

- Quand la tension = 0 volt → Elévation = 0°
- Quand la tension = 5 volt → Elévation = 180°

L'azimut de l'antenne est récupérée à travers le pin6 de la fiche DIN du rotor.

- Quand la tension = 0 volt → Azimut = 0°
- Quand la tension = 5 volt → Azimut = 450°

Ces données sont comparées aux valeurs du site et de l'azimut générées par le logiciel de prévision, en utilisant des amplificateurs différentiels (LM324).

Les transistors (BC546) amplifient les courants de commande des moteurs, Azimut (Left, Right) et Elévation (Up, Down), à travers les broches 2, 3, 4 et 5 de la fiche DIN, de telle façon que la différence à la sortie des amplificateurs différentiels soit nulle.

- 2 → Pour augmenter l'azimut de l'antenne (RIGHT)
- 3 → Pour augmenter l'élévation de l'antenne (UP)
- 4 → Pour diminuer l'azimut de l'antenne (LEFT)
- 5 → Pour diminuer l'élévation de l'antenne (DOWN)

Un interrupteur est installé pour désactiver l'interface de poursuite, quand ce commutateur est sur ON, la commande manuelle de l'antenne à travers le pupitre de commande du rotor est impossible ; l'antenne sera positionnée selon les valeurs chargées dans l'interface. Une fois que le commutateur est sur OFF, le contrôle manuel du rotor de l'antenne redeviendra actif.

Concernant la partie logicielle, nous avons choisi de travailler avec le logiciel WxTRACK [WXT00] développé par David Taylor. WXtrack peut diriger un certain nombre de systèmes de poursuite d'antenne connus, que ce soit via le port parallèle ou le port série.

### 6.3. Validation des résultats

Pour réaliser la poursuite automatique, il faudra réaliser le montage donné sur la figure 3.16.

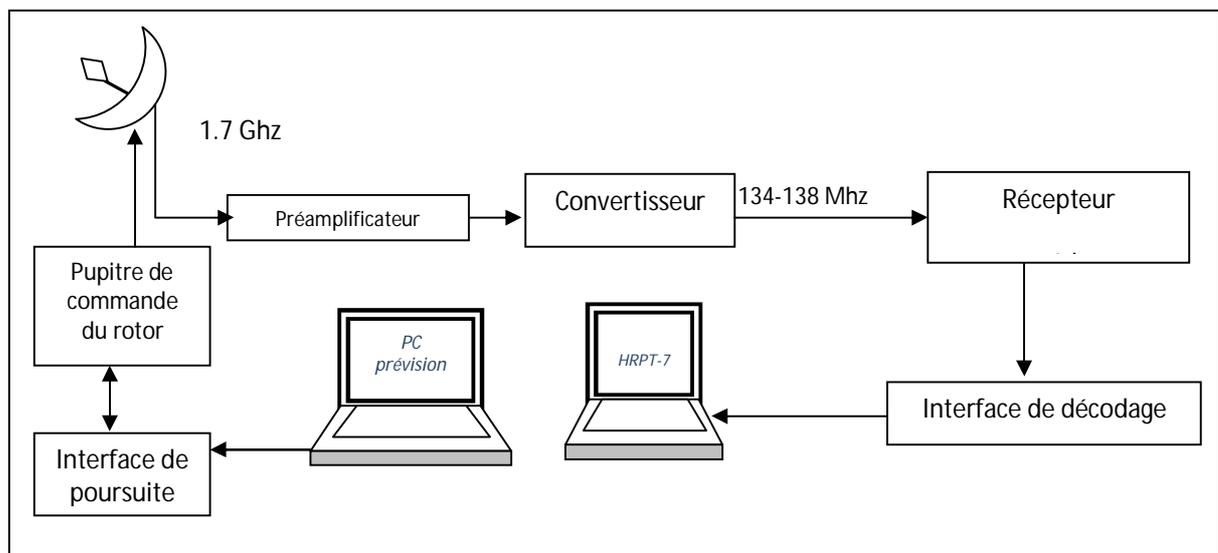


Figure 3.16. Chaîne de réception automatique des images NOAA HRPT

#### 6.3.1. Test avec un satellite géostationnaire

Pour tester le bon fonctionnement de ce système de poursuite, nous l'avons d'abord utilisé pour la réception des images issues d'un satellite géostationnaire de type Meteosat (fixe par rapport à la

station) et dont nous connaissons la position (Azimut de  $180^\circ$  et élévation de  $45^\circ$ ). Nous avons commencé par éloigner l'antenne de la position du satellite, pour bien se rendre compte du déplacement de l'antenne. En lançant la réception de l'image, l'antenne s'est dirigé progressivement vers l'azimut  $180^\circ$  et l'élévation  $45^\circ$ , ce qui correspond à la position exacte du satellite. Comme ce dernier est stationnaire par rapport à la station, l'antenne s'est stabilisée à cette position. Le signal d'émission était à son maximum, et par conséquent des images WEFAX ont pu être réceptionnées.

### 6.3.2. Test avec les satellites défilant NOAA

Après avoir réalisé le montage de la chaîne de réception automatique, nous avons procédé à la poursuite des satellites défilant de la série NOAA pour la réception des images HRPT. Nous avons attendu qu'un satellite passe au-dessus de la station avec une élévation maximale supérieure à  $20^\circ$ .

Nous avons réglé le récepteur HRPT sur la fréquence d'émission du satellite, et nous avons lancé la poursuite à partir du logiciel WxTRACK. L'antenne s'est déplacée automatiquement en site et en azimut pour, dans un premier temps, pointer le satellite en question, puis le suivre progressivement afin de toujours le pointer durant tout son passage au-dessus de la station assurant ainsi une acquisition du signal sans interruption. Plusieurs images ont pu être réceptionnées de cette manière.

### 6.3.3. Amélioration de l'interface de poursuite

L'interface de poursuite LAAR-Track26, a été remplacée par la suite par un dispositif plus performant et surtout autonome doté du microcontrôleur PIC 16F84 [AYA07].



Figure 3.17. Interface Auto-Tracking (KIT-LAAR39)

Dans cette nouvelle interface (KIT-LAAR39), la tension est convertie en valeur numérique par un convertisseur A/N 12 bits à deux canaux LTC1298CN8 (site et azimut). C'est le microcontrôleur qui assure la comparaison des valeurs numériques reçues sur sa ligne de communication RS232 à celles transmises par le convertisseur A/N, et qui asservit la suite les moteurs du rotor de l'antenne.

L'interface est également dotée d'un afficheur à cristaux liquides (LCD 2x16 caractères) qui affiche sur la première ligne, les données de site et d'azimut à atteindre, communiquées par le programme de poursuite, et sur la deuxième, les valeurs actuelles des positions du moteur.

## 6.4. Résultats de la réception automatique

Afin de refléter l'amélioration apportée par l'automatisation, une comparaison a été établie entre la qualité des images reçues automatiquement et manuellement [RAH09]. La figure 3.18. représente une comparaison entre la qualité des images HRPT reçues manuellement et automatiquement. Le facteur de qualité peut prendre trois valeurs:

- Facteur = 0: pas de réception
- Facteur = 1: Mauvaise réception (image avec défauts)
- Facteur = 2: réception de bonne qualité.

Avec la réception manuelle, nous avons souvent été face à des coupures dans la réception, ce qui engendre des lignes noires horizontales sur les images reçues. Ces interruptions du signal sont

principalement dues à l'imprécision des manœuvres de l'opérateur qui déplace l'antenne manuellement, et qui est parfois réticent pour trouver la meilleure position de l'antenne.

Nous pouvons clairement constater que, la mise en place de la réception automatique, les images NOAA HRPT ont été reçus avec une qualité supérieure. Toutefois, dans certains cas (comme le 27/02/2008), il se peut qu'il n'y ait aucun signal reçu, la plupart du temps en raison de mauvaises conditions météorologiques.

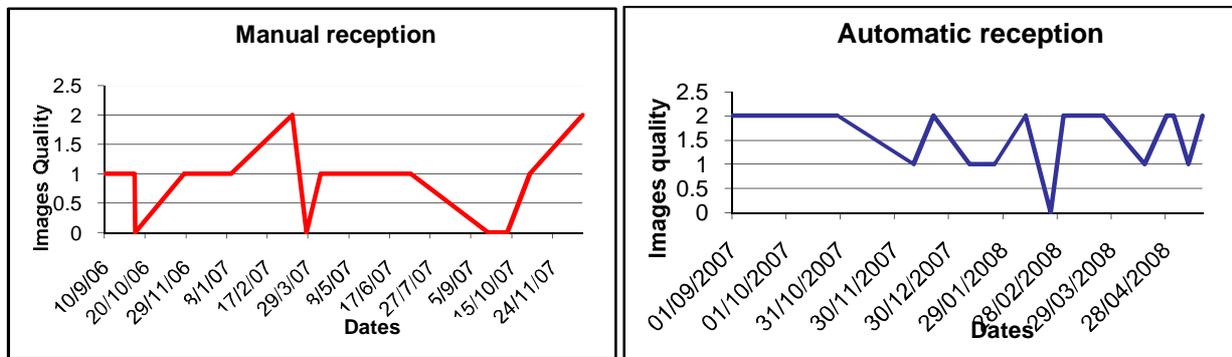


Figure 3.18. Comparaison entre la qualité des images HRPT reçues manuellement et automatiquement

