

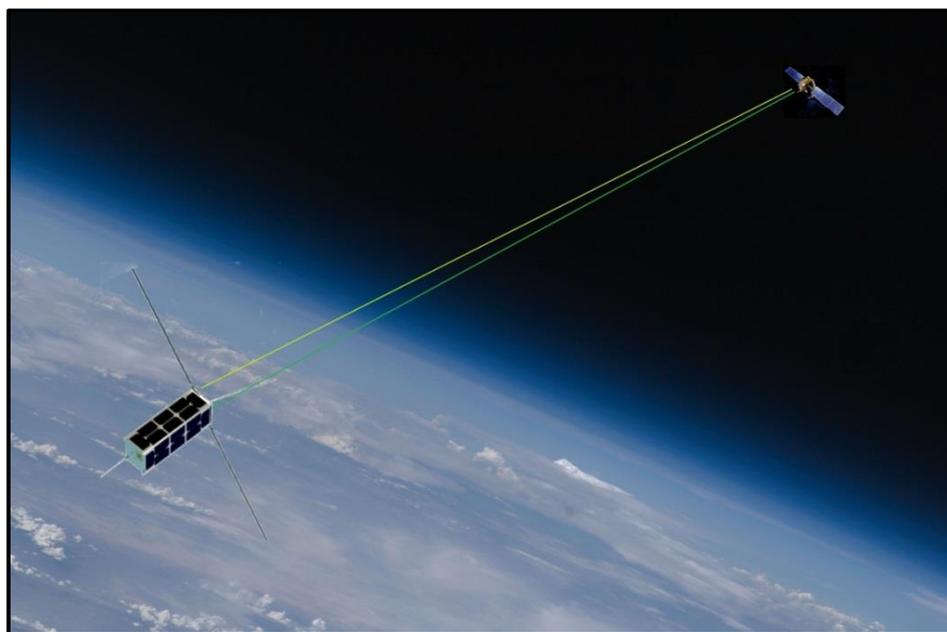


Université Paris Diderot

Science de la Terre, de l'Environnement et des Planètes
Stage de Master 1 en Télédétection et Techniques Spatiales

Mémoire de
Ari JEANNIN

***Etude d'un récepteur GPS Bi-fréquence dans le cadre
d'une occultation ionosphérique.***



Maître de stage
Hubert HALLOIN

Co-directeur
Natacha COMBIER

~ Année Universitaire 2013-2014 ~

Table des matières :

1	Introduction.....	3
1.1	La famille CubeSat	3
1.2	Le projet IGOSAT (Ionospheric and Gamma-ray Observation SATellite).	3
1.3	Objectif de stage.....	4
1.4	Intérêts	4
1.5	Glossaire	5
2	Principe de la radio-occultation	6
2.1	Présentation de l'ionosphère	6
2.2	Intérêts de la radio occultation	8
2.3	Comment ça marche ?.....	9
2.3.1	La géométrie de l'occultation	9
2.3.2	L'onde électromagnétique du GPS.....	10
2.3.3	De la réception de l'onde au TEC.....	11
3	Mesures du TEC	13
3.1	Présentation du récepteur GPS Utilisé.....	13
3.2	Résultats	14
4	Conclusion	17
5	Remerciements.....	18
6	Références.....	19
7	Annexe : Spécification Technique de Besoin Occultation	20

1 Introduction

Ce rapport présente Les recherches et applications qui ont été faites durant les 2mois de stage réalisés au sein de l'équipe du projet nano-satellite du campus de Paris 7. Projet qui a pu être mis en place grâce au laboratoire d'excellence (labEX) UnivEarthS en partenariat avec les laboratoires de l'APC (*Astro Particules et Cosmologies*), AIM (*Astro-physique Interactions Multi-echelles*) et IPGP (*Institut de Physique du Globe de Paris*) et avec le soutien financier et technique du CNES (Centre National d'Études Spatiales) et du campus spatial de Paris Diderot.

Faisant parti de ce projet extrascolaire et étant intéressé par la partie GPS, il m'a été proposé d'y faire mon stage de Master¹.

1.1 La famille CubeSat

Depuis le début des années 2000, la standardisation du format de petits satellites permet la mise en œuvre de projets satellites étudiants, au centre de plusieurs formations universitaires orientées espace en France et dans le monde.

Ces satellites, regroupés en une famille de satellites nommée CubeSat, sont constitués d'un certain nombre d'unités de dimension $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ d'une masse de 1kg et consommant environ 1W, appelées « U ».

Les CubeSat sont généralement lancés en orbite basse (LEO), comme charge secondaire du lancement d'un satellite commercial ou scientifique « standard ». Ils permettent le partage d'expériences et le développement de composants industriels qualifiés spatiaux et bon marché. Leur faible coût de développement est également propice à la réalisation de tests de technologies récentes et de nouvelles techniques scientifiques.

1.2 Le projet IGOSAT (Ionospheric and Gamma-ray Observation SATellite).

Ce projet étudiant, porté par l'Université Paris Diderot et soutenu par le CNES, a pour principal objectif la formation pédagogique, il offre aux étudiants une première expérience de niveau professionnel et sensibilise aux métiers du secteur spatial.

L'objectif est de concevoir puis lancer d'ici 5 ans (2018) un CubeSat de format « 3U » ($10 \times 10 \times 30 \text{ cm}^3$). Il a 2 missions scientifiques, l'analyse du spectre de rayonnement gamma qui se fera à l'aide d'un scintillateur¹ et la mesure du nombre total d'électrons (TEC) dans l'ionosphère à l'aide d'un récepteur GPS Bi-fréquences. Le scintillateur prendra ses mesures aux endroits de vulnérabilité de la magnétosphère, c'est-à-dire au niveau des cornets polaires et de l'anomalie de l'atlantique sud

¹ Matériel permettant la mesure des rayons gamma.

(SAA). Et le récepteur GPS ne possède pas de contraintes de localisation des mesures le long de l'orbite.

Le laboratoire de Planétologie et Sciences Spatiales de l'IPGP étant spécialisé dans les techniques de mesures du TEC (*total electron content*) et faisant partie du master de télédétection et techniques spatiales de l'IPGP, j'ai choisi de travailler sur la partie GPS.

1.3 Objectif de stage

Le but du stage qui m'a été proposé est d'étudier le fonctionnement de la carte GPS qui sera potentiellement à bord d'IGOSAT ainsi qu'analyser son apport au sein de la charge utile occultation qui représente un des deux objectifs d'IGOSAT. Donc faire des acquisitions de signaux depuis le sol, en comprendre les mécanismes physiques mis en jeu afin de retrouver le TEC et étudier les possibilités d'occultations en orbite en fonction des différentes contraintes.

Le résultat de ce travail résulte sous la forme d'une STB (Spécification Technique de Besoin). La STB est le document officiel de la charge utile « mesure de TEC » du projet IGOSAT permettant la traçabilité des études réalisées en ce jour, elle sera transmise au CNES et autres organismes suivant l'avancement du projet. La version ci-jointe est la toute première du projet et représente seulement la partie scientifique.

1.4 Intérêts

Le dimensionnement de toute caractéristique est très important dans un nano-satellite, car les contraintes sont nombreuses : électricité restreinte, espace de stockage limité, télécommunication avec le sol réduite due au manque de visibilité en orbite etc... Il est donc essentiel de mesurer la quantité de données que procure une occultation de l'ionosphère (en binaire, ASCII ou RINEX²), son besoin énergétique, la précision sur la mesure, la quantité d'occultation qu'il est donc possible de faire, voir s'il est possible de se positionner avec cette même carte etc...

Cette étude permet à la fois de remettre à plat les concepts reliant les données primaires au TEC et aussi d'évaluer l'ensemble des nécessités pour la mission IGOSAT ainsi que les précisions sur les échanges avec la carte.

² Receiver Independent EXchange Format.

1.5 Glossaire

GNSS : Global Navigation Satellite System; représente l'ensemble des satellites permettant le positionnement, il en existe différentes constellations (par ordre décroissant): GPS (américain), Glonass (Russe), Galiléo (européen), Beidou (Chinois), et 2 autres en cours de création (IRNSS indien et QZSS japonais).

GPS: Global Positioning System; Constellation de 32 satellites américains servant au positionnement.

IGOSAT : Ionospheric and Gamma-ray Observation SATellite; Nom élu pour le nanosatellite étudiant.

LEO : Low Earth Orbiter; qualifie les orbites terrestres allant jusqu'à 2 000 kilomètres d'altitude, située entre l'atmosphère et la ceinture de Van Allen. On y retrouve la plus part des CubeSat, des satellites de télédétection, de télécommunications ainsi que quelques stations spatiales, dont la Station spatiale internationale.

MEO : Medium Earth Orbiter; Orbite terrestre située entre 2 000 et 35 786 kilomètres d'altitude, entre l'orbite LEO et l'orbite géostationnaire.

RINEX : Receiver Independant EXchange Format ; Chaque constructeur de récepteur GNSS possède son propre format en sortie brute. Le format RINEX est utilisé internationalement pour l'échange de données GNSS afin que les codes de lecture soient compatible.

SAA : Southern Atlantic Anomaly; Anomalie négative du champ magnétique localisé au niveau de l'Atlantique Sud, donc filtrant moins le rayonnement gamma. La raison de cette anomalie est à ce jour encore inconnue.

STB : Spécification Technique de Besoin ; document officiel permettant le suivi d'un matériel pour une application particulière dont bénéficie toute mission spatiale.

TEC : Total Electron Content ; Ou contenu électronique total en français, ce terme est réccurent lorsqu'il s'agit de l'étude de l'ionosphère.

2 Principe de la radio-occultation

La radio-occultation est une méthode de mesure à distance des caractéristiques de l'atmosphère d'une planète par le biais des modifications apportées aux ondes électromagnétiques par le milieu qu'elles traversent. On parle d'occultation lorsqu'un astre dissimule l'observation. Dans le cadre de notre mission, nous effectuerons la méthode de radio occultation pour retrouver un profil de TEC dans l'ionosphère.

2.1 Présentation de l'ionosphère



Figure 1: luminescence dû à la désexcitation de particules ionosphérique (Source : <http://spaceflight.nasa.gov/>).

L'ionosphère est la partie supérieure de l'atmosphère terrestre, elle débute entre 80 et 90km d'altitude et se termine dans le vide de l'espace, soit très approximativement 1000km d'altitude. Constituant le toit de l'atmosphère, elle est constamment bombardée de rayonnements de haute énergie (provenant principalement du soleil). Ces bombardement vont jusqu'à casser les molécules et arracher des électrons aux atomes, il en résulte donc des électrons libres ainsi que des ions qui donneront leur nom à cette sphère.

L'ionosphère est inhomogène, elle se dilate face au soleil, et sa densité électronique varie aussi. Ceci est dû à différents phénomènes, dont principalement le champ magnétique. En effet, les rayonnements de haute énergie sont freinés par la magnétosphère qui est elle aussi inhomogène, comme le témoigne la Figure 2.

