



Université Denis Diderot

Science de la Terre, de l'Environnement et des Planètes

Stage de Licence – 3

Responsable : **Giovanni OCCHIPINTI**

Mémoire de Stage de

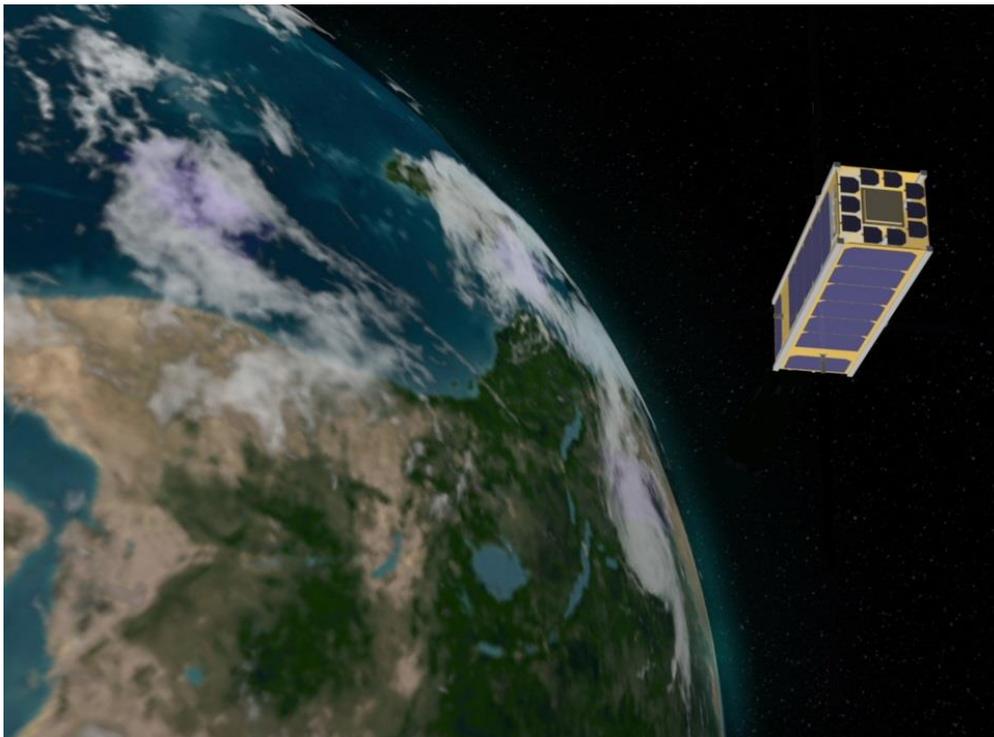
Tanguy HELLIOT

Titre du stage :

Simulation de 24h de radio-occultation GPS par un nano-satellite en orbite basse

Sous la direction de **Philippe LOGNONNÉ**

Co-directeur : **Pierdavide COÏSSON**
(Planétologie et Sciences spatiales)



Sommaire

1. Introduction.....	1
<u>A.</u> Contexte	1
a) La famille CubeSat	1
b)Le projet satellite.....	1
c) Problématique du stage.....	2
d) Intérêts.....	2
<u>B.</u> Concepts de base.....	2
a) L’occultation radio	2
b) Détermination du TEC	2
2. Réalisation de la simulation	3
<u>A.</u> Orbites.....	3
<u>B.</u> Langage de programmation.....	3
<u>C.</u> Etape 1 : création d'une base de données de positions des satellites	3
<u>D.</u> Etape 2 : Détermination des occultations.....	5
<u>E.</u> Conditions de simulations	6
<u>F.</u> Remarques.....	7
<u>G.</u> Exploitation des données	7
3. Résultats	8
4. Conclusion :	11
Bibliographie	13
Glossaire.....	14
Annexes.....	15

1. Introduction

Ce rapport présente les travaux réalisés au cours des 5 semaines de stage effectuées au sein de l'équipe de recherche de Planétologie et Sciences Spatiales de l'Institut de Physique du Globe de Paris (IPGP) du 21 janvier 2013 au 27 février 2013.

La mission de ce stage s'inscrit dans le cadre d'un projet de nano-satellite étudiant : trois laboratoires de l'Université Paris Diderot (AIM, IPGP et APC) mettent en commun leurs compétences dans les sciences de la Terre et de l'Univers au sein du laboratoire d'excellence (LabEX) UnivEarthS pour lancer, avec le soutien financier et technique du Centre National d'Études Spatiales (CNES) et du campus spatial de Paris Diderot, un satellite entièrement développé par des étudiants.

A. Contexte

a) 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.

b) Le projet satellite

Le 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' ($10 \times 10 \times 30 \text{ cm}^3$).

La mission scientifique du CubeSat consiste à la fois en l'étude du contenu en électrons (TEC) de l'ionosphère par radio-occultation GPS, et à l'analyse du spectre de rayonnements gamma au niveau de l'anomalie magnétique de l'Atlantique Sud et des cornets polaires.

Le laboratoire de recherche au sein duquel j'effectue ce stage se spécialise sur la partie radio-occultation.

c) Problématique du stage

L'objectif du stage est de simuler les quantités de données d'occultation que le CubeSat peut acquérir pendant 24h pour estimer les opportunités de mesures et le volume de données produites.

d) Intérêts

L'énergie fournie par les panneaux solaire et stockée dans les batteries est utilisée par les différents composants du satellite (comme l'ordinateur de bord et les systèmes de contrôle d'attitude). En moyenne, on estime que la puissance disponible à bord d'un 3U est de 3W. Il est important de savoir combien de fois par jour une mesure par radio-occultation est possible, et combien de temps elle dure, afin d'évaluer d'une part dans quelle mesure le système de répartition de l'énergie des batteries entre les composants sera nécessaire, et d'autre part quelles seront les contraintes imposées par l'occultation radio sur cette répartition.

L'espace de stockage des données de mesures recueillies est également limité. Il convient ainsi d'effectuer la même analyse pour un certain type d'occultations, les plus pertinentes à utiliser pour la mission.

