'incidence entre les lignes de position est très faible. Une erreur minime dans les données mesurées peut créer une importante région d'incertitude à un faible angle d'incidence.

A l'inverse, la même erreur dans les lignes de position qui se coupent à 90° produits une faible région d'incertitude. Dans le GPS, les satellites se trouvant presque sur le même relèvement placeront le récepteur sur les surfaces de sphère qui se coupent à angle étroit. Les erreurs de distance accumulées conduiront à un déplacement important de la position.



FigIV.3: Angle d'incidence 90°

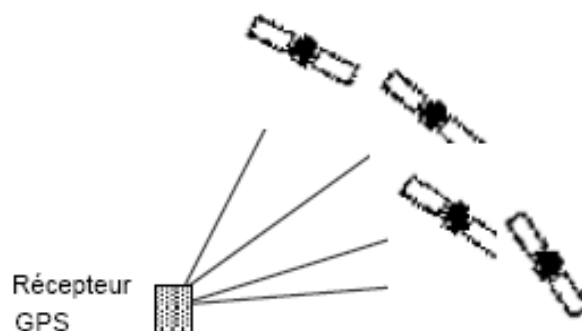


FigIV.4: Faible angle d'incidence

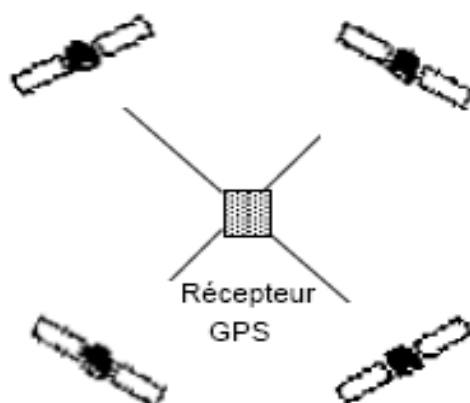
La géométrie des satellites à une incidence directe sur l'exactitude du positionnement. Le positionnement absolu le plus précis s'obtient lorsque les satellites sont bien répartis dans le ciel (un satellite au zénith et les autres, également répartis à une hauteur approximative de 20°), les conditions géométriques ne sont plus optimales lorsque les satellites sont regroupés dans un seul quadrant du ciel, puisqu'elle contribue à l'exactitude du positionnement, la géométrie des satellites est quantifiée au moyen d'un paramètre de diminution de la précision d'origine géométrique GDOP (Geometry dilution of précisions).

Afin de connaître la précision de la position, il faut multiplier l'erreur introduite par les satellites par un facteur qui dépend de la géométrie des satellites sélectionnés en fonction de la position du récepteur (GDOP), par le GDOP, l'utilisateur obtient une estimation du niveau d'exactitude du positionnement absolu en fonction des quatre composantes estimées (trois coordonnées et le temps).

Lorsque les satellites sont groupés, comme sur la figure (Fig IV.5), le GDOP obtenu est très grand, et la position imprécise, par contre dans la figure (FigIV.6) le GDOP obtenue est favorable, et la position est précise.



FigIV.5: GDOP très grand et une position imprécise.



FigIV.6: Un bon GDOP et une position précise.

D'autres types de DOP (diminution de la précision), permettent d'obtenir des estimations de l'exactitude de la position, suivant l'horizontale et suivant la verticale comme l'indique le tableau.

Acronyme	Type	Composante de la position
GDOP	Géométrie	Position 3D et temps
PDOP	Position	Position 3D
HDOP	Horizontale	Position horizontale 2D
VDOP	Verticale	Hauteur 1D

TabIV.1: Types de DOP

L'information nécessaire pour calculer les DOP est la même que celle qui est nécessaire pour le calcul de la disponibilité des satellites et l'établissement de la carte du ciel (un fichier d'almanach ou d'éphémérides récentes, la latitude et la longitude approximatives, la date et la période d'intérêt).

En positionnement GPS, plus le PDOP est faible, meilleurs sont les résultats obtenus. Un PDOP de 5 ou de 6 est habituellement recommandé comme limite supérieure pour le positionnement, en particulier pour de courtes périodes d'observation (quelques minutes).

Le facteur HDOP est le plus important puisque de lui dépend directement la précision de la position horizontale. Un HDOP supérieur à 12 ne permet plus de donner une position avec une fiabilité suffisante.