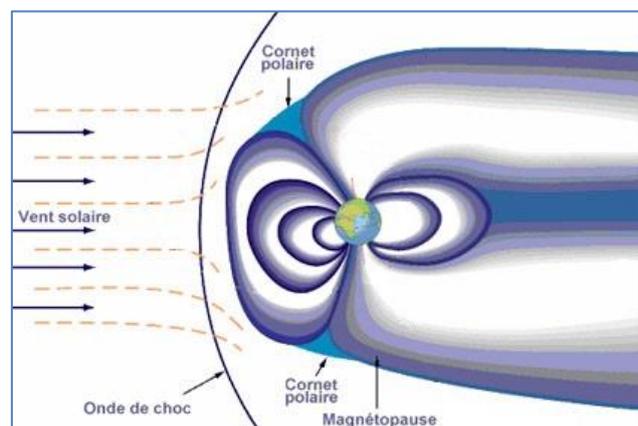


Figure 2: illustration de la magnétosphère (Source : www.cnes.fr).

Cette figure 2 permet par ailleurs de mieux comprendre l'intérêt des endroits de mesures du scintillateur, les cornets polaires et l'SAA sont les endroits où les bombardements en rayons gamma sont le plus important.

La base de l'ionosphère se compose d'ions complexes car des molécules relativement lourdes y sont ionisées. Et dans les parties plus haute de l'ionosphère sont présents les atomes les plus légers, en particulier de l'oxygène et de l'hydrogène atomiques, qui forment des ions simples. Ainsi il est possible de distinguer des couches caractéristiques dans l'ionosphère.

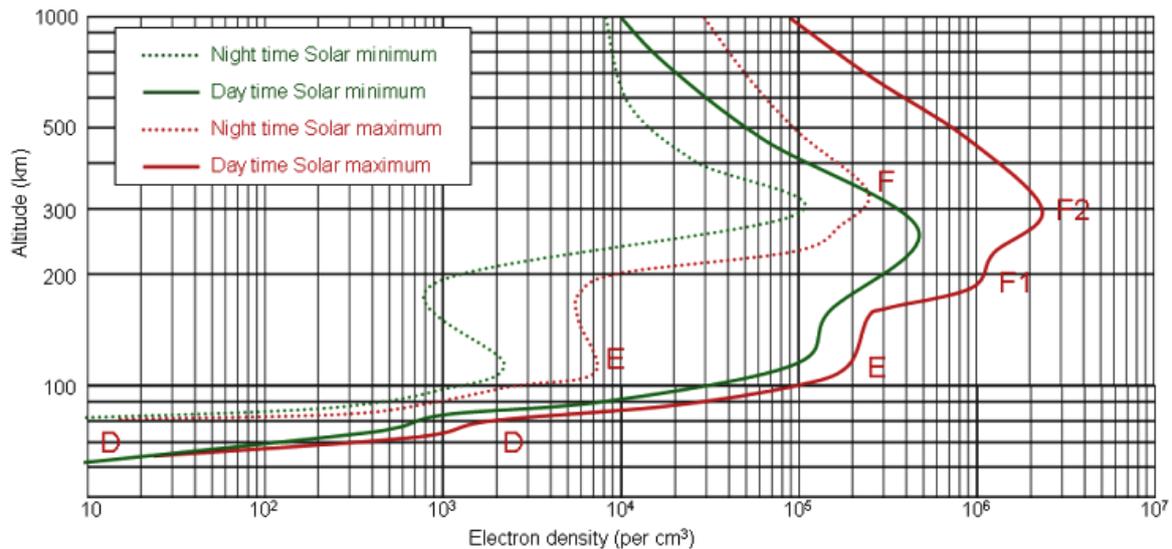


Figure 3: Profil vertical de densité électronique.

Couche	Altitude (en km)
Haute ionosphère	> 400
F2	200 - 400
F1	140 - 200
E	90 - 140
D	70 - 90

Tableau 1: définition des couches ionosphériques en fonction de leur altitude.

- La haute ionosphère ne se définit pas réellement car elle constitue une régression du nombre d'électron depuis la couche F jusqu'au vide interplanétaire.

- La couche F est celle qui possède le plus d'électrons libres, elle reste persistante la nuit (comme le montre la Figure 3) car il y a, à cette altitude, trop peu de matière pour qu'une recombinaison soit possible. Elle se divise généralement en 2, sa partie basse (F1) est dominé par photochimie alors que sa partie haute (F2) est dominée par diffusion.
- La couche E est très variable à l'ensoleillement, sa densité électronique peut varier d'un facteur 1 à 100 très rapidement (Réf 7.)
- Et la couche D, inexistante la nuit, est la région la moins ionisée. Les éléments chimiques non ionisé qui y sont présents sont capable d'absorber les électrons libres créant ainsi des cations, il en résulte une rapide recombinaison et donc une faible densité électronique. Ce qui a du sens car en dessous de la couche D est présente l'atmosphère neutre.

2.2 Intérêts de la radio occultation

Lorsqu'une onde de grande amplitude est générée à la surface de la Terre, elle provoque un mouvement de la colonne d'air au-dessus du phénomène, appelé onde de gravité. Ce mouvement s'amplifie en prenant de l'altitude, ce qui permet de l'observer malgré la résolution déci-kilométrique de la radio occultation. Cette science est encore jeune mais devrait permettre de caractériser un évènement générant une onde de gravité à l'aide de sa signature ionosphérique, il sera par exemple possible d'évaluer la taille d'un tsunami en fonction de la perturbation ionosphérique qu'il aura engendré.

La radio-occultation permet aussi une étude fine de l'ionosphère et de ses variations de TEC. Associé à des cartes³ de TEC établies par l'IGS⁴, les profils verticaux de TEC peuvent permettre une vue en 3D de l'ionosphère, et ainsi nous permettre de mieux comprendre ses mécanismes (électrojet équatorial et autres mouvements). De la même manière il est alors possible de mesurer indirectement des orages magnétiques, car le TEC est lié au bombardement solaire comme nous l'avons vu dans l'introduction.

³ <http://aiuws.unibe.ch/ionosphere/>

⁴ International GNSS Service

2.3 Comment ça marche ?

Un satellite GPS envoie un signal à un satellite LEO⁵, l'occultation a lieu à partir du moment où le signal arrive parallèlement à la direction du vecteur vitesse du LEO et se termine à la perte de ce même signal, i.e. quand la Terre bloque la communication GPS-LEO. Durant l'occultation le signal est retardé en fonction du nombre d'électrons présents sur son chemin, et ce retard permet de retrouver le TEC. Voici les détails du fonctionnement dans le futur cas d'IGOSAT:

2.3.1 La géométrie de l'occultation

IGOSAT orbitera aux alentours de 600km d'altitude, donc au-dessus des couches ionosphériques que l'on souhaite occulter. Il possèdera une orbite héliosynchrone casi-polaire, c'est-à-dire que son orbite reste fixe par rapport à la direction du soleil et qu'il passera par les 2 pôles. L'antenne de réception d'IGOSAT sera dirigée vers l'arrière (Voir STB).

Les satellites de la constellation GPS orbitent entre 20 000 et 20 500km au-dessus de la Terre avec une inclinaison d'orbite de 55° par rapport à l'équateur. Ils sont 32 à émettre constamment des signaux en direction de la Terre dans différentes fréquences. Ces signaux seront détaillés dans la prochaine partie.

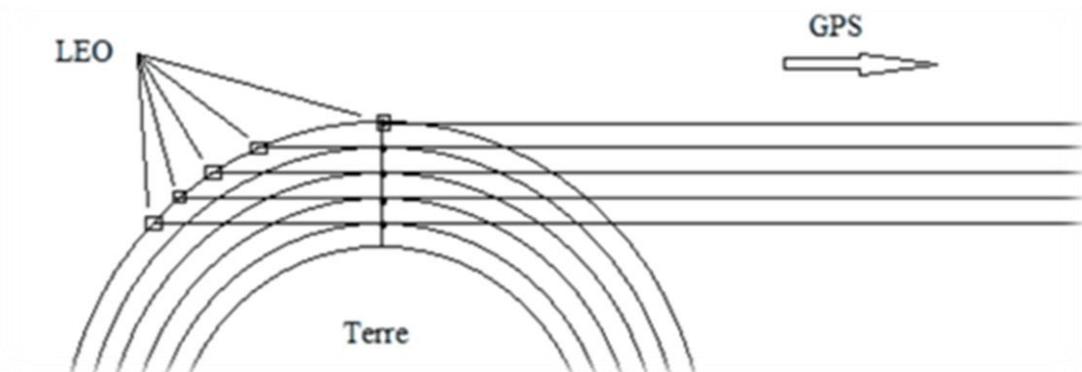


Figure 4: Géométrie d'occultation LEO-GPS

Le début de l'occultation peut avoir lieu lorsque que le LEO (en l'occurrence : IGOSAT) se situera sur le point haut de la Figure 4, i.e. quand le signal envoyé depuis le GPS n'est pas encore rentré dans l'ionosphère à occulter.

⁵ LEO= Low Earth Orbiter, satellite orbitant entre 500 et 1000km d'altitude.

Ensuite l'occultation se poursuit durant 8 minutes en moyenne, qui correspondent au temps que mettra IGOSAT pour aller se cacher derrière la Terre. C'est durant ce temps que la mesure est prise sur les ondes électromagnétiques (voir [2.3.2](#)) envoyés par le GPS.

Puis lorsque le satellite descend derrière notre planète, les signaux du GPS ne peuvent pas suivre, donc l'occultation prend fin.

2.3.2 L'onde électromagnétique du GPS

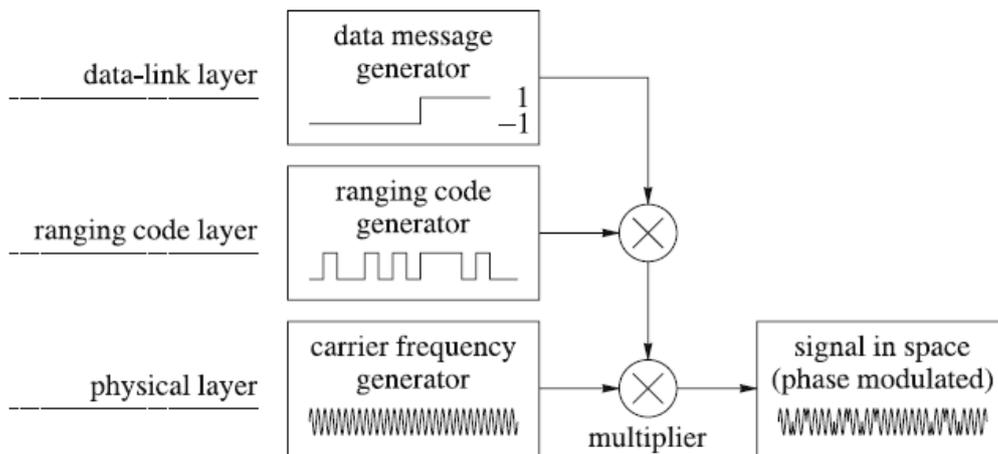


Figure 5: Composition du signal GPS.

Chaque satellite possède un signal qui lui est propre, et chacun transmet son signal à travers au moins 2 fréquence porteuse appelées L1 et L2. Ce signal contient les informations essentielles comme son nom (code PRN⁶), la santé du satellite, sa position (éphéméride), la position de tous les satellites de sa constellation (almanach) et son temps.