Enfin, les données doivent être transmises à une station au sol, il est important d'estimer le volume de données que l'on peut transmettre lors du passage du CubeSat au-dessus de Paris.

Cette simulation permet de quantifier les occultations utilisables par le CubeSat et de déterminer une stratégie quant au choix de données à acquérir et transmettre sur Terre.

B. Concepts de base

a) L'occultation radio

L'occultation radio est une méthode de mesure à distance des caractéristiques de l'atmosphère d'une planète. Elle exploite les phénomènes de réfraction et de déphasage d'un signal électrique lorsqu'il traverse l'atmosphère (*figure 1*).

b) Détermination du TEC

Le calcul du TEC via les signaux des satellites de positionnement est possible en utilisant simultanément deux fréquences radio de communication : en traversant l'ionosphère, les deux ondes émises par un satellite de positionnement (fréquences 1,2 GHz et 1,5 GHz) sont déphasées. Ce déphasage est directement proportionnel au TEC [Davies 1990, Klobuchar 1985]. A partir de la mesure de ce déphasage par un récepteur bi-fréquence embarqué sur le CubeSat, on peut calculer le contenu en électrons le long du trajet parcouru par les deux ondes électromagnétiques.

Le TEC est généralement mesuré en TECU, soit 10^{16} électrons/m².

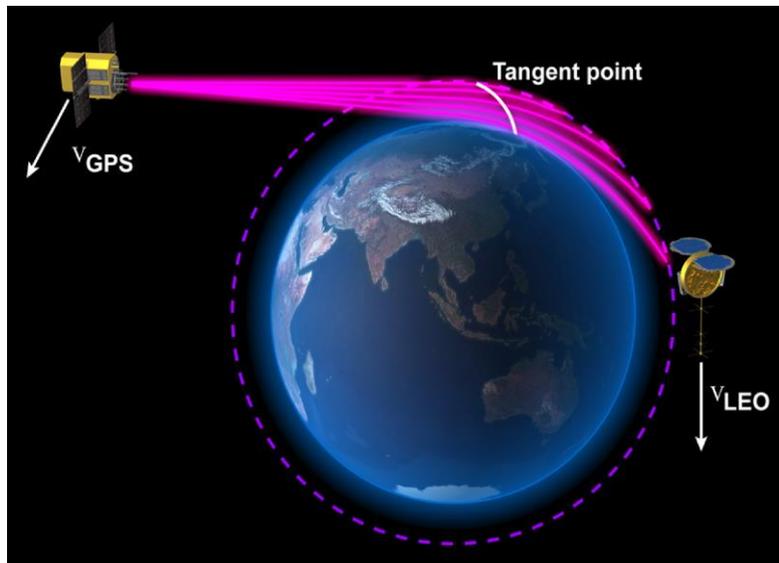


Figure 1: Représentation schématique d'une occultation LEO-GPS (source : <http://www2.image.ucar.edu>)

2. Réalisation de la simulation

A. Orbites

La simulation présentée teste deux orbites : une à 600 km d'altitude et une autre à 800 km d'altitude.

Les orbites comprises entre 600 km et 800 km répondent aux besoins de la mission scientifique et aux critères techniques établis par les différentes équipes du projet. En effet, une altitude inférieure à 600 km limite l'acquisition de données sur les hautes couches de l'ionosphère. Cependant, une altitude supérieure ne permet pas la retombée sur Terre du CubeSat en moins de 25 ans (exigence de désorbitage imposée par le CNES). J'ai donc réutilisé les éléments orbitaux définis par les étudiants du Master 2 Outils et Systèmes de l'Astronomie et de l'Espace (OSAE) dans le cadre de leurs études sur l'orbitographie du CubeSat.

B. Langage de programmation

J'utilise le langage informatique MATLAB et plusieurs programmes et fonctions créés par Dr. Pierdavide Coisson. Ces codes ont été développés dans le cadre de sa thèse sur le lien entre tsunamis et perturbations ionosphériques, soutenue en septembre 2012

C. Etape 1 : création d'une base de données de positions des satellites

La première étape de cette simulation consiste à réaliser une base de données MATLAB contenant, pour chaque minute, les positions des satellites

de positionnement des constellations GPS (32 satellites), GLONASS (31 satellites), 14 satellites de la constellation Beidou et 6 satellites de la constellation Galileo, soit 83 satellites au total, dans un repère Earth-Centered, Earth-Fixed (ECEF).

J'utilise pour cela une implémentation MATLAB de l'algorithme *Simplified General Perturbation propagator* (SGP4) [Vallado et al. 2006]. Cet algorithme permet de calculer la position d'un satellite à un instant donné à partir des éléments orbitaux, renseignés par les TLE (Two-Line Elements) [Capderou, 2005] du satellite en question. Les coordonnées Earth-Centered Inertial (ECI) pour chaque minute ainsi obtenues ont été converties en ECEF puis en coordonnées géographiques. Notons qu'il est important de savoir dans quel repère nous sommes, car ces positions seront réutilisées successivement dans l'étape 2. Les valeurs des TLE utilisées pour calculer les vraies positions des satellites ont été fournies par *NORAD Two-Line Element Sets* (www.celestrak.com) pour la journée du 5 février 2013. Remarquons cependant que, dans le cadre de cette simulation sur 24h, la date n'a que peu d'importance.

Ces données sont stockées dans un fichier MATLAB propre à chaque satellite. Il contient sous forme de matrices les vecteurs positions, vitesses, et temps du satellite (state vectors).

Ce calcul, répété pour chaque satellite, permet de constituer la base de données nécessaire à la simulation des occultations. Ce même procédé est utilisé pour calculer les positions du CubeSat à partir de deux TLE que j'ai créés pour évaluer l'impact sur le nombre et la durée des occultations possibles (voir annexe 1). Ces TLE correspondent à des orbites de 600km et 800 km (je détermine l'altitude en paramétrant la valeur du TLE qui correspond au nombre de révolutions par jour).