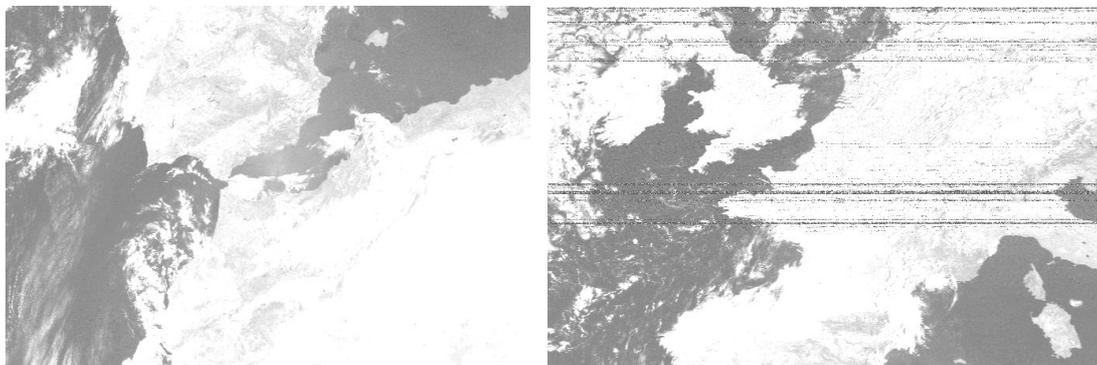


Figure 3.19. Comparaison entre la qualité de deux images HRPT (gauche : réception manuelle, droite :réception automatique)

### 7. EXPLOITATION DES IMAGES HRPT RECUES

Disposant d'une bases de données riches en images de différents formats, nous présentons ci-dessous quelques images HRPT reçues par notre station, analysées et traitées par le logiciel HRPTreader [HRPXX] développé par David Taylor pour diverses applications.

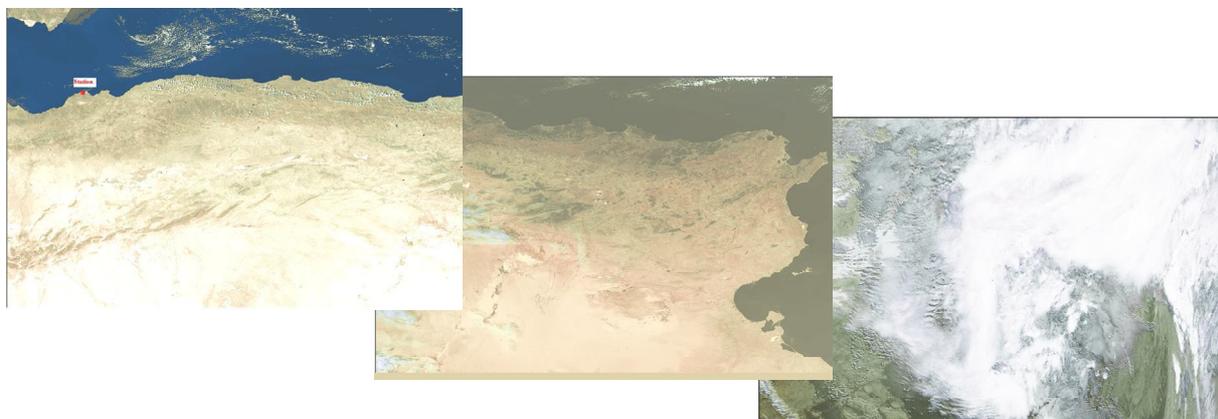


Figure 3.20. Images HRPT traitées en fausses couleurs par le logiciel HRPTreader

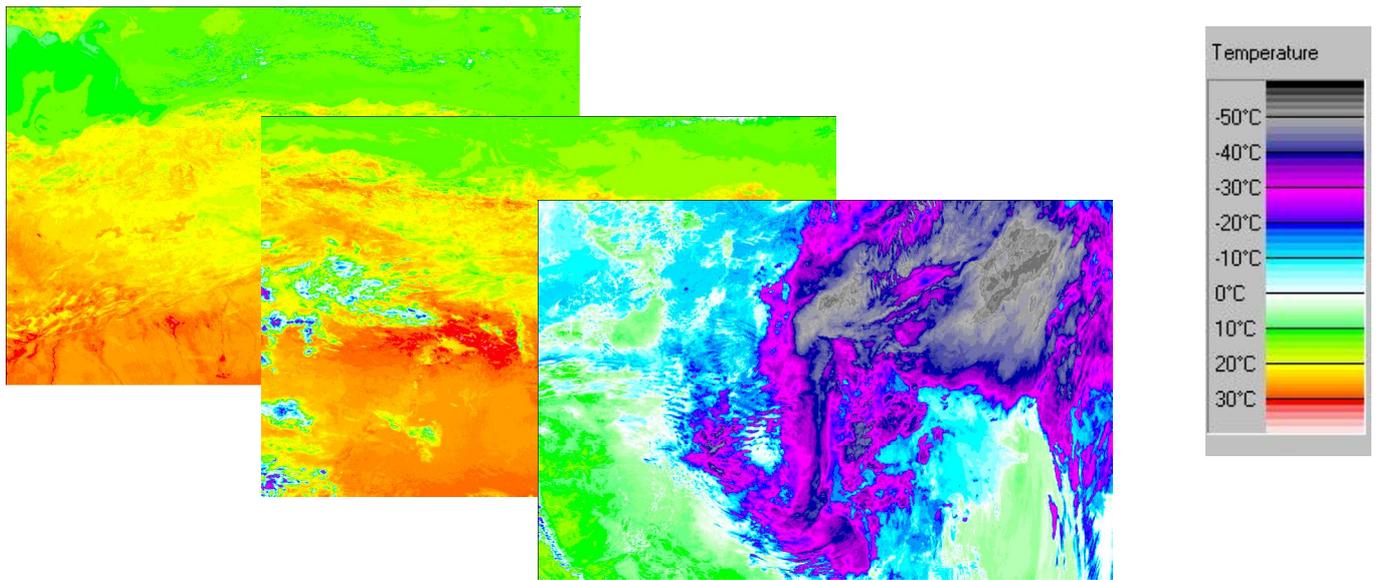


Figure 3.21. Cartes des températures de quelques Images HRPT réalisées par le logiciel HRPTreader

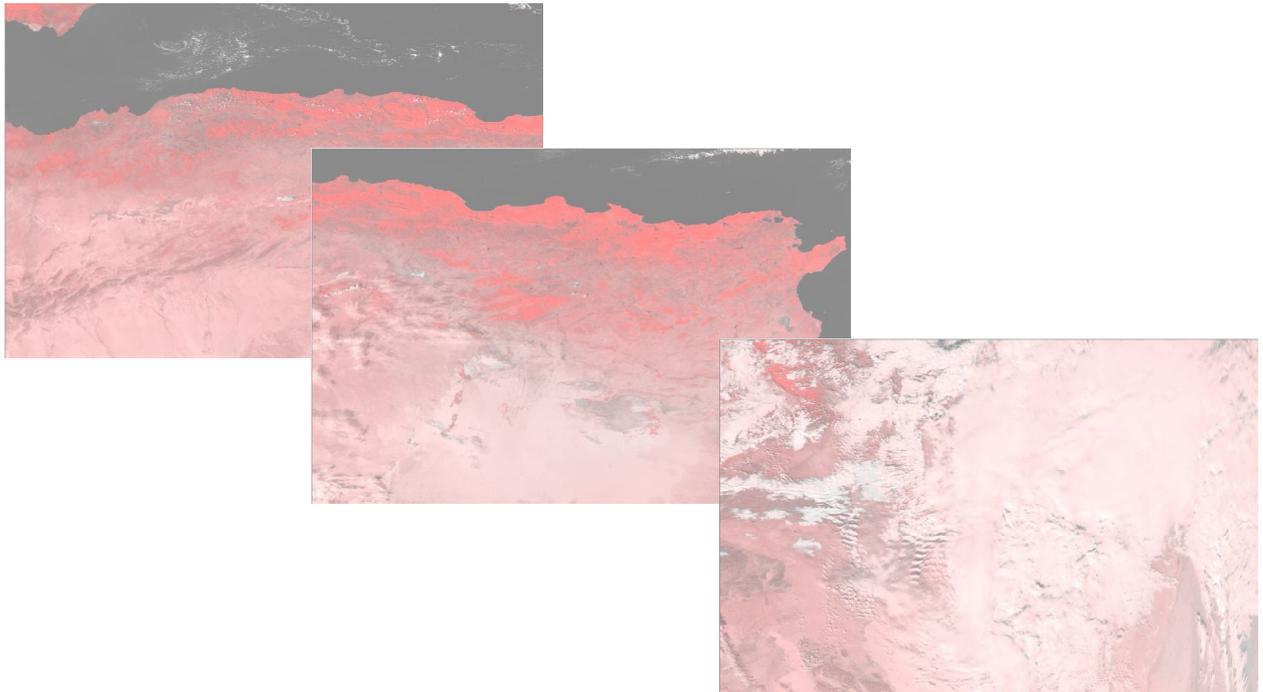


Figure 3.22. Cartes de végétation de quelques Images HRPT réalisées par le logiciel HRPTreader

## **PARTIE 2 :**

# **APPLICATION DES DONNEES GPS POUR LA LOCALISATION DE STATIONS GEODESIQUES.**

# CHAPITRE 4

## LES SYSTEMES DE POSITIONNEMENT PAR SATELLITES

### 1. INTRODUCTION

L'acronyme GNSS englobe l'ensemble des systèmes de navigation par satellite. Les systèmes GPS, GLONASS, le futur GALILEO, COMPASS sont tous des GNSS. Un système GNSS représente plus qu'un "simple" système de positionnement par satellite. Il doit en effet satisfaire d'autres exigences :

- Fournir des informations de navigation en temps réel, donc présenter une disponibilité continue, associé à des niveaux de précision spécifiés;
- Assurer l'intégrité des informations fournies. Les utilisateurs doivent être capables de vérifier et/ou de s'assurer que la position affichée est bonne et sûre. Ce sera une grande avancée de GALILEO par rapport à GPS : une telle information d'intégrité sera transmise et rendue disponible aux utilisateurs. L'intégrité peut être définie comme une information significative du bon fonctionnement du système et qui conditionne le degré de confiance que l'on peut lui accorder à un instant donné.
- Présenter des garanties et des responsabilités quant aux incidents éventuels de fonctionnement. Ce n'est a priori pas le cas du GPS actuel. A nouveau ce sera le cas du système GALILEO.