Comme on le voit sur la Figure 5, le *data message* qui est modulé à 50 Hz s'insère dans le code pseudo aléatoire (*ranging code*):

- Le code C/A pour Coarse Acquisition (acquisition brute), il s'agit d'un code binaire défini par une fonction mathématique déterminée. Ce code de fréquence 1,023MHz est attribué uniquement à la fréquence porteuse L1.
- Le code P pour Protected, ce code possède une fréquence de 10,23MHz. Il est bien plus précis et est protégé car réservé aux usages militaires. Il est possible de lire le P-code, mais en subissant l'Anti Spoofing (AS). L'AS est une dégradation volontaire du signal qui peut être enlevé par un algorithme connu uniquement des militaires. En somme, le code le plus précis sera pour nous

⁶ PRN= Pseudo Random Noise, défini un code qui est propre à chaque satellite et le caractérise.

(civil) le moins précis. L'incertitude du code P est de l'ordre de 0,3 microsecondes, ce qui correspond à une précision d'environ 100 mètres.

Le code C/A sera donc associé à la « carrier frequency » L1, de fréquence 1,57542 GHz et le code P sera associé à la L1 et la L2 valant 1,22760 GHz

L'onde électromagnétique est polarisée circulairement afin d'éviter une rotation de Faraday dû au champ magnétique.

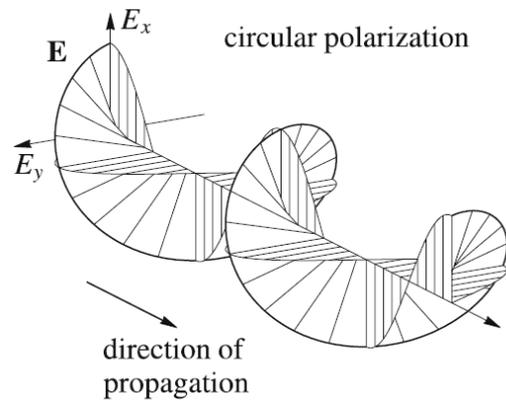


Figure 6: polarisation circulaire droite.

2.3.3 De la réception de l'onde au TEC

Lors de l'occultation donc, le signal électromagnétique va passer d'une propagation depuis le vide interplanétaire à une propagation dans l'ionosphère. Cette différence de milieu implique des phénomènes de réfraction et de réflexion. Or cette différence de milieux est principalement due à la présence d'électrons libres. Il est bien connu que toute différence de milieu implique une différence de vitesse de propagation et ainsi un indice de réfraction. L'ionosphère est donc caractérisée par un indice n de réfraction dépendant de la fréquence de l'onde et de la densité électronique N_e du milieu :

$$n = \sqrt{1 - \frac{N_e x e^2}{m x \varepsilon_0 x \omega^2}} \quad (1)$$

Où m et e sont respectivement la masse et la charge d'un électron, ε_0 la permittivité du vide et $\omega=2\pi f$ la pulsation de l'onde. Il existe une fréquence propre à l'ionosphère, dite fréquence de plasma, qui varie en fonction du nombre d'électrons. En fonction de cette fréquence f_p , n s'écrit également :

$$n = \sqrt{1 - \frac{f_p^2}{f^2}} \text{ Où } f_p = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{N_e x e^2}{m x \varepsilon_0}} \approx \sqrt{81 N_e} \quad (2)$$

La densité électronique variant en continu dans l'ionosphère, l'indice de réfraction fait de même. D'après les lois de Snell-Descartes, l'onde est ainsi progressivement déviée au cours de sa

traversée de l'ionosphère, son trajet s'apparentant alors à une ligne courbe. En plus de la réfraction angulaire ionosphérique des ondes, le plasma de la ionosphère impacte également la phase et l'amplitude du signal radio. L'information contenue dans les ondes se propage à une vitesse $v = c/n(f)$. L'onde radio est donc retardée lors de sa traversée dans l'ionosphère : c'est ce que l'on appelle le retard ionosphérique. Le temps d'arrivée T d'une onde ayant parcouru un chemin s entre le récepteur et le satellite est alors :

$$T = \frac{1}{c} \int_{\text{satellite}}^{\text{récepteur}} \sqrt{1 - \frac{f_p^2}{f^2}} ds = \frac{1}{c} \int_{\text{satellite}}^{\text{récepteur}} \sqrt{1 - \frac{81N_e}{f^2}} ds \quad (3)$$

C'est ici qu'apparaît tout l'intérêt d'utiliser les ondes électromagnétiques des satellites GPS, car en vue de leur haute fréquence (cf. chapitre [2.3.2](#)), il est possible de procéder à une approximation du 1^{er} ordre et simplifier l'expression de n :

$$T = \frac{1}{c} \int_{\text{satellite}}^{\text{récepteur}} \left(1 - \frac{81N_e}{2f^2} \right) ds \quad (4)$$

$$\text{Donc } T = \frac{1}{c} \int_{\text{satellite}}^{\text{récepteur}} \left(1 - 40,3 \frac{N_e}{f^2} \right) ds \quad (5)$$

Les deux fréquences L1 et L2 parcourant le même trajet et rencontrant la même quantité d'électrons sur leur chemin, on peut donc calculer le délai temporel entre les temps d'arrivée des deux fréquences :

$$\Delta T = \frac{1}{c} \int_{\text{satellite}}^{\text{récepteur}} \left(1 - 40,3 \frac{N_e}{f_1^2} \right) - \left(1 - 40,3 \frac{N_e}{f_2^2} \right) ds \quad (6)$$

$$\Delta T = \frac{40,3}{c} \left(\frac{1}{f_2^2} - \frac{1}{f_1^2} \right) \int_{\text{satellite}}^{\text{récepteur}} N_e ds \quad (7)$$

$$\Delta T = \frac{40,3 \text{ TEC}}{c} \left(\frac{1}{f_2^2} - \frac{1}{f_1^2} \right) \quad (8)$$

Donc en comparant les temps d'arrivée des deux fréquences émises par le même GPS, le récepteur GPS bi-fréquence pourra donc remonter au TEC rencontré sur la ligne de visée du satellite.

Le TEC calculé à un moment donné sera moyenné sur le point de tangence, i.e. le point le plus proche de la terre nommé "impact parameter" en anglais. Ainsi, des mesures du TEC à différentes altitudes de l'ionosphère pourront donc permettre de déterminer les caractéristiques de l'ionosphère en ces différents points de tangence des rayons avec l'atmosphère. Grâce à un algorithme d'inversion déjà mis au point dans le cadre de la mission COSMIC (réf. 3 & 4), il sera alors possible de remonter à un profil de densité verticale du contenu électronique en ces points (Figure 4).

3 Mesures du TEC

3.1 Présentation du récepteur GPS Utilisé



Figure 7: Carte NovAtel, modèle OEM615.

La carte qui a été retenue par l'équipe GPS d'IGOSAT est le modèle OEM615 de chez NovAtel. Cette carte a été sélectionnée car elle permet de faire la mesure bi-fréquentielle en transmettant les données brutes. Et ses caractéristiques sont très avantageuses : elle mesure seulement 71 x 46 x 11 millimètres, consomme très peu d'énergie (1Watt) et pèse 24grammes.

La majeure partie de ce stage résulte en l'étude fine du comportement de cette carte et de ses conditions d'opérations. Ses Exigences fonctionnelles et opérationnelles sont décrites en détail dans le document STB⁷ attaché en annexe. Comme déjà annoncé en introduction, la version de STB ci-jointe est la toute première du projet, elle représente uniquement la partie scientifique.

⁷ Spécification technique de Besoin

3.2 Résultats

Les valeurs de TEC calculées à chaque pas de temps à l'aide de l'équation 8 permettent de se rendre compte de l'évolution du TEC. Logiquement les valeurs suivantes seront toujours supérieures à cette première valeur car lors de l'occultation, les signaux vont traverser de plus en plus d'ionosphère comme le montre la Figure 4, jusqu'à arriver dans la troposphère (atmosphère neutre) comme le montre la Figure 3. Il s'agit du TEC absolu non-calibré car la première mesure qui sert de référence est étalonné à 0 alors qu'en réalité des électrons sont présents au dessus de l'orbite du satellite.

Malheureusement, il n'est pas encore possible de réaliser ce genre de mesure, mais nous pouvons avoir une idée de ce à quoi s'attendre grâce au sondage ionosphérique qui reprend les mêmes techniques depuis un point fixe terrestre recevant un signal durant la trajectoire du satellite reçu. L'échelle passe alors de quelques minutes pour une occultation, à quelques heures lors d'un sondage ionosphérique. La figure 8 illustre le TEC non-calibré mesuré lors de ce stage depuis le toit du bâtiment Lamarck sur le campus de paris7.

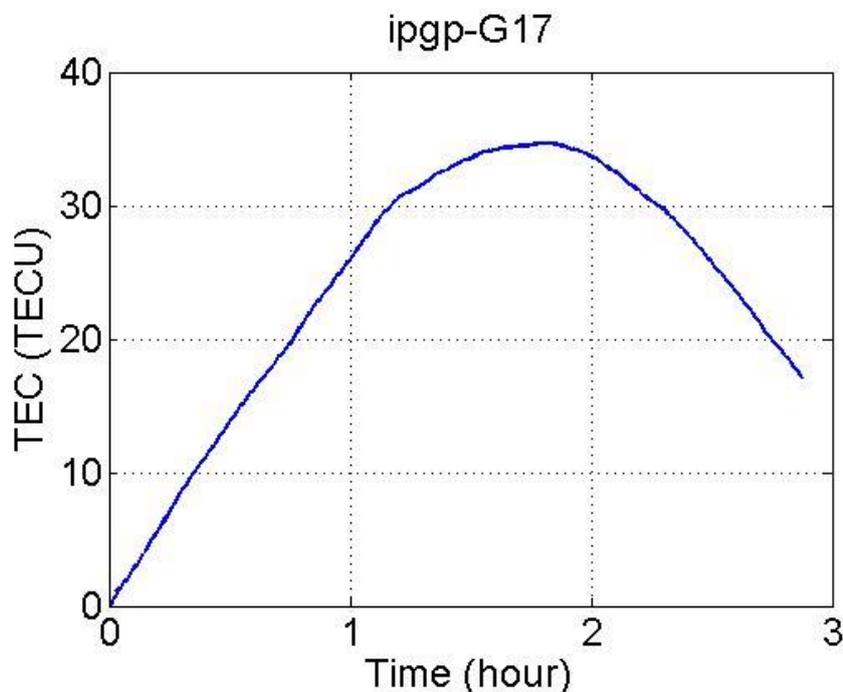


Figure 8: Graphique de TEC non-calibré en fonction du temps de mesure continu sur le GPS 17, le 24/04/14.