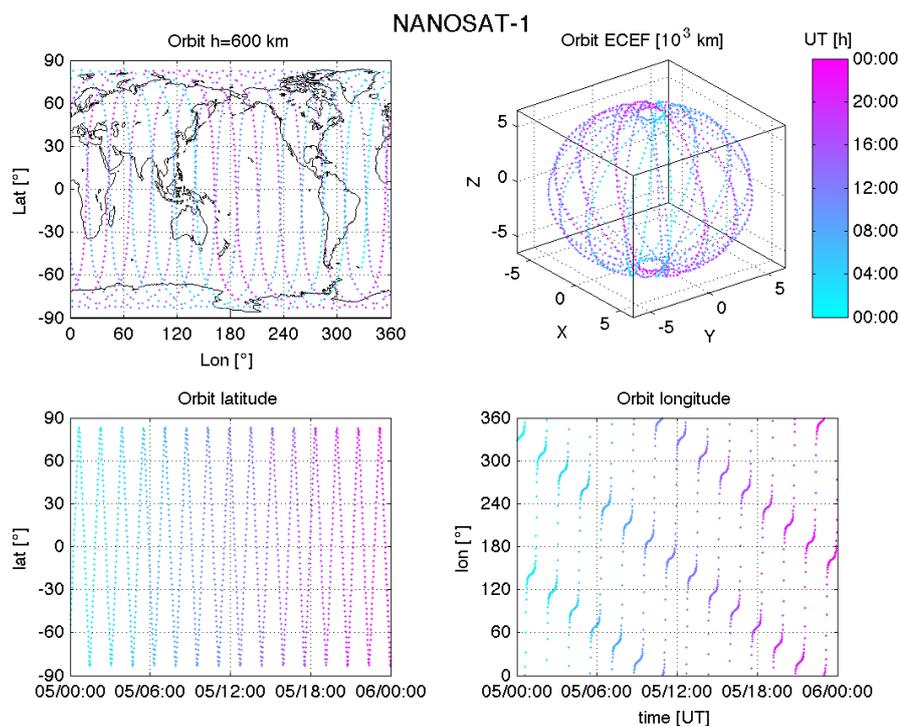


Figure 2 : Figures représentant l'évolution de la trajectoire d'un CubeSat à 600 km d'altitude

La figure 2 est obtenue en représentant les coordonnées extraites du fichier MATLAB correspondant au CubeSat en orbite à 600 km.

D. Etape 2 : Détermination des occultations

Cette deuxième étape consiste à déterminer, au temps t , quels satellites de positionnement permettent géométriquement une mesure par occultation avec le CubeSat. J'utilise pour cela les positions calculées à l'étape 1 et un deuxième programme MATLAB. Les données seront stockées dans un fichier texte qui sera aussi utilisé pour des simulations de données TEC et de profils de densité électronique (EDP) par Victor Husson dans le cadre de son stage sur l'analyse des profils de densité électronique inversés par la technique de *l'onion peeling* [Leitinger, 1997].

Le programme teste chaque satellite à chaque pas de temps et vérifie les conditions géométriques qui permettent une mesure par occultation, i.e. quand le lien entre le CubeSat et le GNSS traverse les couches de l'atmosphère en dessous de l'orbite du CubeSat. On supposera que dans l'ionosphère les signaux radio se propagent en suivant une ligne droite (les phénomènes de réfractions peuvent être considérés comme négligeables dans l'ionosphère mais pas dans la troposphère).

L'occultation se produit si :

- le périégée (voir glossaire) est au-dessus de la surface de la Terre
- l'élévation du vecteur CubeSat-GNSS au niveau du CubeSat est négative (voir annexe 2).

Si, pour un satellite GNSS, ces conditions sont réunies, alors la mesure par radio-occultation est géométriquement possible.

En effectuant ce test pour chaque satellite GNSS et à chaque instant pendant 24h, j'ai calculé le nombre maximal d'occultations que le CubeSat peut utiliser pour sonder l'ionosphère.

Les données sont stockées dans un fichier texte, où chaque ligne regroupe les informations d'un instant d'occultation. Les colonnes contiennent les informations suivantes :

Nom du GNSS / Date (année, mois, jour, heure, minute, seconde) / Coordonnées du LEO (latitude (degrés), longitude (degrés), altitude (km)) / Coordonnées du GNSS (latitude (degrés), longitude (degrés), altitude (km)) / Elévation (degrés) / Azimut LEO-GNSS (degrés) / Coordonnées du périégée (latitude (degrés), longitude (degrés), distance au centre de la Terre (km)) / Angle LEO-centre de la Terre-GNSS (degrés) / Angle périégée-centre de la Terre-GNSS (degrés)

Exemple de données enregistrées :

32 2013 2 5 20 31 5 -37.83 213.53 602.05 32.53 172.18 20053.27 -5.3 -
25.6 -33.43 209.97 6942.80 80.0 74.8

La figure 3 représente sur un planisphère les positions du CubeSat (NANOSAT-1 en rouge), des satellites de la constellation GPS (GPS en position d'occultation en magenta, les autres en noir), et des péricées (en bleu) à un instant donné (1h 40min 00sec).