La mise en place récente des systèmes SBAS (Satellite Based Augmentation System ) est une première étape dans le sens d'établir un système GNSS mondial. Il s'agit d'un ensemble de satellites géostationnaires destinés à renseigner en temps réel les utilisateurs de GPS sur la qualité de signaux qu'ils reçoivent. Trois ensembles ont actuellement en activité : EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) pour l' Europe , WAAS (Wide Area Augmentation System) pour les Etats-Unis, CWAAS pour le Canada, et MSAS ( Multifunctional Transport Satellite Space-Based Augmentation System appelé aussi QZSS : Quasi-zenith Satellite System) pour le Japon. Le système SNAS (Satellite Navigation Augmentation System) de la Chine entre dans cette catégorie. L'Inde a également entrepris d'implanter son propre système GAGAN (GPS And GEO Augmented Navigation) en attendant un système plus vaste IRNSS (Indian Regional Navigation System) . La Russie prépare le système SDCM en complément du système GLONASS.

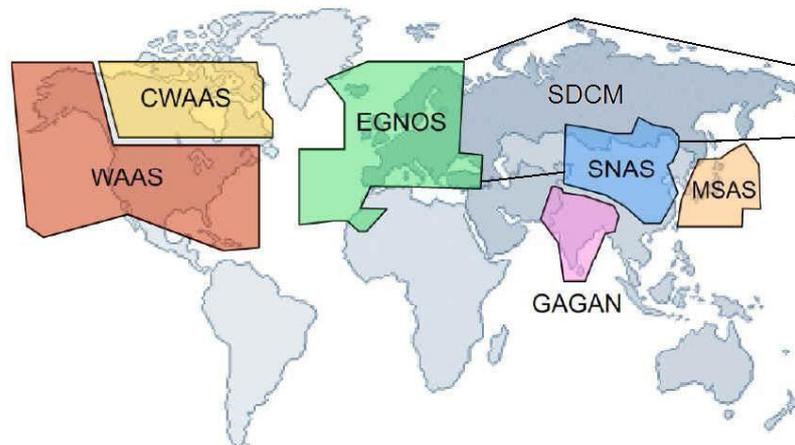


Figure 4.1. Systèmes SBAS (Satellite Based Augmentation System ) actuels

## 2. LE SYSTEME DE POSITIONNEMENT GPS (GLOBAL POSITIONING SYSTEM)

### 2.1. Le principe de fonctionnement du système GPS

Le principe de positionnement GPS repose sur celui de la trilatération spatiale. Pour déterminer la position d'un récepteur dans l'espace tridimensionnel, nous devons connaître la distance entre lui et un certain nombre de satellites. En théorie, 3 satellites suffisent pour déterminer cette position. L'éphéméride des satellites étant disponible à tout instant, on connaît donc précisément la position des satellites. Il ne reste alors plus qu'à déterminer les 3 distances séparant le récepteur de chacun des 3 satellites.

Pour cela, on définit 3 sphères, chacune centrée sur un satellite et de rayon respectif leur distance au récepteur. L'intersection de ces 3 sphères donne 2 points, dont un seul est cohérent avec la surface de la Terre.

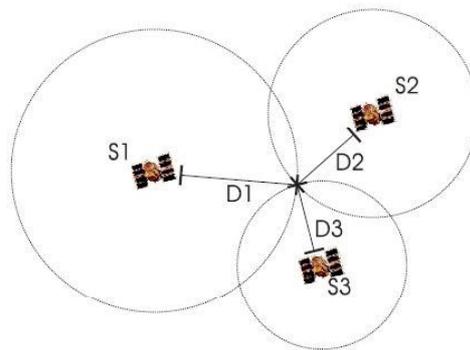


Figure 4.2. Principe de la trilatération

Pour mesurer la distance, on mesure le temps mis par une onde transmise pour la parcourir. La célérité des ondes transmises est proche de celle de la lumière, Il est donc important que cette mesure soit précise. En effet, on montre qu'en utilisant la formule  $Distance = vitesse \times temps$ , une erreur d'une microseconde implique une erreur de distance d'environ 300 mètres.

Les horloges internes des satellites sont dotées d'une très grande précision et prennent même en compte la relativité générale. On relève cependant des imprécisions au niveau du récepteur. On montre donc la nécessité d'un 4ème satellite pour déterminer le positionnement. Compte tenu des erreurs, les 4 satellites vont permettre de résoudre une équation à 4 inconnues qui sont la position du récepteur dans les 3 dimensions de l'espace et le décalage du récepteur avec l'heure GPS.

Il suffit alors de déterminer l'erreur commune aux 4 mesures et de la retrancher aux rayons des sphères pour obtenir une position exacte.

### 2.2. Caractéristiques des signaux GPS

Pendant la phase de conception du GPS, parmi diverses bandes de fréquence, l'utilisation de la bande L des ondes électromagnétiques a été retenue. Cette bande de fréquence donne une puissance d'onde reçue acceptable pour une puissance d'émetteur raisonnable et permettant de couvrir toute la terre.

Les signaux radios transmis par GPS sont très complexes. La raison de cette complexité est que le GPS est un système de mesure descendant (les récepteurs sont passifs).

Les signaux GPS se composent de deux composants, Link1 ou L1, à une fréquence centrale de 1575.42 MHz, et Link2 ou L2, à une fréquence centrale de 1227.6 MHz.

Chaque fréquence centrale est un multiple cohérent d'une horloge principale de 10.23 MHz:

$$L1 = 1575.42 \text{ MHz} = 154 \times 10.23 \text{ MHz}$$

$L2 = 1227.6 \text{ MHz} = 120 \times 10.23 \text{ MHz}$

La largeur de bande du signal GPS doit être d'environ 20 MHz pour pouvoir contenir l'information exigée. Il y a deux genres d'information ; les bruits pseudo-aléatoires (PRN<sup>1</sup>) et le message radiodiffusé.

| paramètres             | L1                         | L2  |
|------------------------|----------------------------|---|
| Fréquence(MHz)         | $154 \times 10.23=1575.42$ | $120 \times 10.23=1227.60$                  |
| Longueur d'onde(cm)    | 19.04                      | 24.42                                       |
| paramètres             | Signal C/A                 | Signal P                                    |
| Taux d'horloge de code | 1.023 Mbps                 | 10.23 Mbps                                  |
| Longueur du code       | 1023 bits                  | $6 \times 10^{12} \text{ bits}$ ; 1 semaine |
| Taux des données       | 50bps                      | 50 bps                                      |
| Porteuse               | $L_1$                      | $L_1, L_2$                                  |

Structure des données

| Subframe | Dix mots de 30-bit ; subframe de 6s                 |
|----------|---|
| 1        | Bloc 1 - Correction d'horloge+ qualité de satellite |
| 2        | Bloc 2 -éphémérides                                 |
| 3        | Bloc 3 - reste des éphémérides                      |
| 4        | Bloc 4 - Almanach +Ionosphère + Correction UTC      |
| 5        | Bloc 5 -Almanach(25 frame pour almanach complet)    |

Tableau 4.1. Résumé des paramètres des signaux GPS et des formats de données

Les signaux GPS sont générés dans les satellites en tant qu'ondes sinusoïdales pures, puis sont modulés. Pour cela on utilise les codes PRN et les données de navigation.

Les informations constituant le signal GNSS (code(s) pseudo-aléatoire(s) et message de navigation) sont véhiculées sur l'onde porteuse sous la forme de codes binaires suivant la technique de modulation par inversion de phase (ou BPSK pour Binary Phase Shift Keying). Cette modulation consiste à inverser la phase de la porteuse en fonction de la valeur du code binaire (0 ou 1) comme illustré sur la figure 1.4. Pour plus de détails sur cette technique de modulation, se référer à [KAP96]

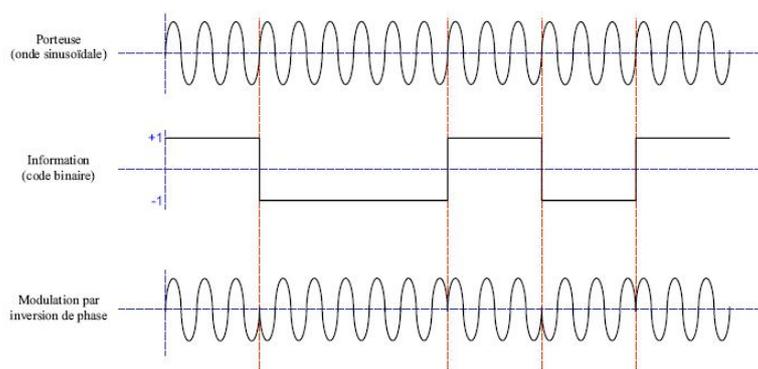


Figure 4.3. Modulation de l'information binaire sur l'onde porteuse par inversion de la phase.