En calibrant le TEC d'une occultation, il est possible d'en ressortir, à l'aide des algorithmes d'inversion (réf. 3&4), les profils de densité électronique qui vont caractériser l'ionosphère comme le montre la Figure 3. Il est ensuite possible de coupler les cartes IGS qui ont une résolution de TEC horizontale (sondage ionosphérique GPS-sol, cf. Figure 8) avec des profils verticaux d'occultation, ce qui permet de produire une carte en 3 dimensions de l'ionosphère afin de mieux connaître ces mécanismes.

Pour ce qui est de la détection des ondes de gravités, Les courbes de TEC comme ci-dessus sont fittées pour mesurer les écarts à la courbe de tendance, ensuite est mis en place une apodisation pour ne garder que les endroits où le signal varie, et enfin un filtre qui permet d'adoucir l'effet de bruit sur la mesure. Ces différentes étapes effectuées sur la Figure 8 permettent de faire ressortir de dTEC, ou TEC relatif :

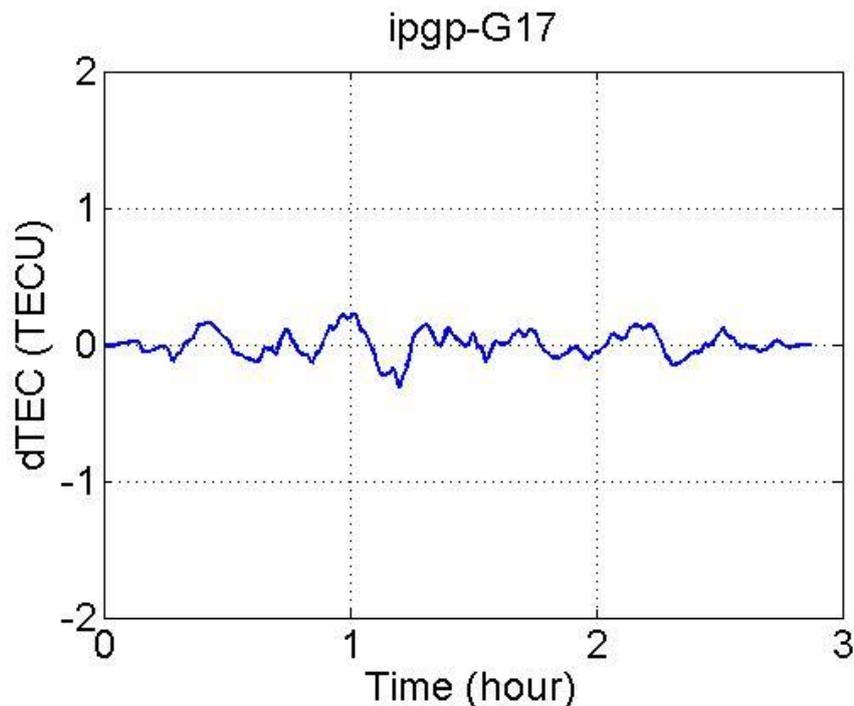


Figure 9: TEC relatif en fonction du temps de mesure continu sur le GPS 17, le 24/04/14.

D'après le site de la NOAA⁸ (<http://www.noaa.gov/>), les activités solaires furent très faible et le champ magnétique calme ce jour là. Les écarts au zéro de l'ordre de 0.1-0.2 TECU⁹ sont typiquement représentatifs des biais instrumentaux et événements diurne faibles. Pour exemple, en

⁸ NOAA = National Oceanic and Atmospheric Administration.

⁹ TECU= TEC Unité ; 1TECU = 10^{16} électrons.m⁻².

Figure 10 (page suivante) une mesure de sondage ionosphérique qui a été faite le 1^{er} avril 2014 au Chili, lors du séisme de magnitude 8.2 (<http://www.insu.cnrs.fr/node/4799>)

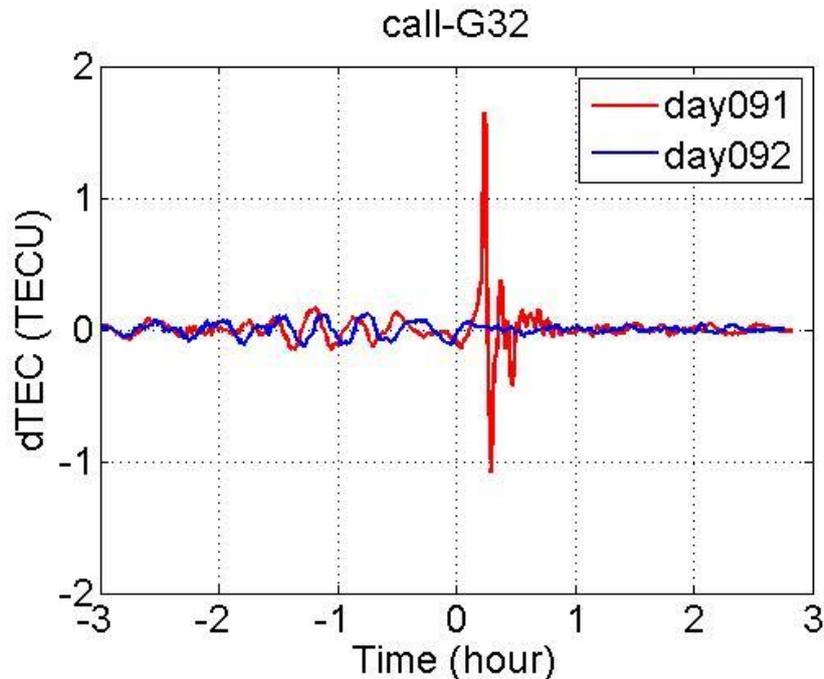


Figure 10: TEC relatif mesuré entre la station Call au chili et le GPS 32.

Nous retrouvons bien les biais instrumentaux de faible amplitude analogues à la Figure 9. L'heure 0 correspond au déclenchement du séisme, et environ 15-20 minutes après l'évènement, l'onde de gravité associée à ce séisme est mesurée. Nous voyons alors apparaître un pic qui mesure un écart de plus d'un TECU.

La mesure est ensuite répétée le lendemain à la même heure pour prouver que l'évènement ne résulte pas d'un phénomène diurne, ceci est possible grâce au fait que la période de révolution d'un GPS en MEO¹⁰ est de 12h sidérale, donc 24h après le satellite retrouve sa position avec 4minutes d'avance. Il est d'ailleurs possible de remarquer un léger décalage en temps sur les mesures de faible amplitude.

¹⁰ MEO = Medium Earth Orbiter.

4 Conclusion

Suite à cette étude, un grand nombre de précisions ont été apportés au projet IGOSAT via ce stage, comme la géométrie de l'occultation, les signaux à décoder, le débit de mesure généré, la manière d'extraire le TEC etc... Mais faute de bases non fixées dans les autres sous-systèmes (non connaissance du débit télécom, du taux de compression, des possibilités de stockage etc...), une grande partie des informations essentielles reste encore à définir ultérieurement.

La STB¹¹ devra continuer d'évoluer sur les 3 prochaines années en fonction des paramètres influents et des prises de décisions ultérieures. Il s'agit pour le moment de la toute première version.

La difficulté principale de ce stage fut la multidisciplinarité sollicitée pour la réalisation de la STB. Il m'a fallu des bases en géosciences apportées par mon cursus en télédétection et techniques spatiales au sein de l'IPGP pour mieux comprendre les mécanismes de l'ionosphère. Mais aussi me plonger dans les domaines d'informatique et d'ingénierie afin d'établir une communication en ASCII ou hexadécimal avec la carte GPS, réaliser un banc de test, manipuler les codes d'orbitographie afin d'estimer le nombre d'occultations possible par orbite etc... Et surtout de l'autonomie pour l'organisation de cet ambitieux projet étudiant.

Ce stage m'a permis de découvrir le travail au sein d'une équipe pluridisciplinaire étant chacun(e) relié à ce projet commun, générant ainsi une bonne synergie. De plus, il m'a fallu faire des choix parmi les visions divergentes des multiples encadrants et collaborateurs du projet, et prendre des responsabilités. La fin de mon stage s'est terminée par le transfert de connaissance à mon collègue *Odysseas Platsakis* (étudiant en M2 NPAC¹²) qui prends actuellement la suite de l'étude. Cependant, contribuant au projet depuis sa création, ma coopération ne s'arrêtera donc pas avec la fin du stage.

¹¹ Spécification Technique de Besoin.

¹² Noyaux Particules Astro-particules et Cosmologie.

5 Remerciements

Je remercie le CNES et le campus paris 7 de me permettre de participer au plus gros projet spatial étudiant français à ce jour. Donc en particulier Mr *Philippe Lognonné* pour investissement à la création de ce projet.

Je souhaite aussi remercier *Natacha Combier* qui est une manageuse de projet fort sympathique et la seule personne à temps plein pour celui-ci. Ainsi que l'ensemble des étudiants y étant inscrit pour leur ambition. Et *Virgile Rakoto* actuellement en thèse sur l'occultation pour son aide apporté à la compréhension du sujet et la manipulation des codes permettant de retrouver le TEC.

L'aide de Mr *Samuel Nahmani*, chercheur IGN¹³, m'a été très précieuse au début du stage pour comprendre et lire les fichiers RINEX (cf.

Glossaire).

Et enfin, je voudrais rendre hommage à Mr *Pierdavide Coïsson* pour son importante implication bénévole, autant dans la recherche de documentation, de ses codes de simulation d'orbitographie et de ces explications d'experts.

¹³ Institut Géographique National

6 Références

- Réf 1. Phased array GNSS Antenna for the FORMOSAT-7/COSMIC-2 radio occultation mission (Dimitry Turbiner, Larry E.Young, Tom Meehan - California Institute of Technology, Jet Propulsion Lab
- Réf 2. Analyse des données TEC de COSMIC et des profils de densité électronique par la technique de l' « onion peeling » ; HUSSON Victor - 2013
- Réf 3. Improvement of ionospheric electron density estimation with GPSMET occultations using Abel inversion and VTEC information, Garcia-Fernandez, M., M. Hernandez-Pajares, J. M.Juan, J.Sanz, Journal of Geophysical Research, vol. 108, nr. A9, 1338
- Réf 4. Improving the Abel inversion by adding ground data LEO radio occultations in the ionospheric sounding, Hernandez-Pajares, M., J. M. Juan, J. San, Geophysical Research Letters , 27 (16) : 2743-2746. ISSN: 0094- 8276, 2000.
- Réf 5. GPS radio occultation measurements on ionospheric electron density from low Earth orbit L.-C. Tsai · Kai-Chien Cheng · C. H. Liu: DOI 10.1007/s00190-011-0476-9
- Réf 6. Status of Ionospheric Radio Occultation CHAMP Data Analysis and Validation of Higher Level Data Products; Norbert Jakowski, Andreas Wehrenpfennig, Stefan Heise, Christoph Reigber, and Hermann Lühr.
- Réf 7. Détection multi-instruments des perturbations ionosphériques générées par la propagation des tsunamis ; P. Coïsson 2012.
- Réf 8. Internal atmospheric gravity waves at ionospheric heights ;C. O. Hines, 1441-1481, 10.1139/p60-150
- Réf 9. Occultation troposphérique par la technique du « bending angle » ; Ari JEANNIN – 2013
- Réf 10. Simulation de 24h de radio-occultation GPS par un nano satellite en orbite basse ; Tanguy HELLIOT - 2013
- Réf 11. Modes opérationnels d'IGOSAT ; Moufida CHARJET – 2014
- Réf 12. Etude des contraintes pour le contrôle d'attitude du satellite étudiant UnivEarths pour effectuer une mesure complète d'occultation ; Arthur CROSSE – 2013
- Réf 13. Simulation d'orbite Scillab réalisée par Stefan Vukasinovic et Benjamin Steier – 2014