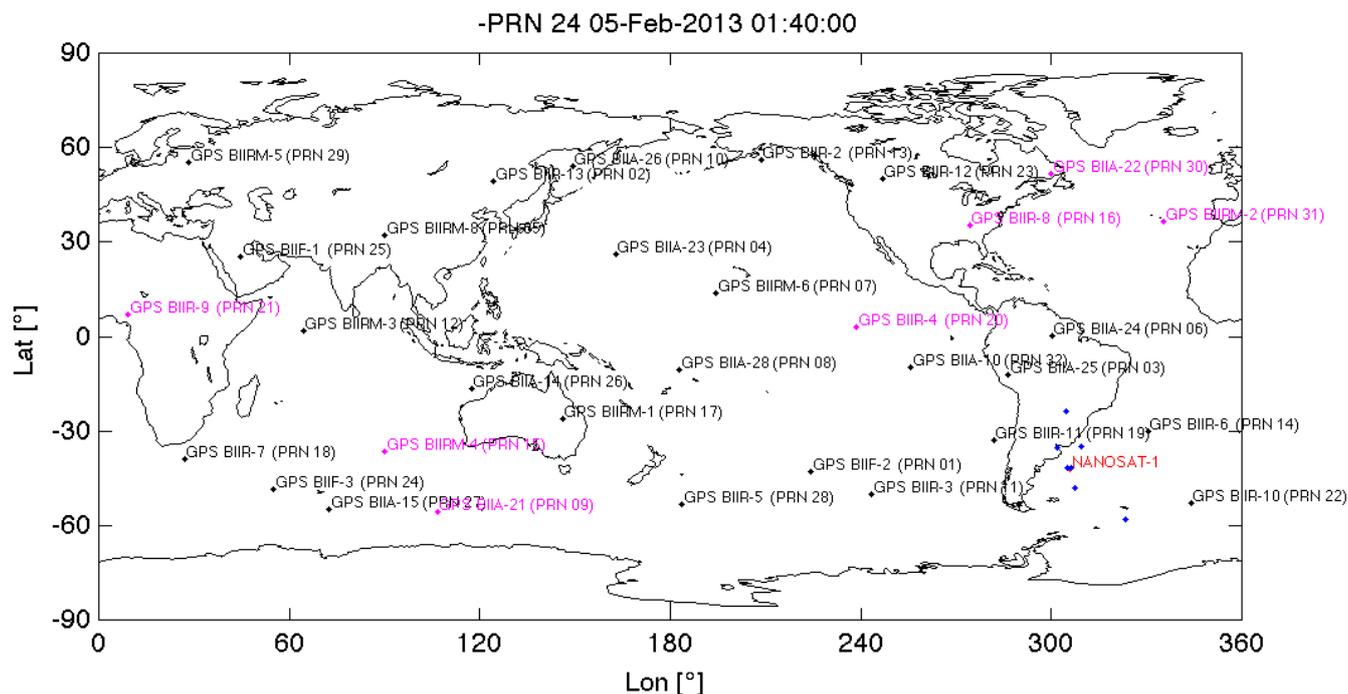


Figure 3 : Positions des satellites de positionnement, des péricées et du CubeSat

E. Conditions de simulations

Les simulations ont été effectuées dans plusieurs conditions. Tout d'abord, il est utile de se demander de quelle constellation le CubeSat utilisera les émissions. J'ai testé le cas de figure où seule la constellation GPS était utilisée, puis à la fois les constellations GPS, GLONASS, 14 satellites de la constellation Beidou et 6 satellites de la constellation Galileo. Cela permet de vérifier s'il y a un intérêt à utiliser une seule constellation, ou toutes à la fois (à condition qu'il soit réalisable d'utiliser plusieurs constellations, les différences entre un récepteur GPS et un récepteur capable de recevoir le signal d'autres constellations sont au niveau du nombre de canaux et du software qu'ils utilisent). D'autre part, il convient de déterminer quelle est la quantité d'occultations les plus pertinentes pour la mission. Nous avons déterminé, avec Dr. Pierdavide Coisson, que les occultations les plus efficaces pour mesurer le TEC sur une grande partie de l'ionosphère sont les occultations montantes et descendantes. Ces deux types d'occultations sont les seuls à permettre des mesures de TEC sur toutes les couches d'atmosphère sous le CubeSat. Une radio-occultation descendante consiste à utiliser les émissions d'un satellite GNSS dont la position est en direction opposée à la direction du vecteur vitesse du LEO (voir *figure 1*). L'occultation radio descendante permet la mesure de couches de plus en plus basses, jusqu'au niveau du sol. Dans ces conditions, le satellite de positionnement est

visible par le CubeSat avant que la radio-occultation ne débute, ce qui laisse le temps à son récepteur d'accrocher le signal radio. Dans le cas contraire d'occultation montante, l'occultation débute à l'instant même où le satellite apparaît au-dessus de l'horizon. Nous notons que dans le cadre d'une occultation montante, les basses couches de l'atmosphère risquent d'être dépassées avant que le nano-satellite accroche le signal et entame les mesures. Néanmoins, pour des mesures ionosphériques (altitude supérieure à 70km), le temps nécessaire au positionnement du CubeSat peut être suffisamment court pour mesurer les basses couches de l'ionosphère.

Afin de déterminer si une occultation est montante, descendante ou quelconque, j'ai calculé, à chaque instant et pour chaque satellite de positionnement, l'angle entre la projection du vecteur LEO-GNSS sur le plan tangent et le vecteur vitesse (voir annexe 2). J'ai alors créé le repère local du CubeSat. Ce repère local est composé du vecteur vitesse et du vecteur perpendiculaire au plan de l'orbite (le troisième vecteur est issu du produit vectoriel des deux premiers).

J'ai établi que les occultations sont considérées comme descendantes si l'azimut est compris entre -30° et 30° (150° et 210° pour les occultations montantes) dans un premier cas, puis entre -10° et 10° (et entre 170° et 190°), dans un second. Ces deux cas correspondent à 60° d'ouverture et 20° d'ouverture respectivement (voir annexe 3).

Enfin, les tests sont effectués pour les deux LEO, à 600 km et 800 km.

F. Remarques

Il est très vite apparu qu'un pas de temps en minutes n'était pas adapté à des simulations d'occultations LEO-GNSS. En effet, d'après mes simulations, le temps moyen d'une occultation descendante est d'environ 6 minutes, et certaines n'excèdent pas 2 minutes. De plus, la troposphère est une couche de l'atmosphère très fine (10 km), les temps de mesures dans cette zone sont extrêmement courts, inférieurs à 4 secondes (valeur déterminée grâce à la simulation d'une occultation à 0° d'azimut).