Chaque satellite transmet deux codes PRN différents : le code C/A (Coarse/Acquisition) et le code P(Y) Précis. Le code C/A est une série de  $2^{10}-1 = 1023$  chiffres binaires à la période d'une

<sup>1</sup> Pseudo Random Noises

milliseconde et à la longueur d'onde de 300 m. Chaque satellite envoie son propre code C/A. Il y a 32 codes C/A différents plus 4 codes C/A supplémentaires pour le secteur de commande.

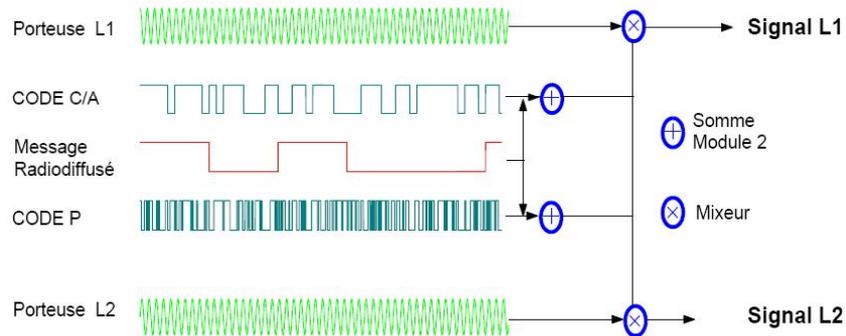


Figure 4.4. La génération des signaux GPS

Le code P est un code long de  $2.35 \times 10^{14}$  bits et une fréquence de 10.23 Mbps (millions de bits par seconde) et une longueur d'onde de 30 m. La mesure sur ce code est plus précise en raison de la longueur d'onde plus petite. Le code P se répète après 266 jours. Chaque satellite transmet un segment d'une semaine de code P qui se répète à partir de chaque dimanche à 0h. [ICD97].

#### Le message radiodiffusé

L'utilisateur doit connaître les positions des satellites au moment de l'émission des ondes. Pour résoudre ce problème, un message radiodiffusé est superposé aux porteuses L1 et L2 avec les codes PRN. Chaque satellite diffuse son propre message, qui se compose des paramètres orbitaux (éphémérides), des informations sur l'horloge du satellite, l'état de fonctionnement du satellite, et des paramètres de correction ionosphérique. Le message radiodiffusé est envoyé à 50 bits par seconde. Il faut 12.5 min pour que toutes les informations parviennent au récepteur mais les éléments orbitaux se répètent toutes les 30 secondes (voir tableau 4.1).

### 2.3. Les composantes du système GPS

Le système GPS comprend 3 composantes principales:

- La composante spatiale constituée (nominalement) de 24 satellites en orbite autour de la Terre,
- La composante de contrôle formée de stations de poursuite au sol,
- La composante utilisateur qui comprend les récepteurs.

#### 2.3.1. La composante spatiale

Les satellites NAVSTAR (NAVigation Satellite Timing And Ranging) sont répartis sur 6 plans orbitaux (4 satellites par plan) dont l'inclinaison est de  $55^\circ$  par rapport à l'équateur terrestre. Ils suivent une orbite quasi-circulaire à une altitude de 20 000 à 20 500 km qu'ils parcourent en 11 h 58 min 2 s, soit un demi-jour sidéral. Ainsi, les satellites, vus du sol, reprennent la même position dans le ciel au bout d'un jour sidéral.

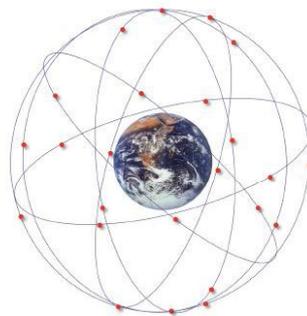


Figure 4.5. Configuration des orbites des satellites NAVSTAR

A ce jour, (fin 2012), le système est constitué d'une constellation de 30 satellites NAVSTAR. Les générations successives de satellites sont désignées sous le nom de « Blocs » :

- Bloc I : les satellites du Bloc I sont les 11 premiers satellites du système, mis en orbite entre 1978 et 1985, ils étaient prévus pour une mission moyenne de 4,5 ans et une durée de vie de cinq ans, mais leur durée de vie moyenne s'éleva à 8,76 années ; 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 ;
- Bloc II : les satellites du Bloc II sont 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. Bien qu'on ait estimé leur durée de vie à 7,5 ans, la plupart d'entre eux sont restés en fonction pendant plus de dix ans. Il ne reste plus aucun satellite du Bloc II actif ;
- Bloc IIA : les satellites du Bloc IIA, au nombre de 19 et lancés entre 1990 et 1997, correspondent à une version perfectionnée des satellites du Bloc II initial. Ils sont équipés de deux horloges atomiques au césium et de deux horloges au rubidium. Ils ont marqué à partir de 1993 le début de la phase opérationnelle du GPS. En 2011, 9 satellites du Bloc IIA sont toujours actifs ;
- Bloc IIR : les satellites du Bloc IIR sont dotés d'une meilleure autonomie, 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 trois horloges atomiques au rubidium. Vingt-et-un satellites du Bloc IIR ont été lancés, le dernier le 17 août 2009. Vingt sont actifs. Les huit derniers sont désignés sous le sigle IIR-M parce qu'ils émettent un nouveau code civil (L2C) et un nouveau code militaire (M). Le satellite IIR-M7 a été modifié pour émettre le nouveau signal sur la fréquence L5, qui sera implanté sur les satellites du Bloc F ;
- Bloc IIF : les satellites du Bloc IIF sont au nombre de 12, le premier de la série a été lancé en mai 2010, le second en juillet 2011. Ces satellites émettent un nouveau signal L5 ;
- 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 choisi pour réaliser 32 satellites. Une première série composée de 8 satellites (Bloc IIIA) doit être lancée à partir de 2014.

### 2.3.2. La composante de contrôle

Les stations de poursuite de la composante de contrôle ont pour principale fonction de calculer la trajectoire des satellites GPS et d'estimer les erreurs de temps des horloges à bord des satellites. Les 5 stations de poursuite d'origine sont situées sur les îles d'Ascension (océan Atlantique), de Diego Garcia (océan Indien), de Kwajalein et d'Hawaï (océan Pacifique) ainsi qu'à Colorado Springs (station-maîtresse).

Aujourd'hui, une quinzaine de stations de poursuite composent ce réseau. Les stations de poursuite sont équipées, entre autres, de récepteurs GPS stationnés sur des points géodésiques dont les coordonnées sont précisément connues. Les observations recueillies permettent de calculer la position des satellites sous forme d'éphémérides et de calculer des corrections aux horloges à bord des satellites. Cette information est communiquée aux satellites, qui l'emmagasinent en mémoire de leur ordinateur de bord, pour être par la suite rediffusée aux utilisateurs. Cette information est transmise aux utilisateurs, via les signaux émis par les satellites eux-mêmes.



Figure 4.6. Les cinq stations de poursuite et de contrôle du système GPS

### 2.3.3. La composante utilisateur

Enfin, la composante utilisateur comprend les récepteurs utilisés pour se positionner. Ces récepteurs passifs ne font que recevoir les signaux transmis par les satellites GPS. Ils ont pour fonctions de mesurer des distances entre l'antenne-réceptrice et les satellites-émetteurs, de décoder les messages radiodiffusés qui contiennent les corrections d'horloges des satellites et les éphémérides servant aux calculs de la position des satellites au temps d'observations, et de calculer la position de l'utilisateur. Plusieurs types de récepteurs offrent des fonctions de navigation et la possibilité de sauvegarder les coordonnées calculées et les observations.

| Type de mesure                        | Précision moyenne |
|---------------------------------------|-------------------|
| GPS (usage civil)                     | 3-8m              |
| GPS (usage militaire)                 | 1-3m              |
| GPS différentiel                      | <1m               |
| GPS différentiel avec post-traitement | quelque cm        |

Tableau 4.2. Précision des mesures GPS

## 2.4. Les types d'observations GPS

Il existe 3 types d'observations GPS possibles: les mesures de pseudo-distance, les mesures de phase de l'onde porteuse et les mesures de fréquence Doppler.

### 2.4.1. La mesure de pseudo-distance

C'est une mesure du temps de propagation requis pour qu'une marque horaire transmise par un satellite atteigne le récepteur sur Terre. Ces marques horaires sont codées sur les ondes porteuses par la technique de modulation de phase. Afin qu'un récepteur puisse reconnaître le satellite observé, chaque satellite transmet un code qui lui est propre. Une réplique de la séquence du code est générée par le récepteur en même temps qu'au satellite. Le décalage que doit subir la réplique afin de coïncider avec le code reçu correspond au temps de propagation qu'a pris le signal pour parcourir la distance satellite-récepteur. Cette différence de temps multipliée par la vitesse de la lumière dans le vide donne une mesure de distance. Cette mesure est faussée entre autres par la propagation de l'onde dans l'atmosphère ainsi que par les erreurs de synchronisation entre les horloges du satellite et du récepteur. Une erreur de 1/1000 de seconde représente une erreur de distance de 300 km. Pour ces raisons, cette mesure de distance est appelée pseudo-distance.