6. Erreurs des horloges

L'instabilité des horloges est la source d'erreur la plus importante dans les mesures GPS, les horloges des satellites sont les plus stables et leurs dérives impliquent seulement des variations de 10 à 30m sur la mesure de la distance satellite-station, par contre la grande instabilité des horloges des récepteurs induit un décalage de 10 à 100m, la correction d'horloge satellite est modélisée à partir des données du message de navigation par contre la correction d'horloge récepteur est estimée lors du calcul.

Pour éliminer les erreurs d'horloge on observe d'un récepteur deux satellites en même temps.

Les observations contenant la même erreur d'horloge du récepteur, leur différence élimine cette erreur, c'est la simple différence, en utilisant deux stations et deux satellites, on construit deux simples différences, la différence entre ces deux simples différences supprime les erreurs d'horloge satellite, c'est la double différence.

La stratégie des doubles différences implique des mesures GPS en réseau, ces réseaux de plusieurs stations GPS permettent d'assurer les observations simultanées nécessaires au bon fonctionnement du positionnement relatif.

On a
$$\Delta t = \Delta T + dt + \Delta t'$$

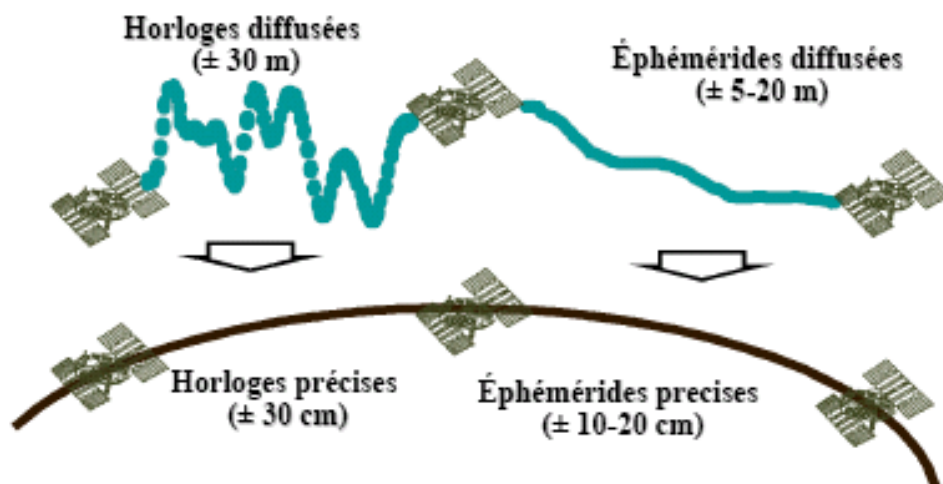
Où : Δt est le temps de propagation mesuré, ΔT le temps de propagation vrai, dt la correction d'horloge satellite et $\Delta t'$ la correction d'horloge récepteur.

7. Erreurs des orbites

L'erreur d'orbite est la différence entre la position d'un satellite calculée au moyen des éphémérides diffusées et la position réelle du satellite dans l'espace, l'influence des orbites sur la détermination dépend du mode de positionnement, pour un positionnement absolu, l'erreur sur la position du satellite affecte directement la position de la station lorsqu'on utilise en temps réel les éphémérides radiodiffusées, on obtient un positionnement à 10m près.

Lors d'un positionnement relatif, l'erreur introduite par les orbites sur la ligne de base est proportionnelle à la longueur de la ligne, les orbites radiodiffusées utilisées pour le

positionnement en temps réel ont généralement une précision de quelques mètres, ce qui implique une erreur de plusieurs centimètres sur une ligne de base de 100 km.



FigIV.7: Erreurs d'éphéméride et d'horloge

8. Variations du centre de phase des antennes

Dans le récepteur le point par rapport auquel se fait la mesure est le centre de phase, on a besoin de connaître précisément la position de ce point pour ramener la mesure à un point matérialisé au sol, la position du centre de phase n'est pas constante pour la décrire on utilise un excentrement constant en particulier une hauteur par rapport à un point matérialisé de l'antenne, mais aussi une partie variable en fonction de l'azimut et de l'élévation du satellite et ce pour chacune des longueurs d'ondes, de plus, les centres de phase pour les deux porteuses L_1 et L_2 ne sont pas identiques.