Garder un pas de temps en minutes est donc inacceptable pour simuler correctement 24h d'occultations et les mesures troposphériques.

J'ai alors développé une fonction MATLAB d'interpolation par la méthode des moindres carrés pour obtenir un pas de temps en seconde dans un premier temps, puis 1/50 de seconde dans un second temps (valeur qui correspond à l'échantillonnage troposphérique des missions d'occultation COSMIC et CHAMP [Montenbruck and Kroes,2003]).

Notons que cette interpolation a été faite sur les state vectors à l'étape 1, et avant tout changement de repère.

G. Exploitation des données

Ces données permettent d'étudier les variations du nombre total d'occultations utilisables dans le cadre de la mission spatiale en fonction du nombre de satellites de positionnement pris en compte par le récepteur

embarqué, du type d'occultations considérés, et de l'altitude du CubeSat. De plus, elles rassemblent les informations concernant la durée des occultations et les temps de passage dans chaque couche. Enfin, elles permettent de calculer le TEC : un programme FORTRAN utilise les coordonnées du LEO et du satellite de positionnement contenu dans le fichier créé étape 2 et calcule, à partir du modèle ionosphérique NeQuick [Nava et al., 2008], le TEC le long du chemin LEO-GNSS. Les valeurs de TEC ont été utilisées par Victor Husson pour calculer les profils de densité électronique (EDP).

3. Résultats

Le tableau 1 présente le nombre total d'occultations obtenu après 24h de simulation, dans les différentes conditions citées précédemment. « M / D » signifie « Montantes / Descendantes ».

Orbite	Constellation	Type d'occultations	Nombre d'occultations
600 km	GPS	TOUTES	961
		M/D (60°)	461
		M/D (20°)	156
	GPS + GLONASS + Beidou + Galileo	TOUTES	2488
		M/D (60°)	1272
		M/D (20°)	438
800 KM	GPS	TOUTES	904
		M/D (60°)	442
		M/D (20°)	121
	GPS + GLONASS + Beidou + Galileo	TOUTES	2364
		M/D (60°)	1205
		M/D (20°)	429

Tableau 1: nombre total d'occultations après 24h de simulation

Il apparait tout d'abord que l'altitude du CubeSat n'influence que très peu le nombre d'occultations : seulement 5 % de variations en moyenne. Nous expliquons cela par le fait que les satellites de positionnement orbitent majoritairement bien plus haut (environ 20 000 km) que le CubeSat, ainsi, les différences d'altitudes considérées sont négligeables par rapport aux échelles de distance d'une occultation LEO-GNSS.

Nous remarquons ensuite que les occultations montantes et descendantes représentent environ 50 % des occultations totales dans le cas 60° d'ouverture, et entre 13% et 20% dans le cas 20° d'ouverture.

Nous remarquons ensuite que la quantité d'occultations est divisée par environ 2,6 entre une constellation composée des satellites GPS (32 satellites), et une autre composée de 83 satellites. J'ai décidé de vérifier la relation entre le nombre de satellites de positionnement utilisés, et le nombre total d'occultations. La figure 3 représente l'évolution du nombre total d'occultations en fonction du nombre de satellites considérés, pour un CubeSat à 600 km d'altitude. Les valeurs ont été obtenues en testant séparément les 6 satellites Galileo, les 14 satellites Beidou, les 32 satellites GPS puis les 83 satellites de la base de données créée étape 1. Nous observons qu'il existe une relation linéaire entre le nombre de satellites et le nombre d'occultations. Ainsi, si deux fois plus de satellites GNSS sont utilisés pour l'occultation, le nombre d'occultations permettant des mesures par radio-occultation est multiplié par deux.