L'ordre de grandeur de la résolution de la mesure de pseudo-distance effectuée avec le code C/A est d'environ  $\pm 3$  m, celle avec le code P(Y) est d'environ  $\pm 0.3$  m. Cependant, notons que certains récepteurs, récemment introduits sur le marché, permettent des mesures de pseudo-distance sur le code C/A aussi précises que celles effectuées sur le code P(Y). À ces erreurs s'ajoutent, les erreurs

d'horloges, d'orbites, et de réfractions ionosphérique et troposphérique. L'avantage des mesures avec le code P(Y), en plus d'être plus précises, est qu'elles peuvent être corrigées pour le délai ionosphérique puisque le code P(Y) est transmis sur les 2 ondes porteuses de fréquence différente.

L'équation d'observation du code (pseudo-distance) s'écrit :

$$P_r^k = \rho_r^k - (\delta t_r - \delta t^k)c + \text{erreurs} \quad (4.1)$$

Avec

|   |  |
|---|--|
| Indice r                                | Récepteur r  |
| Indice k                                | Satellite k  |
| $P_r^k$                                 | Pseudo-distance entre satellite et récepteur       |
| $\rho_r^k - (\delta t_r - \delta t^k)c$ | Distance géométrique entre satellite et récepteur  |
| $t_r$                                   | Temps réel de la réception du signal par satellite |
| $t^k$                                   | Temps réel de l'émission du signal par satellite   |
| $\delta t_r$                            | Erreur d'horloge du récepteur                      |
| $\delta t^k$                            | Erreur d'horloge du satellite                      |
| c                                       | Vitesse de la lumière                              |

### 2.4.2. La mesure de phase

La mesure de phase de l'onde porteuse consiste à comparer la phase de l'onde reçue au récepteur avec la phase d'une onde générée à l'intérieur du récepteur. Théoriquement, cette différence de phase oscille entre 0 et  $2\pi$ . Cette mesure de phase peut être convertie en mètres puisque l'on connaît la longueur d'onde de l'onde porteuse. Malheureusement, le nombre entier de longueur d'onde initial contenu dans la distance récepteur-satellite n'est pas mesurable par le récepteur. Cette inconnue est appelée l'ambiguïté de phase initiale. Par contre, le récepteur est à même de compter le nombre entier de cycles (ainsi que la partie fractionnaire) cumulé depuis l'époque (ou le temps) d'observations initiale, s'il n'y a pas d'interruption dans la réception du signal.

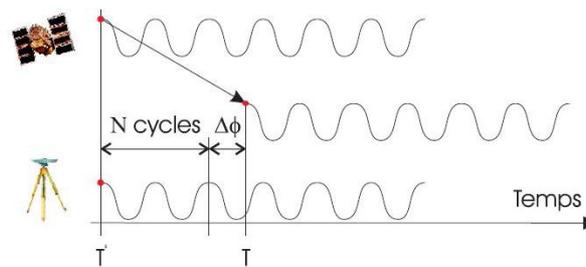


Figure 4.7 Principe de la mesure de phase

Les interruptions provoquent des sauts de cycles et sont principalement causées par les obstructions (édifices, montagnes, arbres, ...) entre les satellites et le récepteur. La mesure de phase peut être interprétée comme une mesure précise de la variation de la distance récepteur-satellite depuis l'époque initiale. Si l'ambiguïté de phase initiale peut être résolue, la mesure de phase ainsi corrigée représente une mesure précise de la distance récepteur-satellite. La résolution d'une mesure de phase est de quelques millimètres.

L'équation d'observation de base s'écrit sous la forme :

$$\phi_{r,i}^k = \rho_r^k - \lambda_i N_{r,i}^k - (\delta t_r - \delta t^k)c + \text{erreurs} \quad (4.2)$$

Les notations sont identiques à l'Equation (4.1), avec :

$i=1$  ou  $2$  Mesures sur les fréquences L1 ou L2 respectivement,

- $\phi_{r,i}^k$  Phase de l'onde  $L_i$  envoyée par le satellite  $k$ ,  
mesurée par le récepteur  $r$  et convertie en unité de longueur ;
- $N_{r,i}^k$  Ambiguïté de phase de  $L_i$  pour le satellite  $k$ , mesurée par le récepteur  $r$  ;
- $\lambda_i$  Longueur d'onde correspondant à  $L_i$ .

### 2.4.3. La mesure de fréquence Doppler

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

## 2.5. Positionnement absolu et positionnement relatif

### 2.5.1. Le positionnement absolu

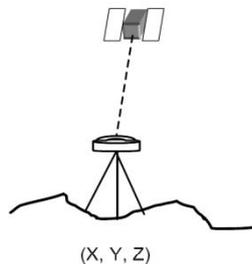


Figure 4.7. Le positionnement absolu

Le type de positionnement dont il a été question jusqu'à présent était effectué à l'aide d'un seul récepteur. Ce type de positionnement se nomme positionnement absolu, puisque seules les observations recueillies par un récepteur contribuent à la détermination de sa position. La précision théorique du positionnement absolu est maintenant d'environ 20 m (depuis mai 2000), depuis que l'armée américaine n'introduit plus volontairement d'erreurs dans les éphémérides ni de variation dans la fréquence nominale des horloges des satellites. Cet autre dispositif de sécurité se nommait la disponibilité sélective (SA: Selective Availability). Il avait pour but de restreindre l'accès au plein potentiel du GPS. Avec ce dispositif, la précision du positionnement horizontal était de  $\pm 100$  m, 95 fois sur 100. La disponibilité sélective était en opération continue depuis 1991. Cette restriction a été levée au début du mois de mai 2000. Avec l'utilisation des éphémérides et des corrections d'horloges précises des satellites, telles que calculées par le Service IGS (International GNSS Service), la précision du positionnement absolu est de l'ordre de quelques décimètres.

### 2.5.2. Le positionnement relatif

Un moyen efficace permettant de réduire l'effet des erreurs inhérentes au GPS est le positionnement relatif.

Le principe consiste à recueillir simultanément des observations à un récepteur localisé à une station de référence dont les coordonnées sont connues. Les mesures de distance sont comparées aux distances théoriques calculées à partir des coordonnées connues de la station et des satellites. Ces différences de distance représentent les erreurs de mesure et sont calculées pour chaque satellite à chaque époque d'observations.

Par la suite, ces différences de distance deviennent des termes correctifs (aussi appelé corrections différentielles) qui sont appliqués aux mesures de distance recueillies par le récepteur mobile. De cette façon, les erreurs d'observations communes de la station de référence et du récepteur

mobile sont éliminées. Les erreurs sont d'autant plus identiques lorsque les 2 récepteurs sont plus rapprochés.

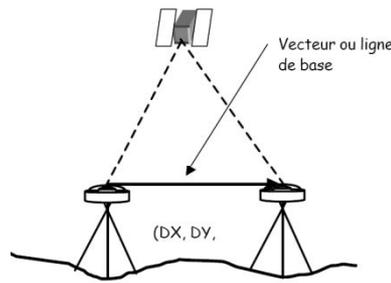


Figure 4.8. Le positionnement relatif

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

Le positionnement relatif réduit plusieurs erreurs inhérentes au système GPS. Malheureusement, le positionnement relatif n'élimine pas les multitrajets, puisque les conditions propices aux réflexions des signaux, sur des surfaces réfléchissantes à proximité des antennes, ne sont pas les mêmes d'un site à l'autre. L'interférence à l'antenne, entre l'onde directe qui arrive du satellite et de l'onde du même satellite qui est réfléchi, cause une erreur dans la mesure de la distance satellite-récepteur. Cette erreur peut atteindre plusieurs mètres pour les mesures de pseudodistance et quelques centimètres pour les mesures de phase.

Lorsque la précision du positionnement relatif est nécessaire en temps réel (par exemple pour la navigation) un lien de communication radio-électrique (VHF, UHF, téléphonie cellulaire, ...) doit être établi pour assurer la transmission des termes correctifs. Un organisme appelé "Radio Technical Commission for Maritime Services" (RTCM) a établi un protocole de communication de corrections différentielles en temps réel. La plupart des services de corrections DGPS (Differential GPS) et les systèmes RTK (Real-Time Kinematic) et RTK en réseau utilisent la norme RTCM.

D'autres services qui offrent un positionnement de précision améliorée en temps réel ont aussi été mis au point ces dernières années. Ils offrent typiquement des précisions de 3 m et de 0.5 m, respectivement.

Si les observations brutes sont préalablement sauvegardées, les utilisateurs pourront opter pour le traitement de leurs observations en temps différé, c'est-à-dire que les corrections pourront être appliquées en post-traitement. Un format d'échange de données entre récepteurs de fabricants différents a été mis sur pied par des géodésiens. Ce format s'appelle RINEX (Receiver INdependent EXchange format) et permet de combiner les observations de récepteurs de différents fabricants et d'utiliser un seul logiciel de post-traitement.

## 2.6. Le positionnement statique et le positionnement cinématique

Lorsque le récepteur est au repos, le positionnement est dit statique et lorsque le récepteur est en mouvement on parle de positionnement cinématique. L'avantage du positionnement statique est que le nombre de mesures recueillies sur une même station devient bien supérieur au nombre d'inconnues à résoudre, d'où une plus grande précision du positionnement. C'est ce qui est appelé une solution cumulée puisque les observations sont cumulées pour calculer une position unique.

En mode cinématique, 3 nouvelles coordonnées doivent être estimées à chaque époque d'observations. Dans ce dernier cas, une solution doit être calculée à chaque époque ou instant

d'observations, d'où le terme solution instantanée. Notons que la précision de l'altitude est environ 2 fois moins grande que la précision des coordonnées horizontales.