7 Annexe : Spécification Technique de Besoin Occultation

**SPECIFICATION TECHNIQUE DE BESOIN
«CHARGE UTILE OCCULTATION»**

Version Préliminaire

Préparé par :

Ari JEANNIN

Date :

26/05/2014



Réf. : IGOSAT_STB_GPS_16052014

Édition : 0 Date :

Révision : 0 Date :

Page : 2

HISTORIQUE DES MODIFICATIONS

Ed.	Rev.	Date	Modifications	Visa
1	0	7/04/14	Création du document	

Table des matières

1. Exigences fonctionnelles	3
2. Exigences operationnelles.....	5
2.1. Sûrete de fonctionnement	5
2.2. Duree de vie.....	6
2.3. Modes de fonctionnement	7
2.4. Telemesures	9
2.5. Telecommandes.....	15
3. Références.....	18
4. Annexe(s).....	20
4.1. Communication avec le GPS.....	20



1. EXIGENCES FONCTIONNELLES

L'intérêt scientifique principal est de pouvoir détecter des événements naturels. La signature de ces événements se voit à travers les ondes de gravités¹ qui se propagent depuis le phénomène la générant jusqu'à l'ionosphère. La mesure de TEC² en continu permet de s'affranchir du moment où aura lieu un saut de densité électronique du à celles-ci.

Pour se faire, il faut avoir les positions des satellites occultant, ainsi que la mesure des signaux lus. Les données de navigation en fonction du temps (éphémérides) se retrouvent officiellement sur internet (<http://celestrak.com/>). Il sera donc demandé à la carte OEM615³ de mesurer les signaux GPS en continu durant l'occultation.

La charge utile OEM615 devra mesurer le maximum de signaux en occultations dans le respect des contraintes (énergie, stockage, débit, télécommunication). Le lieu de mesure ne peut pas être défini car une onde de gravité peut survenir n'importe où dans une grande majorité du Globe (réf 8). Donc les mesures devront avoir lieu aléatoirement à la surface du globe.

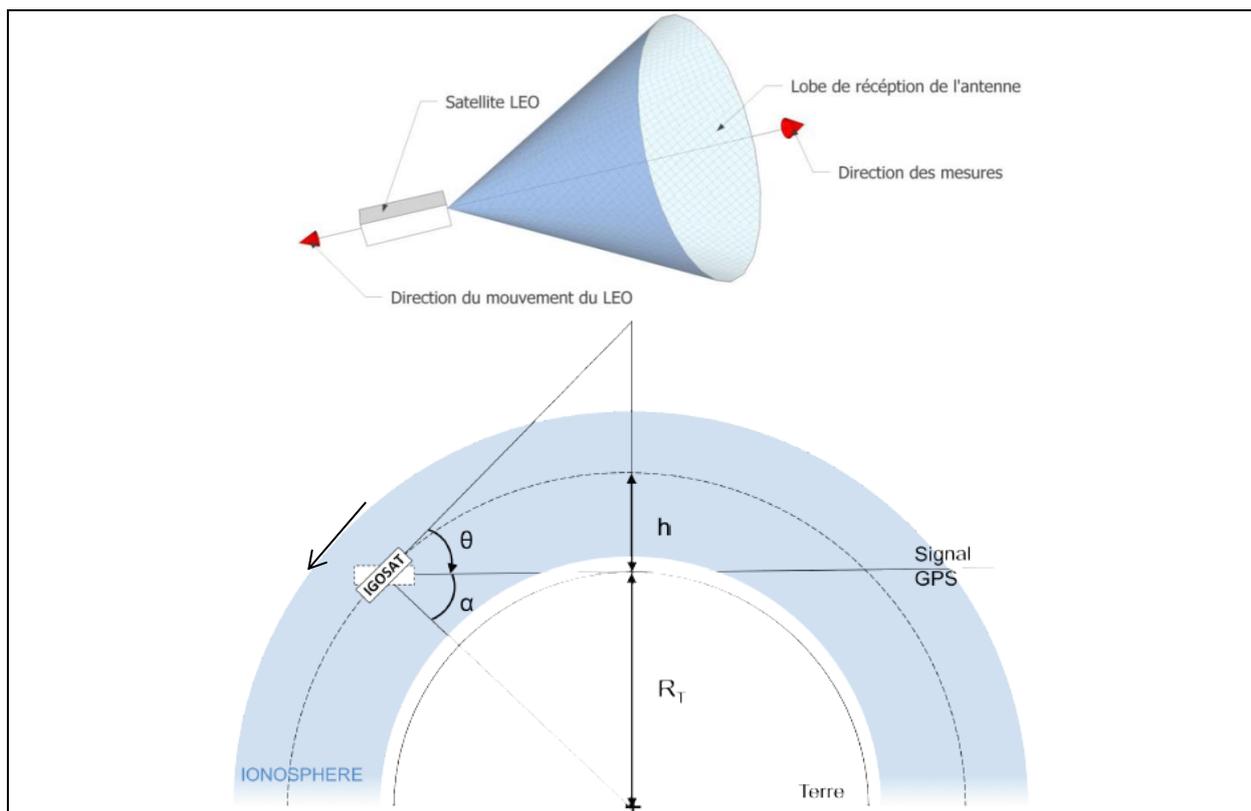


Figure 1: schéma géométrique et lobe d'antenne d'une occultation en closed-loop.

¹ Variations de pression atmosphérique concentriques créées par un mouvement à la surface libre soumise à la gravité.

² Total Electron Content, ou densité électronique.

³ Récepteur GPS bi-fréquence de chez NovAtel.



Il existe deux méthodes de radio-occultations (réf 9.), la méthode d'open-loop (occultation montante, donc antenne à l'avant du satellite) et la méthode de closed-loop

(occultation descendante, antenne à l'arrière, cf. géométrie Figure 1). Après simulations d'orbites (réf 10.), le nombre d'occultations qu'il est théoriquement possible de faire est très supérieur au nombre d'occultations qui seront transmissible au sol. De plus, la première accroche du signal se fait très simplement lorsque le signal ne voyage que dans l'haute ionosphère alors qu'il est plus délicat d'accrocher un signal à son apparition après un trajet au travers de l'ionosphère, troposphère et à nouveau l'ionosphère. Et enfin, La carte OEM615 ne possède pas la technologie permettant d'accrocher le signal en open-loop. Pour ces raisons, la méthode qui sera adopté sera le closed-loop.

Après ces différents choix, il sera donc nécessaire que l'acquisition ait lieu par le lobe d'antenne situé à l'arrière du satellite comme le montre la Figure 1. Et pour une optimisation de la mesure, il est important que l'angle d'élévation soit négatif, ce point sera abordé en détail dans les [exigences opérationnelles](#). Afin d'obtenir une visée vers 300km d'altitude, il faudra qu'IGOSAT soit capable de fixer son comportement sur deux axes minimum car comme le montre la Figure 1, le lobe d'une antenne patch possède une symétrie circulaire ce qui permet une continuité des mesures même si IGOSAT possède un fort roulis (rotation selon l'axe du vecteur vitesse). Donc la SCAO⁴ devra fixer les deux autres axes de rotation.

STB-1-1

- A. IGOSAT fera des occultations en closed-loop, donc Le lobe d'antenne pointera vers l'arrière du satellite.*
- B. La SCAO doit fixer au moins 2 axes de rotation.*
- C. le signal du GPS occultant doit être accroché avant que les deux satellites n'entrent en occultation⁵*
- D. IGOSAT devra mesurer les signaux GPS en continu durant l'occultation.*
- E. L'étude du TEC relatif est intéressante sur l'ensemble du globe.*

⁴ Système de Commande d'Attitude et d'Orbite.

⁵ L'occultation a lieux lorsque le signal entre les deux satellites traverse l'ionosphère.



2. EXIGENCES OPERATIONNELLES

2.1. SURETE DE FONCTIONNEMENT

FIABILITE

Pour la fiabilité de fonctionnement, la carte OEM615 évaluera pour chaque mesure le rapport signal sur bruit afin que l'utilisateur puisse se rendre compte de la crédibilité de chaque mesure. De plus, toutes mesures faites par la carte GPS se terminent par code hexadécimal de fin de log, ce qui permettra de prévenir d'un saut de mesure à bord ou même lors de la télécommunication. (Code 32-bits CRC p36 du [Guide OEM615](#))

MAINTENABILITE

Le contrôle de la carte GPS se fera par l'ordinateur de bord, donc un upload pourra se faire à chaque communication avec IGOSAT, ainsi les commandes peuvent être rafraichies régulièrement. En outre la carte GPS renverra en output son état de santé de manière régulière avec le jeu de données et le tout sera transmis au sol. Un suivit sera donc établi.

SECURITE

Afin d'établir une sécurité de fonctionnement, un banc de test permettant de qualifier la carte OEM615 aux normes spatiales sera effectué. Celui-ci comprend le débridage cocom⁶, des tests de vibrations, bilan thermique etc... L'ensemble de ces vérifications seront effectuées sur la carte qui sera officiellement insérée dans IGOSAT.

ERGONOMIE,

La carte sera liée à l'utilisateur par l'intermédiaire de l'ordinateur de bord. Celui-ci sera contrôlé par télécommunication. L'utilisation de la se résume à envoyer une demande (sous forme de log) et la carte renvoie en output la mesure demandée. Il est possible d'envoyer deux types de demande, une périodique qui renverra donc des données de manière régulière, et une autre qui renverra qu'une réponse unique.

STB-2.1-1

A. La carte OEM615 devra permettre un suivit de l'intégrité des données

B. La carte pourra être contrôlée afin de pouvoir rafraichir les demandes et suivre son état de santé.

C. La carte devra être débridée en vitesse et altitude, ainsi que passer une série de test permettant la norme spatiale.

⁶ Débride l'altitude maximale de fonctionnement ainsi que la vitesse



Réf. : IGOSAT_STB_GPS_16052014

Édition : 0 Date :

Révision : 0 Date :

Page : 6

2.2. DUREE DE VIE

La durée de vie de la carte OEM615 est estimée par le constructeur à 25°C :

-En stockage, 1 625 437 heures, soit plus de 185 ans. Avec 0.54% de probabilités de dysfonctionnement.

-En marche, 1 051 148 heures, soit environ 120 ans. Avec 0.83% de probabilités de dysfonctionnement.

La durée de vie varie en fonction de la température externe principalement, le pire cas étant le fonctionnement de la carte à +85°C, sa durée de vie est alors estimée à 211 313 heures, soit plus de 24ans, avec 4,06% de probabilités qu'une erreur intervienne. Ces heures estimées sont des MTBF (« *mean time between failures* »), autrement dit, il s'agit du temps moyen entre les pannes.