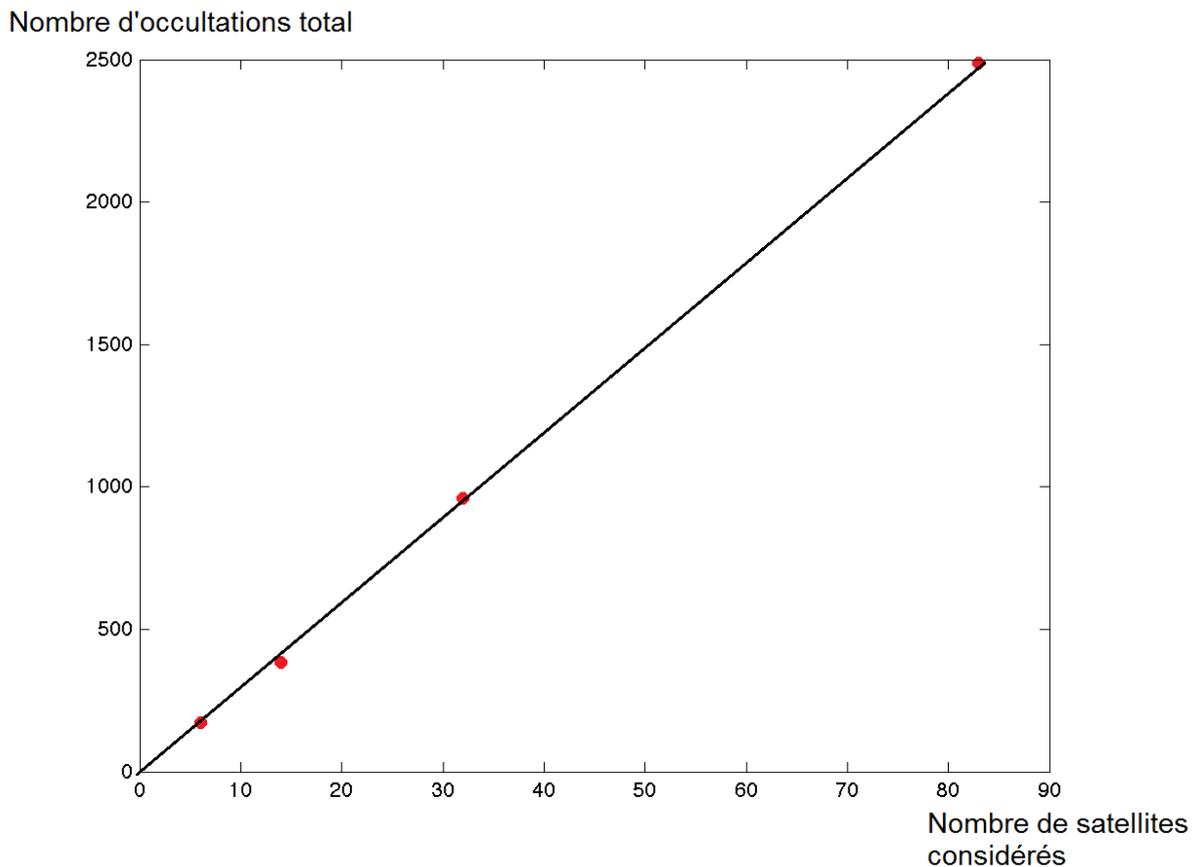
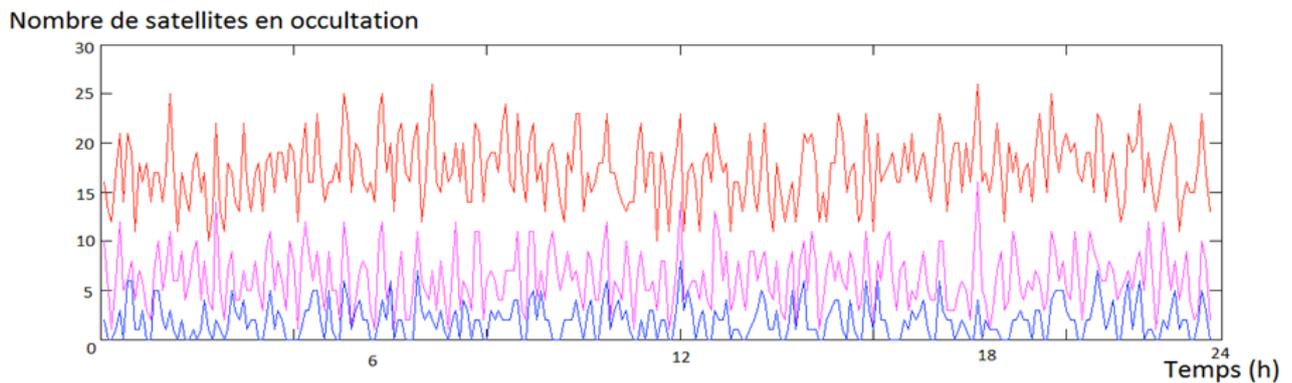
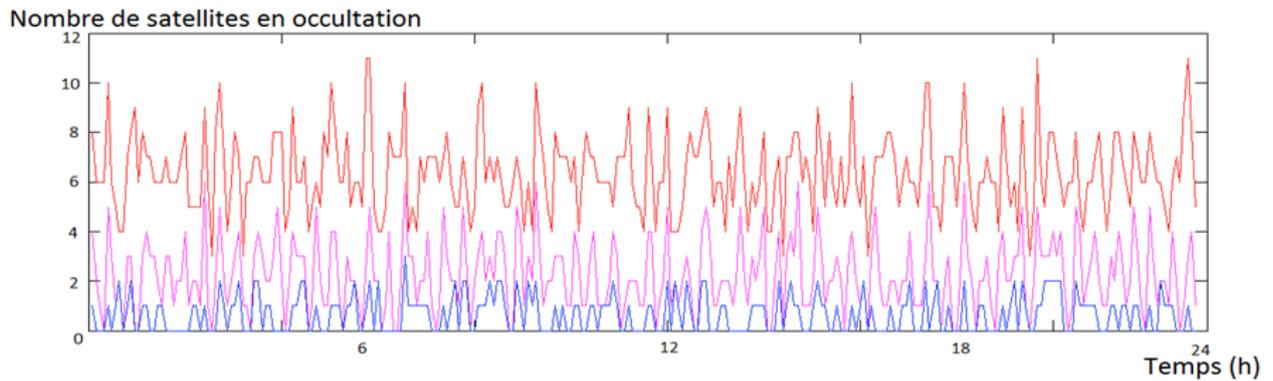


Figure 3 : Graphique présentant l'évolution du nombre total d'occultations en fonction du nombre de satellite de positionnement considéré

La figure 4 présente le nombre de satellites utiles à l'occultation en fonction du temps, pour un CubeSat à 600 km d'altitude, dans les cas où l'on s'intéresse à différents types d'occultations (occultations quelconques, 60° d'ouverture, 20° d'ouverture), pour la constellation GPS (*Graphique A*) et pour un maximum de 83 satellites (*Graphique B*). Nous observons qu'il y a en permanence au minimum 3 satellites GPS qui permettent une mesure par occultation, et 10 si l'on considère les satellites des autres constellations. On remarque également que les mesures par radio-occultation montante ou descendante sont possibles tout au long de la journée et à tout instant dans le cas 83 satellites, et seulement à certains moments pour la constellation GPS. Les occultations montantes et descendantes comprise entre -10° et 10° d'azimut (et 170° et 190° d'azimut) se produisent environ 60% du temps lorsque l'on ne s'occupe que des satellites GPS, et 90% du temps si l'on utilise 83 satellites.