L'opération des récepteurs GPS est simple et ne cause pas de difficultés importantes. Cependant, la principale difficulté réside dans la sélection des équipements et du mode opératoire qui permettront d'atteindre les précisions désirées aux coûts moindres tant au niveau de la location ou de l'achat des équipements qu'au niveau du temps d'exécution des levés et du traitement des données. En d'autres mots, il est important de bien identifier ses besoins et de sélectionner la meilleure méthodologie pour les combler.

## 2.7. Les sources d'erreurs affectant les mesures GPS

Cette section décrit les principales sources d'erreurs affectant le positionnement par satellites GPS, en plus de présenter différentes options pour réduire leur impact.

### 2.7.1 Ephémérides (contenues dans $\rho$ )

Le terme  $\rho$  des équations 4.1 et 4.2 représente la distance géométrique entre le satellite et le récepteur. Mathématiquement, cela peut être exprimé de la façon suivante :

$$\rho = \sqrt{(x_{sat}^k - x_{rec}^*)^2 + (y_{sat}^k - y_{rec}^*)^2 + (z_{sat}^k - z_{rec}^*)^2} \quad (4.3)$$

Où

$$x_{rec}^* = x_{rec} \cos\theta - y_{rec} \sin\theta$$

$$y_{rec}^* = x_{rec} \sin\theta + y_{rec} \cos\theta$$

$$z_{rec}^* = z_{rec}$$

$$\theta = \frac{\rho}{c} \omega_T$$

Dans les équations précédentes, les composantes  $\{x^k_{sat}, y^k_{sat}, z^k_{sat}\}$  font référence à la position du satellite  $k$  au temps de transmission du signal, tandis que  $\{x_{rec}, y_{rec}, z_{rec}\}$  sont les coordonnées du récepteur au temps de réception. Le terme  $\omega$  est la vitesse de rotation de la Terre ( $\omega_T \approx 7.292115 \cdot 10^{-5}$  rad/s [CAP04]).

Comme les ondes électromagnétiques émises par les satellites GPS se propagent à la vitesse de la lumière, une durée d'approximativement 0.08 seconde est requise pour atteindre le récepteur. Pendant ce temps, la Terre subit une rotation de  $\theta$  radians qui, si négligée, peut entraîner une erreur de positionnement pouvant atteindre 30 mètres [Xu03]. Ce phénomène est appelé effet Sagnac et peut être calculé par itérations à l'aide des équations 4.3, car  $\theta$  est fonction de  $\rho$ .

### Corrections

Habituellement, dans le positionnement ponctuel de précision, les coordonnées du récepteur sont inconnues et elles sont estimées. Toutefois, les coordonnées des satellites sont introduites comme valeurs connues et les erreurs qu'elles contiennent affectent la qualité du positionnement. L'utilisateur du GPS peut obtenir la position des satellites via le message de navigation transmis par ceux-ci. Ces positions sont en fait des prédictions effectuées par le segment de contrôle au sol, mises à jour à toutes les deux heures, et décrites à l'aide des éléments képlériens de l'orbite et de termes correctifs par rapport à un temps de référence. Toutefois, la précision de ces positions n'est pas suffisante pour les applications de précision comme le PPP, à cet effet, l'IGS (International GNSS Service) utilise un réseau mondial de stations de poursuite pour produire des éphémérides ayant une précision supérieure.

Le tableau 4.3 affiche l'information pertinente associée aux différents produits présentement offerts par cet organisme. Les précisions affichées dans ce tableau sont obtenues à l'aide d'une comparaison avec des mesures indépendantes par télémétrie laser [IGS07].

| Ephémérides                   | Précision (mètres) | Intervalle |
|-------------------------------|--------------------|------------|
| Transmises                    | $\approx 1.6$      | continu    |
| IGS Ultra-rapides (prédites)  | $\approx 0.10$     | 15min      |
| IGS Ultra-rapides (observées) | $< 0.05$           | 15min      |
| IGS Rapides                   | $< 0.05$           | 15min      |
| IGS Finales                   | $< 0.05$           | 15min      |
| IGS Finales (GLONASS)         | 0.15               | 15min      |

Tableau 4.3. éphémérides disponibles [IGS (2007)]

### 2.7.2 Excentrement du centre de phase des satellites (dexci)

Les signaux des satellites GPS se propagent du centre de phase de l'antenne émettrice du satellite à celui du récepteur. Ainsi, lorsque l'on calcule la distance récepteur-satellite, celle-ci se réfère à la distance entre ces deux entités. Toutefois, la trajectoire du satellite est décrite plus naturellement par son centre de masse. à cet effet, les éphémérides précises calculées par l'IGS fournissent la position du centre de masse des satellites, contrairement aux éphémérides transmises dans le message de navigation des satellites qui réfèrent directement à la position du centre de phase.

Une correction pour l'excentrement entre le centre de masse du satellite et son centre de phase doit donc être appliquée afin de calculer une distance compatible avec les éphémérides précises.

#### Corrections

Afin d'assurer la cohérence des paramètres estimés par les divers centres d'analyse de l'IGS, cette dernière avait alors adopté une convention (tableau 4.4.) quant à l'excentrement entre le centre de phase et le centre de masse du satellite [BEU96]. Les valeurs contenues dans ce tableau sont données dans le système de coordonnées du satellite (Figure 4.9.).

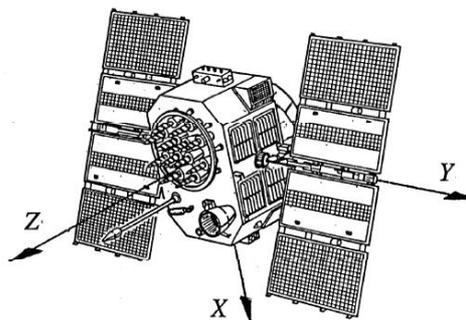


Figure 4.9. Système de coordonnées lié au satellite

Le système de coordonnées du satellite est un système orthonormé dont l'origine est situé au centre de masse du satellite. Il est constitué des axes suivants [XU03] :

- l'axe z est orienté en direction du centre de masse de la Terre,
- l'axe y est parallèle à l'axe des panneaux solaires du satellite, c'est-à-dire qu'il est perpendiculaire au plan formé par la Terre, le Soleil et le satellite,

- l'axe x complète le repère orthonormé.

| Bloc   | Excentrement (m) |       |       |
|--------|------------------|-------|-------|
|        | dx               | dy    | dz    |
| II/IIA | 0.279            | 0.000 | 1.023 |
| IIR    | 0.000            | 0.000 | 0.000 |

Tableau 4.4. Excentrement entre le centre de phase et le centre de masse des satellites (convention de l'IGS) [KOU01]

Toutefois, la convention adoptée ne représente pas réellement le décalage physique entre les deux entités. Cette situation n'est pas critique dans la mesure où la valeur radiale de l'excentrement (dz) est absorbée en majeure partie (~ 95%) dans l'estimation de l'erreur d'horloge du satellite [ZHU03] et que la contribution des autres composantes a un impact moins marqué sur la distance entre le récepteur et le satellite.

Similairement aux antennes liées au récepteur, le centre de phase de l'antenne des satellites subit des variations en fonction de l'angle au nadir pouvant atteindre près de 7 mm [SCH03]. Des variations additionnelles ont été constatées en fonction de l'azimut s'élevant à environ 3-4 mm pour un angle au nadir de 14° [SCH05]. De plus, les satellites de chaque bloc affichent des comportements différents.

Pour prendre en considération cette situation, l'IGS utilise maintenant un nouveau format de fichier ANTEX indiquant un excentrement propre à chaque satellite, ainsi que la variation en fonction de l'angle au nadir. La dépendance azimutale n'est cependant pas encore prise en considération dans le fichier ANTEX et aucune distinction n'est faite quant au centre de phase sur L1 et L2.

Le fait d'ignorer les variations décrites au paragraphe précédent (en élévation et en azimut) peut introduire un biais d'environ 5 mm sur la composante verticale du positionnement en mode absolu, mais une erreur inférieure au millimètre pour les composantes Nord et Est [GEN06].

### 2.7..3 Horloges des satellites (dt)

La mesure de temps est à la base du système GPS. En effet, le récepteur mesure indirectement le temps de propagation d'un signal qui, multiplié par la vitesse de la lumière, donne la distance entre ce récepteur et le satellite. Pour leur part, les mesures de phase se basent aussi sur la fréquence du signal qui est étroitement liée à la mesure de temps. Il est donc évident qu'un biais de synchronisation de l'horloge des satellites ou du récepteur par rapport à un temps de référence (en l'occurrence, l'échelle de temps GPS) entraîne des conséquences sur la qualité du positionnement s'il n'est pas pris en considération. Ce biais de synchronisation des horloges peut être estimé ponctuellement à différentes époques, mais il doit nécessairement être interpolé ou extrapolé entre ces époques.

Le positionnement de précision par GPS nécessite donc des satellites munis d'horloges de qualité afin de pouvoir prédire ce biais le plus adéquatement possible au temps désiré. à cet effet, la qualité d'une horloge se mesure particulièrement par la stabilité de l'oscillateur composant l'horloge, c'est-à-dire sa capacité à conserver une fréquence donnée. Pour répondre à ce critère, les horloges de type atomique (au césium et au rubidium) sont utilisées à bord des satellites GPS.