Le temps de mission minimal satisfaisant est établi à 1 an. Donc tant que la carte OEM615 est utilisée dans sa gamme de température de fonctionnement (voir 2.4, Onglet Thermique), sa durée de vie estimée dépasse grandement le temps de mission.

En revanche, la durée de vie en orbite peut varier grandement en fonction des radiations. Cette carte n'étant jamais allée dans l'espace, il n'existe actuellement aucune information à ce sujet.

STB-2.2-1

D. La durée de vie de la carte OEM615 dépasse au minimum d'un facteur 20 l'espérance de mission.

E. Une estimation de l'influence des radiations est nécessaire.



2.3. MODES DE FONCTIONNEMENT

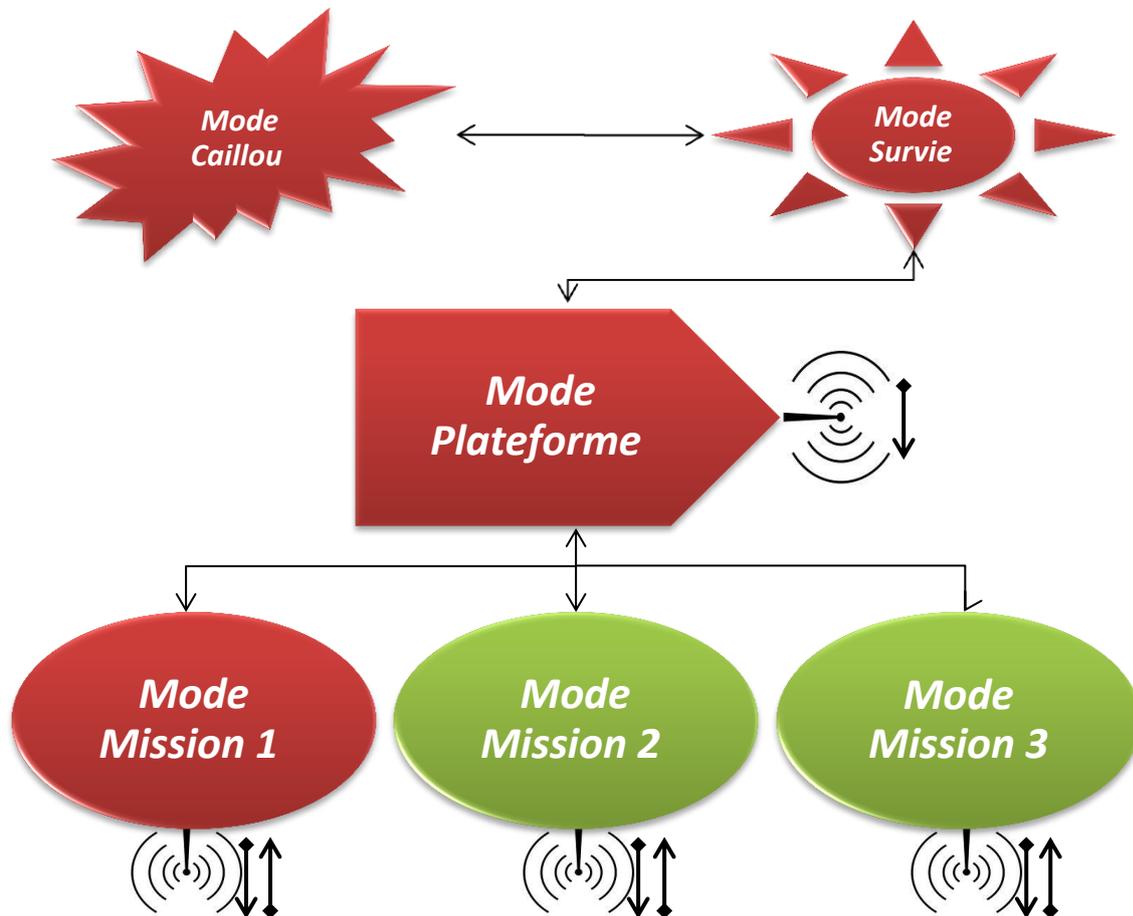
Six modes de fonctionnements ont été définis afin de répartir au mieux les applications essentielles au bon fonctionnement de la mission IGOSAT (réf 11.). Ceux décrits ci-dessous sont des résumés adaptés à la charge utile GPS. Il est important de noter que l'acquisition de télémesures doit être faite lorsqu'aucun appareil à bord n'est susceptible de dégrader ces mesures, i.e il faut que la télécom soit inactive durant l'occultation

- ❖ **Mode Caillou** : Récepteur GPS éteint ; ce mode correspond à une coupure de tous les sous-systèmes.
- ❖ **Mode Survie** : Récepteur GPS éteint ; ce mode permet une optimisation de charge de la batterie.
- ❖ **Mode Plateforme** : Récepteur GPS éteint ; ce mode privilégie la télécommunication afin de vider la mémoire.
- ❖ **Mode Mission1** : Récepteur GPS éteint ; Privilégie le Scintillateur.
- ❖ **Mode Mission2** : Récepteur GPS actif en dehors des transmissions au sol ; télémesures et ordinateur de bord actifs ; télécommunication active lorsque possible ; Scintillateur éteint.
- ❖ **Mode Mission3** : Scintillateur au niveau des cornets polaires et SAA & Récepteur GPS actifs ; télémesures et ordinateur de bord actifs ; télécommunication active en dehors des cornets polaires et SAA ;

Lorsque la mémoire est pleine, les modes missions retournent en mode plateforme.

Lorsque la batterie atteint un seuil critique, le mode survie est alors sélectionné.

Si un problème inattendu survient, un retour au mode caillou se fera automatiquement.



Les modes de coloris vert signifient que la carte OEM615 est active en dehors des télécommunications. Dans les modes en rouge, aucune prise de mesure ne peut être faite. Les flèches montantes signalisent une prise de données scientifiques et les descendantes la télécommunication. Il est important de noter que la télécommunication transmet les données au sol mais aussi reçoit des commandes depuis le sol.

STB-2.3-1

A. La carte OEM615 sera allumée dans les modes de mission 2 et 3.

B. Lorsque la carte est allumée, la télécommunication doit être éteinte. Et vice-versa.



2.4. TELEMESURES

La mesure peut s'effectuer lorsque les ondes électromagnétiques L1 et L2 émises depuis un GNSS (Global Navigation Satellite System) et réceptionnés par IGOSAT traversent l'ionosphère. Les mesures sont en format constructeur lorsque qu'elles sortent de manière brute de la carte (« *Raw datas* »). Puis pour une exploitation conventionnée de ces données, nous utiliserons le format « RINEX » (*Receiver Independant EXchange Format*) qui correspond au format internationalement utilisé pour traiter les données GPS.

MESURE

L1 et **L2** se mesurent en nombre de cycles du signal électromagnétique des porteuses L1 (fréquence de 1575,420 MHz) et L2 (1227.600 MHz).

Le code **coarse acquisition (C/A)** est modulé dans la porteuse L1 uniquement, il transmet des informations (PRN, position des satellites [almanach/éphémérides], correction d'horloge, état de santé du satellite etc..) à 50bits/s.

Le code **P** (pour précis) fonctionne exactement de la même manière que le code C/A mais il est réservé à un usage militaire donc protégé par un système d' « Anti-spoofing ». Il en reste néanmoins lisible mais avec une moins bonne résolution que le code C/A. La porteuse L2 contient uniquement le code P.

Les mesures **C1** et **P2** correspondent aux *pseudorange* mesurés en mètres. La pseudorange est la distance entre les satellites calculés par le temps de propagation du signal. Il est sous-entendu que le PRN (numéro du satellite) apparaisse en output car la lecture d'un code modulé dans une des porteuses contient cette information.

La technique de l'«onion pelling » (réf 2) montre qu'une résolution de couches de quelques kilomètres permet de retrouver un profil de TEC satisfaisant par la technique d'inversion d'Abel (réf 3 et 4). Or d'après les données COSMIC (<http://cdaac-www.cosmic.ucar.edu/cdaac/products.html#cosmic>), une occultation dure approximativement 500s pour traverser les 520 km d'ionosphère sous le satellite (orbite à 600km et base de l'ionosphère à 80km d'altitude). Ainsi, une mesure à 1Hz permet une résolution kilométrique, ce qui est largement suffisant et ce qui explique pourquoi cette valeur est communément admise (réf 5 et 6).

STB-2.4-1

Les Mesures nécessaires à l'occultation contiendront à une fréquence minimale de 1Hz :

- *L1 qui a pour fréquence de 1575,420 MHz*
- *L2 qui a pour fréquence 1227.600 MHz*
- *C1*
- *P2*



Réf. : IGOSAT_STB_GPS_16052014

Édition : 0 Date :

Révision : 0 Date :

Page : 10

ANTENNE:

La mission COSMIC a montré que le gain de l'antenne doit être compris entre 8 à 12dB pour avoir une qualité de mesure suffisante afin d'exploiter le TEC (réf 1.). Le gain est proportionnel à l'angle d'ouverture de l'antenne. Pour cette raison et pour des raisons de consommation et de poids, le satellite IGOSAT sera équipé d'une antenne de type patch (réf 12.). Ceci implique aussi que le coefficient de réflexion de l'antenne doit être minimal pour les longueurs d'onde correspondantes ($\lambda_1 = 19.05$ cm pour L1 et $\lambda_2 = 24.4$ cm pour L2).

Les signaux L1 et L2 sont polarisés circulairement afin de contrer la rotation de Faraday lors de l'entrée dans l'ionosphère (réf 7.), ainsi il faudra que l'antenne ait aussi une polarisation circulaire.

L'angle d'élévation correspond à la direction de pointage des mesures (cf : θ , figure 1). Il est considéré à 0° sur la figure 2, il prend une valeur positive s'il pointe plus haut et négative en pointant plus bas (vers la Terre). Un pointage à 345km d'altitude sera le plus optimal car il correspond à la moitié de l'occultation moyenne (les 90km les plus proches de la Terre étant neutre, ils ne rentrent pas dans la mesure de TEC). Le pointage à 345km correspond à un angle d'élévation θ de $-15,5^\circ$.

STB-2.4-2

- A. *L'antenne sera uniquement dédiée à la réception des deux fréquences L1 et L2.*
- B. *Le coefficient de réflexion de l'antenne devra être minimal pour les longueurs d'onde correspondantes ($\lambda_1 = 19.05$ cm pour L1 et $\lambda_2 = 24.4$ cm pour L2).*
- C. *L'antenne aura une polarisation circulaire.*

POSITIONNEMENT:

Pour se positionner, la carte nécessite d'avoir en visibilité 4 satellites GPS ou GLONASS pour résoudre les inconnues qui sont x, y, z et le temps.

À l'allumage à froid, le récepteur GPS met au minimum 12.5 minutes pour charger l'almanach et les éphémérides afin de se positionner avec une bonne précision. Sur une orbite de 1h24, 12.5 minutes représentent environ 6500km parcourus.

L'allumage à chaud permet une acquisition en 35secondes, mais l'allumage à chaud sous-entend que l'almanach est resté en mémoire donc que la carte se repère par rapport à sa dernière position connue. Or la position d'IGOSAT varie constamment.