- Satellites en occultation quelconque
- Satellites en occultation montante ou descendante (ouverture 60°)
- Satellites en occultation montante ou descendante (ouverture 20°)

Figure 4 : Graphiques présentant l'évolution du nombre de satellite en position d'occultation en fonction du temps, pour une constellation composée des 32 satellites GPS (graphique A) et pour une constellation composée de 83 satellites (graphique B)

Concernant la quantité de données, j'ai réalisé des simulations avec un pas de temps de 50Hz. Ces simulations m'ont permis d'étudier le cas des mesures troposphériques : une occultation descendante avec un azimut de 0° dure environ 430 secondes pour un CubeSat à 600km d'altitude, et 600 secondes à 800km. En effectuant 50 mesures de TEC par secondes, une occultation complète produit environ 20 000 valeurs de TEC soit, sur une couche d'atmosphère de 700 km, une valeur de TEC tous les 35 mètres en moyenne. Les basses couches de l'atmosphère (altitude inférieure à 10 km) sont mesurables seulement 4 secondes avant ou après le passage du satellite de positionnement au niveau de la ligne d'horizon (selon le cas d'une occultation descendante ou montante). À cette fréquence d'acquisition, l'espacement vertical entre deux périgées successifs est d'environ 400m au niveau du sol, et 3m à 600km d'altitude. Sachant que le flux de données émis par le GNSS est d'environ 50 bytes par seconde, et en considérant que la totalité de cette information est stockée par le CubeSat pour les calculs de TEC, la quantité de données stockée dans la mémoire du CubeSat lors d'une occultation complète avec une fréquence d'acquisition de 50Hz sera de 20 000 bytes.

Enfin, les travaux effectués par Arthur Crosse dans le cadre de son stage sur les contraintes imposées au spin du CubeSat lors de l'acquisition et la transmission de données montrent qu'une antenne de transmission utilisable par notre satellite en orbite basse, pour le transfert de données vers le sol, a un débit moyen de 32 kb/s à 256 kb/s selon la puissance disponible. Les simulations effectuées avec le logiciel informatique STK par les étudiants du Master 2 OSAE montrent que, en considérant un demi-angle d'émission de l'antenne de 40° (établie par l'équipe chargée de la partie télécommunications), le temps moyen d'accès du CubeSat depuis une station au sol située à Paris est de 140 secondes. Nous pouvons ainsi calculer qu'il est possible de transférer à Paris, en une seule fois, entre 4480 kb et 35840 kb.

4. Conclusion :

Les résultats des simulations effectuées au cours de ce stage mettent en évidence les résultats suivants :

L'altitude du CubeSat n'a que peu d'influence sur la quantité d'occultations, mais celles-ci sont plus longues sur une orbite à 800 km d'altitude qu'à 600 km.

Le nombre d'occultations permettant de calculer le contenu total en électrons de l'ionosphère par radio-occultation est linéairement proportionnel au nombre de satellites pris en compte par le système de positionnement du CubeSat. Ainsi, on montre que, pendant 24h, ce nombre d'occultations vaut environ 30 fois le nombre de satellites.

Nous avons montré que les occultations se produisent tout au long de la journée et à chaque instant, même si l'on utilise seulement la constellation GPS.

Concernant les occultations les plus pertinentes pour les mesures

ionosphériques (occultations montantes et descendantes), même si elles ne représentent qu'une fraction des occultations totales (entre 10% et 50% selon la qualité de l'occultation), elles se produisent tout au long de la journée, et durent environ 500 secondes. Ces occultations se produisent à chaque instant si l'on utilise les signaux de 83 satellites, et seulement à certains moments si l'on n'utilise uniquement les satellites de la constellation GPS.

Nous avons ensuite déterminé qu'une occultation descendante complète permet le calcul de 20 000 valeurs de TEC à une fréquence d'acquisition de 50Hz. En supposant que l'intégralité des informations envoyées par le GNSS soit stockée dans la mémoire du CubeSat, les mesures d'une occultation de 500 secondes génèrent environ 20 kb de données.

Ces informations invitent à étudier si oui ou non il existe un réel intérêt à utiliser les émissions des satellites de positionnement des constellations GLONASS, Beidou ou Galileo en plus de la constellation GPS. De plus, Il est important de déterminer en combien de temps le CubeSat accroche un satellite de positionnement, afin de savoir si les occultations montantes, considérées comme pertinentes au même titre que les occultations descendantes, peuvent véritablement être utilisées pour les mesures de TEC. Enfin, il reste à préciser l'espace mémoire occupée par les données obtenues lors d'une mesure du déphasage des deux ondes radio.

Bibliographie

Capderou, M. (2005), *Satellites Orbits and Missions*, Springer, Paris, doi:10.1007/2-287-27469-3 1.

Leitinger, R., H. P. Ladreiter, and G. Kirchengast (1997), Ionosphere tomography with data from satellite reception of Global Navigation Satellite System signals and ground reception of Navy Navigation Satellite System signals, *Radio Sci.*, 32(4), 1657–1669, doi:10.1029/97RS01027.

Montenbruck, O., and R. Kroes (2003), In-flight performance analysis of the CHAMP blackjack GPS receiver, *GPS Solutions*, 7, 74–86.

Nava, B., P. Coisson, and S. M. Radicella (2008), A new version of the NeQuick ionosphere electron density model, *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 70(15), 1856 – 1862, doi:10.1016/j.jastp.2008.01.015.

Vallado, D. A., P. Crawford, R. Hujsak, and T. S. Kelso (2006), Revisiting Spacetrack Report #3, in *AIAA/AAS Astrodynamics Specialists Conference and Exhibit*, Keystone (CO).

Glossaire

ECEF : Earth-Centered, Earth Fixed : Repère non inertiel dont l'origine est au centre de masse de la Terre. On définit communément le vecteur X vers le méridien de Greenwich, et le vecteur Z vers le pôle Nord. Ce repère est approprié à la localisation d'objets sur Terre

ECI : Earth-Centered Inertial : Repère inertiel dont l'origine est au centre de masse de la Terre. Contrairement au repère ECEF, il ne tourne pas avec la Terre, il est donc adapté à la localisation d'objets en orbite.

LEO : Low Earth Orbit : 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.

PÉRIGÉE : position du point le long du rayon LEO-GNSS le plus proche du centre de la Terre. En ce point, le rayon terrestre coupe perpendiculairement cette courbe. La détermination du périégée est utile au calcul du TEC et à la détermination des profils de densité électronique.