### Corrections

Le biais de synchronisation des horloges des satellites est modélisé à l'aide d'une fonction quadratique par le segment de contrôle. Les coefficients de cette fonction sont transmis dans le message de navigation des satellites GPS pour une utilisation en temps réel. Néanmoins, même la fréquence des horloges atomiques subit des fluctuations aléatoires faisant en sorte que le

comportement réel de l'horloge diffère du modèle mathématique utilisé. Pour cette raison, la précision des corrections d'horloges transmises par les satellites demeure limitée (voir le tableau 4.5).

Une précision supérieure peut être atteinte en calculant a posteriori des corrections d'horloges à intervalles fixes à l'aide d'un réseau global de stations comme l'IGS. Divers produits, dont la précision varie une fois de plus en fonction du temps requis pour leur production (voir le tableau 4.5), sont fournis par cet organisme.

| Types de correction d'horloges | Précision (ns er (m)) | Intervalle     |
|--------------------------------|-----------------------|----------------|
| Transmises                     | $\approx 7$ (2.1)     | Continu        |
| Ultra-rapides (prédites)       | $\approx 5$ (1.5)     | 15 min         |
| Ultra-rapides (observées)      | $\approx 0.2$ (0.06)  | 5 min          |
| Rapides                        | 0.1 (0.03)            | 5 min          |
| Finales                        | $< 0.1$ (<0.03)       | 5 min / 30 sec |

Tableau 4.5. Précision des corrections pour l'horloge des satellites [IGS (2007)]

#### 2.7.4 Effets relativistes ( $d_{tr}$ )

Le concept de la relativité introduit par Einstein peut être divisé en deux parties : la relativité restreinte et la relativité générale. Appliquée au GPS, la relativité restreinte fait en sorte qu'une horloge à bord d'un satellite GPS se déplaçant à grande vitesse est ralentie comparativement à une horloge au repos ou se déplaçant à faible vitesse à la surface terrestre. Pour sa part, la relativité générale entraîne une accélération de l'horloge du satellite par rapport à une horloge sur Terre en raison de la différence de potentiel gravitationnel aux deux endroits [MIS01]. Ces effets influencent les horloges et l'orbite des satellites, la propagation des signaux GPS et aussi l'horloge du récepteur.

L'effet combiné de ces perturbations engendre une dérive de l'horloge des satellites de 38.575008  $\mu$ s/jour pour une valeur nominale de 26561.4 km pour le demi-grand axe de l'orbite des satellites [KOU04]. Cet effet est pris en considération lors de la conception des satellites en abaissant la fréquence fondamentale de l'horloge des satellites (10.23 MHz) de 0.0045674 Hz [Leick (2004)].

Etant donné que l'orbite des satellites GPS n'est pas circulaire, la vitesse des satellites ainsi que le potentiel gravitationnel varient en fonction de la position du satellite sur son orbite, ce qui cause des perturbations relativistes supplémentaires devant être corrigées.

#### Corrections

Les effets relativistes doivent être pris en considération par l'utilisateur du GPS afin d'assurer une compatibilité avec les corrections d'horloges des satellites transmises dans le message de navigation ou fournies par l'IGS. Bien que les effets relativistes pourraient être absorbés par l'erreur d'horloge des satellites, des conventions sur la relativité ont été adoptées afin de faciliter la prédiction des corrections [KOU02].

Ainsi, l'utilisateur doit corriger les équations d'observations grâce à l'équation 4.4. pour tenir compte du fait que les orbites des satellites GPS ne soient pas circulaires.

$$d_{tr} = -\frac{2}{c^2} \sqrt{a \cdot GM_T} \cdot e \cdot \sin E \quad (4.4)$$

où

- $d_{tr}$  est l'effet relativiste (s)
- $c$  est la vitesse de la lumière dans le vide (m/s)
- $a$  est le demi-grand axe de l'orbite du satellite (m)
- $GM_T$  est la constante gravitationnelle de la Terre ( $m^3 kg^{-1} s^{-2}$ )
- $e$  est l'excentricité de l'orbite
- $E$  est l'anomalie excentrique

L'équation 4.4 peut être écrite sous une forme équivalente, plus propice à une utilisation avec les orbites précises :

$$dtr = -2 \frac{\vec{r}_{sat} \cdot \vec{v}_{sat}}{c^2} \quad (4.4')$$

Où

- $\vec{r}_{sat}$  est le vecteur position du satellite
- $\vec{v}_{sat}$  est le vecteur vitesse du satellite

L'amplitude du terme  $d_{tr}$  varie généralement entre 0 et 45 ns ( $\approx 13.5$  m) [MIS01]. La figure 4.10 donne la valeur de la correction relativiste à apporter pour les PRN 12 (bloc IIR-M) et 27 (bloc IIA), le 8 janvier 2007. On remarque la différence marquée de l'amplitude des corrections, causée par une différence d'excentricité de l'orbite des deux satellites.

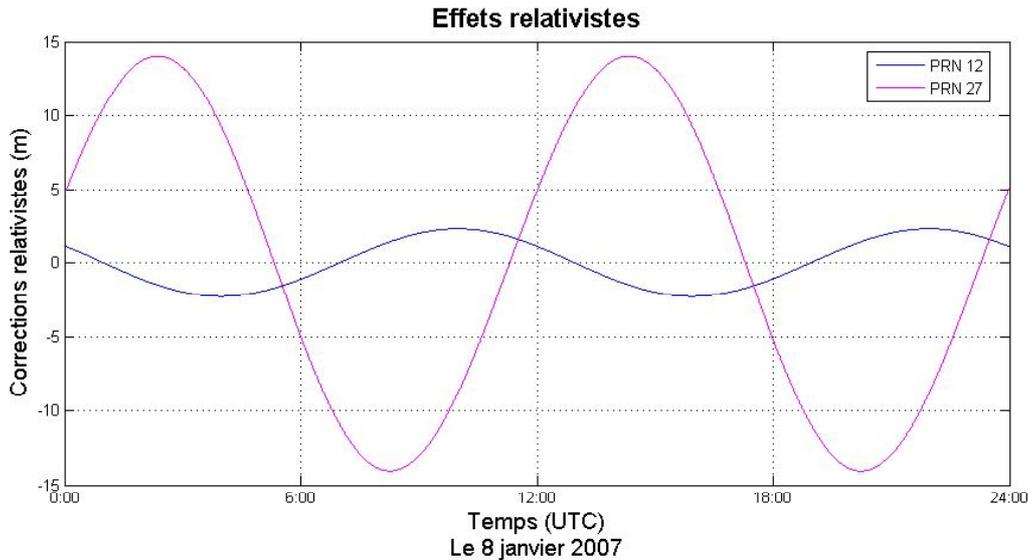


Figure 4.10. Effets relativistes pour les satellites PRN 12 et 27, le 8 janvier 2007

Il a été démontré [KOU02]) que ces équations ont une précision de l'ordre de 0.1 ns ( $\approx 3$  cm), ce qui n'est pas négligeable si l'on utilise les corrections d'horloges précises de l'IGS. Les erreurs relativistes résiduelles sont dues principalement à la perturbation du demi-grand axe de l'orbite des satellites provenant du terme  $J_2$ , décrivant la contribution de l'aplatissement de la Terre dans la modélisation du géopotentiel. Ce facteur introduit une dérive de l'effet relativiste, accompagnée d'un mouvement oscillatoire d'une période de six heures. à cet effet, un nouveau modèle de corrections relativistes prenant en considération cet effet a été proposé [KOU04], ce qui permettrait d'atteindre une précision de 0.015 ns ( $\approx 4$  mm).

La propagation du signal entre le satellite et le récepteur est aussi affectée d'un effet relativiste pouvant être corrigé par [XU03] :

$$dtr_{\rho} = \frac{2GM_T}{c^2} \log \frac{r_{rec} + r_{sat} + \rho}{r_{rec} + r_{sat} - \rho} \quad (4.5)$$

où

- $dtr_{\rho}$  est la contribution à l'effet relativiste à la distance entre le récepteur et le satellite (m)
- $r_{rec}$  est l'amplitude du vecteur position du récepteur (m)
- $r_{sat}$  est l'amplitude du vecteur position du satellite (m)
- $\rho$  est la distance récepteur-satellite (m)

Cette correction, bien que souvent négligée, peut engendrer une erreur maximale de 18.7 mm [HOF01] sur la distance récepteur-satellite.

### 2.7.5 Horloge du récepteur (dT)

Afin de réduire les coûts pour les utilisateurs du GPS, une horloge au quartz ayant une stabilité moindre que celle des horloges atomiques des satellites est contenue dans les récepteurs GPS. Dans certaines situations, les récepteurs sont branchés à des oscillateurs de plus grande qualité (césium, rubidium ou maser à hydrogène) comme, par exemple, lors de l'estimation de l'orbite des satellites [SEE03].

#### Correction

étant donné que la variation de l'horloge du récepteur ne peut être prédite avec assez de certitude, elle doit être estimée à chaque époque. Dans le cas où une horloge atomique était utilisée, une modélisation du biais de synchronisation de l'horloge pourrait aussi être effectuée à l'aide d'un polynôme en estimant les coefficients de ce dernier.

### 2.7.6 Troposphère (dtrop)

La troposphère est la partie de l'atmosphère située entre la surface terrestre et une altitude variant en fonction de la localisation géographique, mais atteignant approximativement 9 km aux pôles et 16 km à l'équateur [MIS01]. Cette couche atmosphérique est constituée de gaz comme l'azote et l'oxygène et de vapeur d'eau qui, en fonction de leur densité, modifient la réfractivité du milieu. La troposphère peut être divisée en deux composantes (sèche et humide) variant notamment en fonction des paramètres météorologiques (température et pression), de la position sur Terre (latitude et altitude), de la saison et, pour la composante humide seulement, de la quantité de vapeur d'eau.