Des tables de corrections de la position du centre de phase en fonction de l'élévation et de l'azimut du satellite émetteur peuvent être utilisées, ces tables sont utilisées dans la modélisation des observations théoriques.

9. Erreur due à l'effet doppler

L'effet doppler est un phénomène dû à la mobilité du récepteur par rapport au satellite il entraîne une variation dans la fréquence du signal reçu appelée décalage doppler.

Ce décalage en fréquence dépend essentiellement de deux facteurs la direction et vitesse du

déplacement.

$$f = F \frac{v}{\lambda}$$

Où :

v : La vitesse relative de récepteur.

f : La fréquence émise par le satellite.

F : la Fréquence reçue par la station.

Le décalage doppler Δf s'exprime par la formule suivante :

$$\Delta f = F \frac{v \cdot \cos \Psi}{c}$$

Où : ψ est l'angle entre le signal reçu et la direction de vecteur vitesse de récepteur.

Le décalage doppler introduit une modulation de fréquence aléatoire, donc il introduit des erreurs sur le calcul de distance récepteur satellite.

Conclusion

Le but initial du GPS est la navigation, la précision est l'un des facteurs essentiels donc moins il y a d'erreur plus la précision est meilleure et c'est ce que nous voyons dans ce chapitre ainsi que les différents types d'erreurs et les moyens de les atténuer ou carrément de les corriger.

Conclusion

Générale

Conclusion

Au travers de ce travail, on a tenté de montrer que le GPS n'est pas simplement un appareil de mesure d'une position sur la Terre, mais qu'il est utilisé dans un grand nombre d'applications et de domaines d'activité. En effet, la communauté civile a trouvé, dès la mise en place du projet GPS, un intérêt manifeste à développer des solutions pour la localisation et la navigation.

On voit ainsi que le GPS s'impose comme un véritable outil d'aide à la navigation dans de nombreuses applications civiles. Toutefois les responsables sont conscients qu'ils dépendent d'une administration américaine et ont ainsi développé des systèmes combinés où l'accent est mis sur le contrôle.

Et si on se pose la question *Allons-nous vers une banalisation du positionnement ?*, on peut apporter les réponses et les perspectives suivantes:

- la localisation d'un lieu géographique restera une donnée essentielle pour la plupart des activités humaines et pour la gestion de ressources naturelles;
- le GPS ne résout pas tout seul l'ensemble des problèmes de navigation et de positionnement;
- le GPS ouvre une voie prometteuse pour le développement de systèmes de navigation fiables, précis et à la portée d'un large public.

Ainsi on peut parler de banalisation quant à l'utilisation d'un système de navigation, dans le sens où ce dernier est accessible à tous et facile à utiliser. Par contre l'utilisation de GPS pour améliorer la sécurité de l'homme pour économiser de l'énergie, pour faciliter les transports n'est de loin pas banale et offre de fantastiques débouchés pour ces nouvelles technologies.

Bibliographie

Bibliographie

- [1] Globale Positioning System, Inertial Navigation, and Integration : MOHINDER S. GREWAL ; LAWRENCE R. WEILL ; ANGUS P. ANDREWS ; John Wiley & Sons Ltd ; 2001
- [2] Understanding GPS , principles and Applications, Second Edition: Elliott D. Kaplan ; Christopher J. Hegarty ; édition ARTECH HOUSE, inc. ; 2006
- [3] Intelligent Positioning GIS-GPS Unification: GEORGE TAYLOR ; GEOFF BLEWITT ; édition John Wiley & Sons Ltd; 2006
- [4] Applied Satellite Navigation Using GPS, GALILEO, and Augmentation Systems : Ramjee Prasad; Marina Ruggieri; ARTECH HOUSE; 2005
- [5] GPS et Galileo Systèmes de navigation par satellites, Jean –Marc pièplu ; édition EYROLLES.
- [6] www.wikipedia.com
- [7] www.gps.oma.be/fr
- [8] www.colorado.notes/gps/gps_fhtml Edu/geography/gcraft/
- [9] www.mit.edu
- [10] www.hydro.marseille.com