STATE VECTORS : ensemble de données qui décrit la position et la vitesse d'un objet à un instant donné dans un repère prédéfini. Les state vectors permettent de déterminer la cinématique de l'objet.

TLE : représentation standardisée des paramètres orbitaux des objets en orbite terrestre. Ces éléments sont mesurés et calculés par le NORAD et la NASA, non seulement pour les satellites artificiels, mais aussi pour les débris spatiaux.

Les TLE utilisées pour les simulations présentées dans ce rapport sont extraites du site WEB 'celestrak.com'.

Annexes

1) TLE utilisées pour calculer les positions de deux CubeSat orbitant à 600 km (NANOSAT-1) et 800 km (NANOSAT -2).

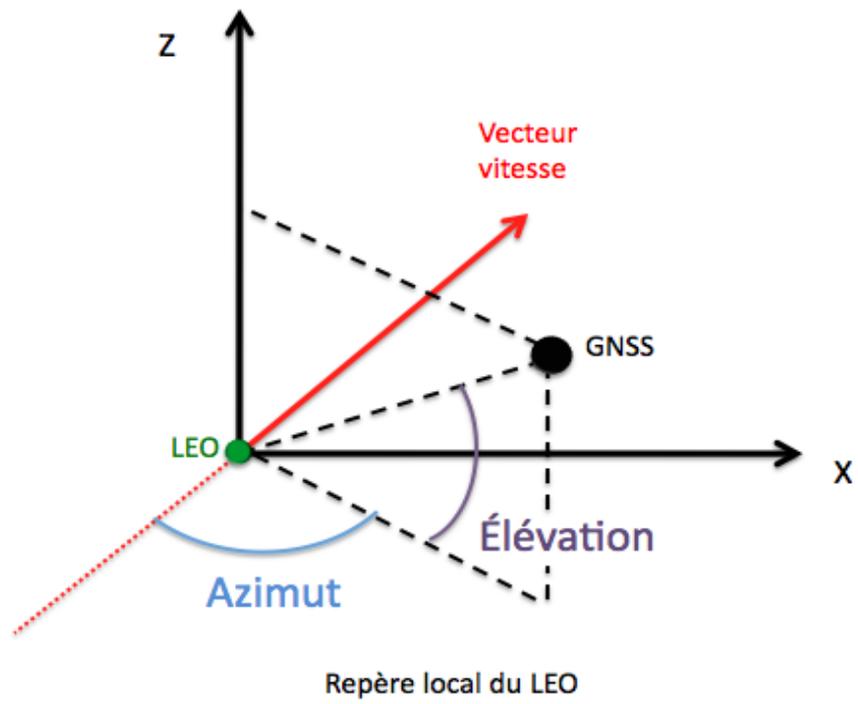
NANOSAT-1

```
1 36519U 10017A 13034.80478311 .00000000 00000-0 -33353-4 0 4060 2 36519  
82.9576 114.0270 0000000 25.5784 334.7186 14.933000000022284
```

NANOSAT-2

```
1 36519U 10017A 13034.80478311 .00000000 00000-0 -33353-4 0 4060 2 36519  
82.9576 119.0180 0000000 25.5784 334.7186 14.31000000002228
```

2) Schéma représentatif des angles d'élévation et d'azimut.



3) Représentation 3D des satellites en position d'occultation, des périgées, et des trajets parcourus par les signaux radio (83 satellites de positionnement sont pris en compte).
N.B. Il s'agit du même instant dans les 3 cas.

Figure A : occultations quelconques

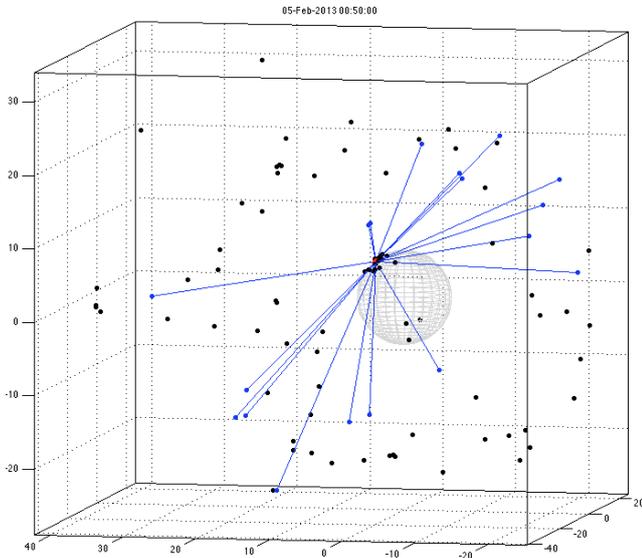


Figure B : occultations montantes ou descendantes (60° d'ouverture)

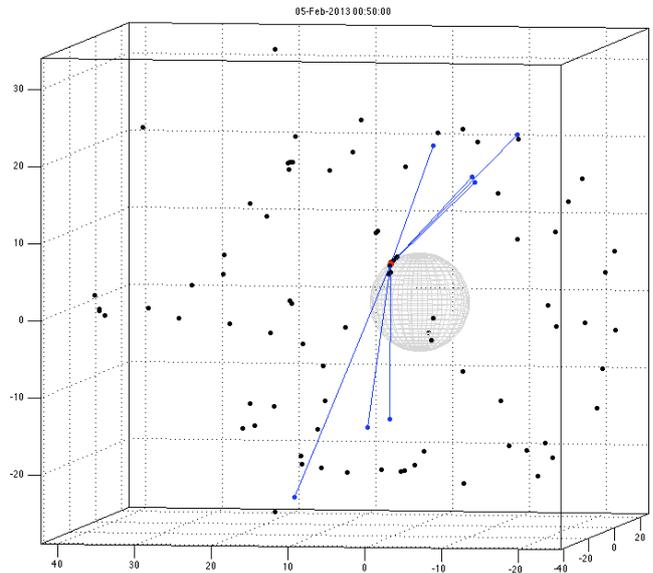


Figure C : occultations montantes ou descendantes (20° d'ouverture)