Le délai troposphérique que subissent les signaux GPS, représentant en fait l'effet combiné de la troposphère et de la stratosphère, peut donc être exprimé en fonction de la réfractivité de ces deux composantes :

$$dtrop = 10^{-6} \int [N_d + N_w] ds \quad (4.6)$$

Où  $N_d$  et  $N_w$  sont la réfractivité des composantes sèche (dry) et humide (wet) respectivement.

$ds$  représente un élément de distance le long de la trajectoire du signal.

La troposphère possède une nature non-dispersive pour les ondes radio, ce qui implique que les signaux GPS de chaque fréquence subissent un délai semblable. La troposphère ralentit la propagation des ondes, donc les mesures effectuées par le GPS paraissent plus longues qu'elles le sont réellement. Pour cette raison, on remarque une forte corrélation négative entre la troposphère et la composante altimétrique du positionnement [SAN91].

#### Corrections

Plusieurs modèles ont été développés afin de corriger le délai troposphérique affectant les ondes radio. L'un des plus utilisés est le modèle de Saastamoinen [SAA73], dont les composantes zénithales sèche (dtropzd) et humide (dtropzw) peuvent être exprimées individuellement par :

$$dtrop_d^z = 0.002277(1 + 0.0026\cos 2\varphi + 0.00028H)P_0 \quad (4.7)$$

$$dtrop_w^z = 0.002277 \left( \frac{1255}{T_0} + 0.05 \right) e_0 \quad (4.8)$$

Où

- $\varphi$  est la latitude du site
- $H$  est l'altitude orthométrique du site (km)
- $P_0$  est la pression atmosphérique (mbar)
- $T_0$  est la température (K)
- $e_0$  est la pression partielle de vapeur d'eau saturante (mbar)

On constate que le calcul du délai troposphérique requiert la connaissance des paramètres météorologiques de la station. Un calibrage inadéquat des instruments de mesure, ou une simple utilisation inappropriée de ceux-ci, peut résulter en l'introduction d'erreurs variant en fonction des

conditions météorologiques [BEL91]. Par exemple, pour le modèle de Hopfield, une erreur de 1°C peut entraîner jusqu'à 2 cm d'erreur sur le délai zénithal, et on peut s'attendre à des résultats comparables pour le modèle de Saastamoinen. Lorsque l'information sur ces paramètres n'est pas disponible, on utilise alors des valeurs standards basées sur des profils moyens en fonction de la latitude et de la saison [MIS01].

La prédiction de la composante sèche de la troposphère peut habituellement s'effectuer avec une précision de quelques millimètres en utilisant les données météorologiques appropriées, tandis que la partie humide est plus complexe à modéliser et la précision des modèles est d'environ 1-2 cm. Avec les données météorologiques standards, on doit plutôt s'attendre à une précision de 5-10 cm pour le délai troposphérique zénithal total [MIS01]. Pour sa part, [MEN99] aurait trouvé une concordance moyenne pour le délai zénithal entre le modèle de Saastamoinen et les données provenant du traçage de faisceaux (ray tracing) de l'ordre de 0.2 mm pour la composante sèche et de 31 mm pour la composante humide.

La figure 4.11. représente le délai troposphérique zénithal estimé par GPS et celui prédit par le modèle de Saastamoinen avec des données météorologiques mesurées et avec des données météorologiques standards (T = 18°C, P = 1013.2 mbar et un taux d'humidité relative de 50%). Ces tests ont été menés sur une période de 6 mois, du 1er janvier au 30 juin 2006, à la station NRC1. On constate qu'en utilisant toujours des données météorologiques constantes, cela introduit des erreurs pouvant dépasser 10 cm. Avec les données météorologiques mesurées, le modèle affiche des variations semblables à celles estimées par moindres carrés, mais des variations substantiellement plus grandes que la précision du délai estimé (< 1 cm) subsistent.

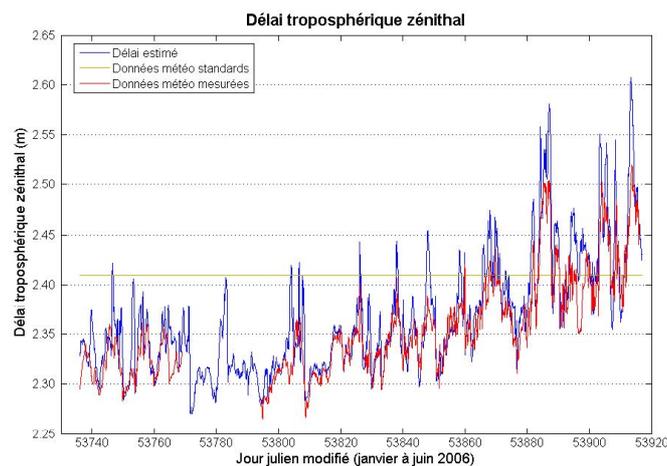


Figure 4.11. Délai troposphérique zénithal à la station NRC1, du 1er janvier au 30 juin 2006

Jusqu'à maintenant, seul le délai troposphérique zénithal a été traité. Afin de faire le lien entre le délai zénithal et celui dans la direction du satellite, une fonction de projection doit être utilisée. On opte régulièrement pour la fonction de projection de Niell [NIE96], car elle ne nécessite pas de paramètres météorologiques. Le délai troposphérique peut alors être décrit par :

$$dtrop = m_d dtrop_d^z + m_w dtrop_w^z \quad (4.9)$$

Où  $m_d$  et  $m_w$  sont les fonctions de projection pour les composantes sèche et humide respectivement, dont la précision dépend de l'angle d'élévation du satellite (voir le tableau 4.6).

| Fonction de projection (Niell) | Précision (mm) |     |     |     |      |      |
|--------------------------------|----------------|-----|-----|-----|------|------|
|                                | 30°            | 20° | 15° | 10° | 6°   | 3°   |
| Composante sèche               | 0.2            | 0.7 | 1.4 | 4.4 | 15.5 | 70.0 |
| Composante humide              | 0.1            | 0.2 | 0.4 | 1.2 | 5.8  | 28.6 |

Tableau 4.6. Précision de la fonction de projection de Niell [MEN99]

Les valeurs incluses dans ce tableau proviennent de la différence entre le délai zénithal obtenu par traçage de faisceaux et projeté à un angle d'élévation donné, et celui mesuré directement par traçage de faisceaux à l'angle d'élévation correspondant.

L'erreur sur le délai zénithal est amplifiée par le facteur de la fonction de projection qui, lui-aussi, est entaché d'une erreur. Pour cette raison, la composante humide du délai troposphérique est considérée comme l'une des sources d'erreurs d'importance dans le positionnement de précision.

### 2.7.7 Ionosphère (dioni)

L'ionosphère est la région de l'atmosphère située approximativement de 50 à plus de 1000 kilomètres au-dessus de la surface terrestre, et est caractérisée par un contenu d'ions proportionnel à l'intensité des radiations solaires et à la densité des gaz présents. En effet, les radiations solaires brisent les particules des gaz présents dans cette région, ce qui forme des ions libres. Plus l'intensité du Soleil augmente, plus la densité de ces particules devient importante, et celle-ci atteint habituellement un maximum vers 14h00, heure locale. Plusieurs facteurs influencent la densité d'électrons, dont [SEE03] :

- La localisation géographique
- L'heure locale
- La saison
- L'activité solaire (cycle solaire de 11 ans)

Ces électrons libres perturbent la propagation des signaux radioélectriques émis par le GPS en modifiant l'indice de réfraction tout au long de la trajectoire du signal dans l'ionosphère. Pour les fréquences utilisées par le GPS, l'équation décrivant l'indice de réfraction ionosphérique peut être exprimée de manière simplifiée tout en conservant une précision millimétrique par [BRU91] :

$$n_{ion} = 1 - \frac{C_X}{2f^2} N_e \pm \frac{C_X C_Y}{2f^3} N_e B \cos\theta - \frac{C_X^2}{8f^4} N_e^2 \quad (4.10)$$

Avec

$$C_X = \frac{e^2}{4\pi^2 m_e \epsilon_0} \approx 80.616 \frac{m^3}{s^2} \quad (4.11)$$

$$C_Y = \frac{\epsilon}{2\pi m_e} \approx 2.799249243 e^{10} \frac{A \cdot s}{kg} \quad (4.12)$$

Où

- $N_e$  est la densité d'électrons ( $m^{-3}$ )
- $e$  est la charge de l'électron ( $A \cdot s$ )
- $m_e$  est la masse de l'électron ( $kg$ )
- $\epsilon_0$  est permittivité de l'espace libre ( $A \cdot s \cdot V^{-1} \cdot m^{-1}$ )
- $B$  est la valeur du champ magnétique ( $V \cdot s \cdot m^{-2}$ )
- $f$  est la fréquence du signal ( $Hz$ )
- $\theta$  est l'angle entre la direction de propagation de l'onde et le vecteur du champ magnétique de la Terre

A un niveau de précision de 0.1%, l'indice de réfraction peut être approximé par :

$$n_{ion} \approx 1 - \frac{C_X}{2f^2} N_e \approx 1 - \frac{40.3}{f^2} N_e \quad (4.13)$$

En intégrant l'indice de réfraction de l'équation 4.11 le long de la trajectoire du signal, on obtient le délai ionosphérique :

$$d_{ion_i} \approx -\frac{40.3}{f^2} TEC \quad (4.14)$$

Avec

$$TEC = \int N_e ds \quad (4.15)$$