Reste l'allumage avec chargement de position et temps précédemment définis (allumage le plus rapide), mais les inconvénients seront au niveau de la précision de l'estimation qui se traduira toujours en temps de calcul pour l'ajustement au démarrage. Mais aussi le fait qu'il faille calculer et fournir les données en amont par la télécom.

De plus la carte OEM615 sera à priori liée avec une antenne de type patch située à l'arrière du satellite. Dans le cas où le lobe de cette antenne est de :



Réf. : IGOSAT_STB_GPS_16052014

Édition : 0 Date :

Révision : 0 Date :

Page : 11

- 40°, elle pourra se positionner 24fois en 24heures totalisant 51minutes de positionnement au total.

- 60°, elle pourra se positionner 108fois en 24h comptabilisant approximativement 6h de positionnement. Sachant que 24h correspondent à environ 16orbites, le satellite pourra se positionner 22minutes30 par orbite, donc ~27% de positionnement par orbite. (réf 13.)

En conclusion, la configuration optimisée pour l'occultation ne se prête pas au positionnement. Cependant elle pourra en fournir de manière éparsée. En guise de rappel, la mesure du TEC relatif ne nécessite pas de mesures d'éphémérides ce qui permet de rendre la carte opérationnelle dès l'allumage.

STB-2.4-3

La carte OEM615 ne pourra pas servir au positionnement régulier.

OCCULTATION ET TELEMESURE

Pour l'occultation, nous prendrons en compte uniquement la constellation GPS car elle permet à elle seule d'effectuer entre 7 et 13 occultations par orbite en fonction du lobe d'antenne. Ceci est à priori largement suffisant si l'on considère le but initial de la mission qui est de réaliser 3 occultations par orbite (2 cornets polaires et l'anomalie Sud Atlantique). De plus, l'algorithme permettant de retrouver le TEC ne se réalise pas de la même manière avec la constellation GLONASS.

La carte GPS peut renvoyer les données brutes en 2 formats différents, soit en ASCII soit en Binaire. Une autre solution envisagée serait de transformer les données brutes en format Rinex.

En prenant une mesure à 1Hz durant 8minutes avec 2 satellites⁷ en vue et sans compression, les données brutes en ASCII font 134 400 octets alors que les données brutes en binaire ne font que 63 228octets, soit 53% de moins. Et le format Rinex compilé à partir de chacun des fichiers bruts fait respectivement 168 048 et 167 702, soit de même taille à 0.2% près, ce qui est négligeable rapporté à la marge de sécurité optée à 30% près.

A prendre en compte que le volume de données mentionnées ici ne comprend aucune compression car aucune étude de facteur de compression n'as encore été faite. Donc il est supposé ici que la compression Hatanaka⁸ connue pour le transfert de fichiers Rinex ne permet pas de rendre un Rinex plus léger qu'un jeu de données binaire brut compressé.

En résumé, le fichier brut Binaire apporte un gain de place de plus de 50% par rapport au fichier brut ASCII. Et un gain de 62% par rapport au Rinex.

⁷ Les données sont calculés avec 2 satellites en vue, car rare seront les moments d'occultation avec un seul satellite (la commande envoyer ne peut pas sélectionner de satellites.

⁸ <https://facility.unavco.org/data/hatanaka.html>



Dans le pire cas, IGOSAT aura en visibilité 4 satellites simultanément, ce qui équivaut à 126Koctets de données brutes binaires en considérant toujours une occultation de 8minutes.

Pourcentage de télécom alloué au GPS	Format	9600 bit/s	1200 bit/s
100%	Binaire	3,92	0,49
100%	ASCII	1,87	0,23
60%	Binaire	2,35	0,29
30%	Binaire	1,18	0,15
30%	ASCII	0,56	0,07

Tableau 1: Nombre d'occultations transmissible par orbite en fonction du pourcentage de télécom disponible pour la CU OEM615, des données au format Binaire ou ASCII et du débit télécom à bord.

Le tableau 2 exprime le nombre d'occultations qu'il est statistiquement possible de transmettre au sol en fonction donc du débit télécom, du pourcentage de ce débit consacré aux données reçues par la carte OEM615 et du format des données. Le nombre total d'occultations possible par orbite est en moyenne de 11occultations, mais ce nombre d'occultations génère un nombre de données supérieur à ce qu'il est possible de retransmettre au sol par télécommunication. Le nombre maximal d'occultation possible serait de quasiment 4 par orbite et le pire cas descend le nombre d'occultations par orbite à 0,15 si seulement 30% de la télécommunication est disponible pour la carte GPS et que son débit de base est à 1200bits/sec. Il important de noter qu'aucun facteur de compression n'a été pris en compte ici.

Le nombre de bits que fera le fichier brut d'occultation est proportionnel au nombre de satellites en vue. Cela est dû au fait que durant l'occultation, la carte sort 2 lignes de données par satellite (L1 et L2) et par seconde pour une occultation à 1Hz. Pour optimiser le nombre d'occultations transmissible, il serait intéressant de sélectionner, dans les fichiers d'acquisition à bord d'IGOSAT, uniquement le satellite considéré en occultation et supprimer le reste afin que chaque occultation ne comprenne qu'un satellite et ramène le poids d'un fichier binaire à environ 30Ko.

	Binaire	ASCII
Données brutes par seconde et par satellite	525 bit.s ⁻¹	1100 bit.s ⁻¹

Tableau 3: débit de données par satellite et par seconde.



La sortie de la carte autorise un débit jusqu'à 921 600bits/sec, ce qui est largement supérieur au besoin des mesures (cf. Tableau 4). Et largement supérieur au pire cas considéré lorsque 7satellites sont en vue simultanément avec une antenne à 60° (réf 13.), ils génèrent 3675bits/sec d'angle d'ouverture.

STB-2.4-4

A. L'occultation ne tiendra compte que des satellites de la constellation GPS.

B. Les données seront transmises en Binaire.

C. Le débit sera de 525bit.s⁻¹ par satellite en visibilité.

PRECISION DE MESURE:

La précision des mesures peut être au minimum de 0.1TECU⁹ pour pouvoir discerner les ondes de gravités provoquées par un tsunami depuis la variation du TEC. Cependant pour ce qui est des ondes gravitaires provoquées par agitation du champ magnétique terrestre, la précision doit être de l'ordre de 10⁻²TECU. Par la formule :

$$d\Delta T = \frac{40.3}{c} \left(\frac{1}{f_1^2} - \frac{1}{f_2^2} \right) \Delta TEC$$

Il est nécessaire d'avoir une résolution en temps de l'ordre de 3,5 *picosecondes*, or la carte OEM615 n'offre qu'une résolution de 20ns (moyenne quadratique), ce qui correspond à une précision de 57 TECU, donc le bruit rendrait toute mesure inexploitable.

Heureusement, les premiers sondages ionosphériques effectués sur le toit du bâtiment Lamarck (campus Paris7) montrent une résolution de 0,1-0,2 TECU (voir figure 2). Ceci est dû aux biais instrumentaux qui sont supprimés lors de la soustraction de la mesure prise sur L1 et celle prise sur L2 (réf 14.). Selon une chercheuse¹⁰ de l'IPGP travaillant sur le même type d'instrument, l'erreur devrait se situer aux alentours de 0.02-0.04 TECU en occultation et peut varier en fonction des conditions géomagnétiques.

⁹ Unité de mesure du TEC, 1TECU=10¹⁶électrons/m²

¹⁰ Elvira Astafyeva : astafyeva@ipgp.fr

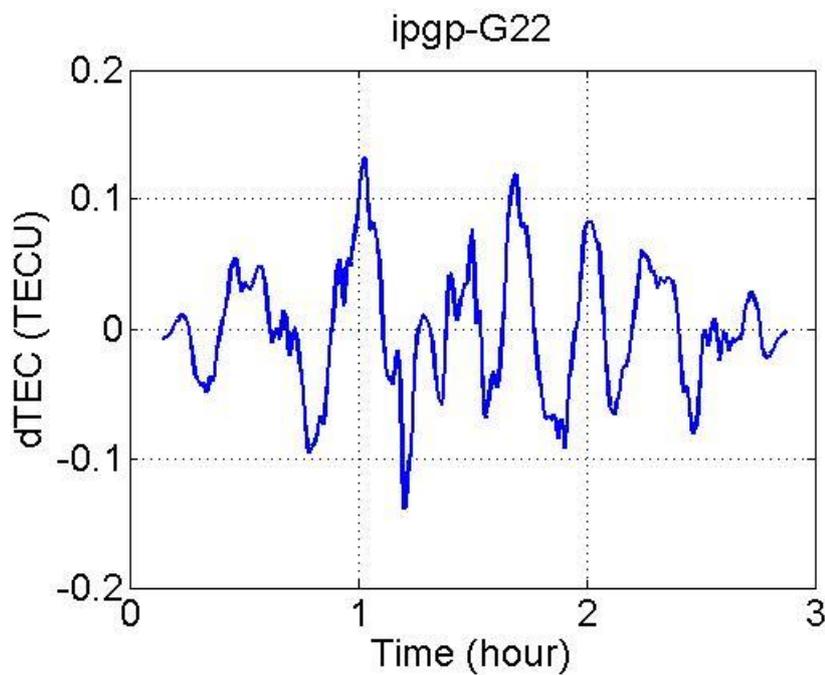


Figure 3: Test de sondage ionosphérique avec la carte OEM615.

Prendre la mesure à 20 Hz améliorerait de $\sqrt{20}$ la résolution comparé à 1Hz (Cf. cours d'optiques), c'est-à-dire environ 4.5 fois mieux. Mais ceci à un prix : des données 20fois plus importantes, soit environ 1,3 Mégaoctet l'occultation pour un cas standard et environ 4,4 Mo dans le pire cas (plus de 10 000bit.s⁻¹). Le facteur de gain de 4.5 sur des mesures qui sont déjà satisfaisante ne rend pas rentable le facteur 20 qui s'appliquerait alors aux données. Cette possibilité ne sera donc pas retenue.

STB-2.4-5

A. La précision nécessaire à l'exploitation scientifique est de 0.1 TECU.

B. La prise de mesure à 1Hz permettra un meilleur équilibre des contraintes.



Réf. : IGOSAT_STB_GPS_16052014

Édition : 0 Date :

Révision : 0 Date :

Page : 15

POWER

- ❖ Voltage en entrée: +3.3 VDC [$\pm 5\%$]
- ❖ Puissance consommée: <1.0 W pour les GPS en double fréquences.

D'après le constructeur, la quantité consommée par la carte varie en fonction du nombre de satellites en acquisition. Dans notre cas, le lobe d'antenne étant restreint, 1Watt sera considéré comme la consommation maximale.

STB-2.4-6

A. La carte OEM615 nécessite 3,3Volts DC.

B. La carte OEM615 consommera moins d'1 Watt.

THERMIQUE :

La carte OEM615 fonctionne sous une la gamme de température suivante : -40°C à +85°C. Et peut se conserver éteinte entre -55°C et +95°C. Ces données proviennent du constructeur et ne peuvent être vérifiées sous peine de rendre inopérante le récepteur GPS.

STB-2.4-7

La gamme de fonctionnement de la carte OEM615 est de -40°C à +85°C.

2.5. TELECOMMANDES

FONCTIONNEMENT :

La carte OEM615 fonctionne avec un système de « logs » (voir [Annexe](#)), homologue à des commandes. Un log est une demande envoyée à la carte. Il existe des logs qui s'exécutent une seule fois, des logs qui s'exécutent à chaque nouvelle apparition de log et des logs qui demandent des réponses régulières.

Chaque log exige une réponse en Binaire ou en ASCII. Pour choisir le format voulu, il suffit de rajouter à la commande le suffixe « A » pour ASCII ou « B » pour Binaire.

Par exemple, pour voir les satellites en visibilité, il existe la commande SATVIS. Pour que la carte réponde en binaire, il faut rajouter le suffixe « B » et si nous voulons cette information toutes les 10secondes, voici le log à envoyer à la carte : « LOG SATVISB ONTIME 10 ». A noter que l'ensemble des commandes à venir finissent par un B afin que les informations soient retournées en binaire, format intéressant pour sa légèreté.



Réf. : IGOSAT_STB_GPS_16052014

Édition : 0 Date :

Révision : 0 Date :

Page : 16

CONFIGURATION OCCULTATION :

L'ordinateur de bord devra être programmé pour pouvoir allumer la carte OEM615 au moment voulu et lui envoyer la série de logs suivant :

- "**unlogall_ports true**", cette commande permet d'enlever les logs prédéfinis dans la carte afin que la carte soit allumée mais ne fasse rien d'autre que ce qui lui sera demandé.

- "**log rxconfigb once**", ce log retourne une par une les configurations. Il est communément utilisé afin de vérifier le bon réglage de la carte avant de prendre les mesures.

- "**log versionb once**", ressort la version de la carte, son numéro de série, la dernière version du firmware, sa date etc...

- "**log hwmonitorb once**", ce log retourne la température de la carte, avoir une température par mesure permet un suivi sur la longévité estimé de la carte.

- "**log rangecmpb ontime 1**", Toutes les informations nécessaires à l'occultation telle que décrite dans le chapitre précédent sont contenues dans ce log. Il correspond au log RANGE et en suffixe sont rajouté « -cmp » pour compressé et le « -b » pour binaire. Il renvoie pour chaque signal reçu :

- Le PRN du satellite émetteur
- La pseudorange mesurée et son écart-type
- La phase porteuse en nombre de cycles (Effet doppler cumulé) et son écart-type
- La fréquence de doppler instantanée
- Le Bruit sur la mesure
- Le temps de trackage continu
- à quelle constellation appartient le signal
- S'il s'agit de L1 ou L2, etc...

- "**saveconfig**", qui va permettre l'enregistrement des logs précédents.



CONFIGURATION POSITIONNEMENT

Si on sait à l'allumage que le satellite aura au moins 4satellites en vision, on peut alors chercher à se positionner. Les positions seront données en coordonnées ECEF selon l'ellipsoïde de référence WGS84. Pour cela il faut rajouter les logs suivants à la précédente liste :

- "**log satvis2b ontime 10**", qui permet un aperçu des satellites en visibilité, leur santé, vitesse, position, doppler théorique et apparent.

- "**log satxyz2b ontime 10**", quand utilisé avec un log range, il fournit les informations nécessaire afin de calculer la solution pour le positionnement. Ce log décode uniquement les satellites utilisés pour résoudre le positionnement.

- "**log bestxyzb ontime 10**", ce log retournera le meilleur positionnement disponible.

COMMUNICATION

La communication avec la carte depuis l'ordinateur de bord se fera avec un câble de type RS232¹¹, ce protocole de communication et aujourd'hui fonctionnel mais présente de légères erreurs interne au fichier d'acquisition. Ceci concerne le travail de mon collègue *Odysseas Platsakis* et sera détaillé prochainement.

A priori les commandes *SERIALCONFIG* & *INTERFACEMODE* serviront au réglage des ports de communication et la commande *SEND* sera essentielle pour l'envoi du log. Les caractères passant par le câble de type RS232 seront à priori de la forme suivante dans le cas d'une simple occultation :

```
IGOSAT_logs - Bloc-notes
Fichier Edition Format Affichage ?
send com1 "unlogall all_ports true"
send com1 "log rxconfigb once"
send com1 "log versionb once"
send com1 "log hwmonitorb once"
send com1 "log rangecmpb ontime 1"
send com1 "saveconfig"

pause 600

close com1
```

¹¹ Norme standardisant un bus de communication de type série.



3. REFERENCES

- Réf 1. Phased array GNSS Antenna for the FORMOSAT-7/COSMIC-2 radio occultation mission (Dimitry Turbiner, Larry E.Young, Tom Meehan - California Institute of Technology, Jet Propulsion Lab
- Réf 2. Analyse des données TEC de COSMIC et des profils de densité électronique par la technique de l' « onion peeling » ; HUSSON Victor - 2013
- Réf 3. Improvement of ionospheric electron density estimation with GPSMET occultations using Abel inversion and VTEC information, Garcia-Fernandez, M., M. Hernandez-Pajares, J. M.Juan, J.Sanz, Journal of Geophysical Research, vol. 108, nr. A9, 1338
- Réf 4. Improving the Abel inversion by adding ground data LEO radio occultations in the ionospheric sounding, Hernandez-Pajares, M., J. M. Juan, J. San, Geophysical Research Letters , 27 (16) : 2743-2746. ISSN: 0094- 8276, 2000.
- Réf 5. GPS radio occultation measurements on ionospheric electron density from low Earth orbit L.-C. Tsai · Kai-Chien Cheng · C. H. Liu: DOI 10.1007/s00190-011-0476-9
- Réf 6. Status of Ionospheric Radio Occultation CHAMP Data Analysis and Validation of Higher Level Data Products; Norbert Jakowski, Andreas Wehrenpfennig, Stefan Heise, Christoph Reigber, and Hermann Lühr.
- Réf 7. Détection multi-instruments des perturbations ionosphériques générées par la propagation des tsunamis ; P. Coisson 2012.
- Réf 8. Internal atmospheric gravity waves at ionospheric heights ;C. O. Hines, 1441-1481, 10.1139/p60-150
- Réf 9. Occultation troposphérique par la technique du « bending angle » ; Ari JEANNIN – 2013
- Réf 10. Simulation de 24h de radio-occultation GPS par un nano satellite en orbite basse ; Tanguy HELLIOT - 2013
- Réf 11. Modes opérationnels d'IGOSAT ; Moufida CHARJET – 2014
- Réf 12. Etude des contraintes pour le contrôle d'attitude du satellite étudiant UnivEarths pour effectuer une mesure complète d'occultation ; Arthur CROSSE – 2013



Réf. : IGOSAT_STB_GPS_16052014

Édition : 0 Date :

Révision : 0 Date :

Page : 19

Réf 13. Simulation d'orbite Scillab réalisée par Stefan Vukasinovic et Benjamin Steier - 2014

Réf 14. Calibration errors on experimental slant total electron content (TEC) determined with GPS ; L. Ciralo · F. Azpilicueta · C. Brunini · A. Meza · S. M. Radicella - 2006 - DOI 10.1007/s00190-006-0093-1



4. ANNEXE

4.1. COMMUNICATION AVEC LE GPS

MESSAGES ASCII

- Le Header commence par « # » et se termine par « ; »
- Chaque cellule (élément) se délimite par « , »
- Excepté la fin des datas, termine par « * »
- Toute transmission se termine par « *XXXXXXXX[CR][LF] »¹²

DEMANDE COMMANDE

- **ASCII abrégé :**

LOG COM1 BESTPOSB ONTIME 7 0.5 HOLD (*contre FRESET*)

- **ASCII :**

LOGA,COM2,0,66.0,UNKNOWN,0,15.917,004c0000,5255,32858;COM1,BESTPOSB,ONTIME,1.000000,0.000000,NOHOLD*F95592DD[CR]

- **Binaire (Hexadécimal):**

AA44121C 01000240 20000000 1D1D0000 29160000 00004C00 55525A8020000000
2A000000 02000000 00000000 0000F03F 00000000 0000000000000000 2304B3F1

REPONSE COMMANDE

- **ASCII abrégé :**

<OK

- **ASCII :**

#BESTPOSR,COM1,0,67.0,FINE,1028,422060.400,00000000,a31b,0;"OK" *b867caad

- A=ASCII
- S=ABREVIATED ASCII
- B=BINARY
- R=RESPONSE

- **Binaire :**

0xAA0x440x120x1C0x010x000x02.....etc.....

¹² This value is a 32-bit CRC of all bytes in the log, excluding the “#” identifier and the asterisk preceding the eight CRC digits.



LOG DATA ENTRANT

Type	Recommended Trigger	Illegal Trigger
Synch	ONTIME	ONNEW, ONCHANGED
Asynch	ONCHANGED or ONCE	-
Polled	ONCE or ONTIME ^a	ONNEW, ONCHANGED

Par exemple on demande:

❖ *Log aveposa onchanged*

-Le premier terme défini une demande.

-Le 2^{ème} thème constitue la demande.

-Et le 3^{ème} défini quand envoyer la réponse.

trigger	0 = ONNEW	Does not output current message but outputs when the message is updated (not necessarily changed)
	1 = ONCHANGED	Outputs the current message and then continues to output when the message is changed
	2 = ONTIME	Output on a time interval
	3 = ONNEXT	Output only the next message
	4 = ONCE	Output only the current message
	5 = ONMARK	Output when a pulse is detected on the mark 1 input, MK1I ^{a b}
period	Valid values for the high rate logging are 0.05, 0.1, 0.2, 0.25 and 0.5. For logging slower than 1Hz any integer value is accepted	Log period (for ONTIME trigger) in seconds ^c

LOG DATA SORTANT

Voici le type de retour correspondant à la demande précédente:

```
#AVEPOSA,COM1,0,48.5,FINESTEERING,1364,492100.000,80000000,E3B4,2310;51.1163
5589900,114.03833558937,1062.216134356,1.7561,0.7856,1.7236,INPROGRESS,2400,2*
72A550C1
```

Field #	Field type	Data Description	Format	Binary Bytes	Binary Offset
1	AVEPOS header	Log header		H	0
2	lat	Average WGS84 latitude (degrees)	Double	8	H
3	lon	Average WGS84 longitude (degrees)	Double	8	H+8
4	hgt	Average height above sea level (m)	Double	8	H+16
5	lat σ	Estimated average standard deviation of latitude solution element (m)	Float	4	H+24
6	lon σ	Estimated average standard deviation of longitude solution element (m)	Float	4	H+28
7	hgt σ	Estimated average standard deviation of height solution element (m)	Float	4	H+32
8	posave	Position averaging status (see <i>Table 71</i>)	Enum	4	H+36
9	ave time	Elapsed time of averaging (s)	Ulong	4	H+40
10	#samples	Number of samples in the average	Ulong	4	H+44
11	xxxx	32-bit CRC (ASCII and Binary only)	Hex	4	H+48
12	[CR][LF]	Sentence terminator (ASCII only)	-	-	-