

	<p>Réf. : IGOSAT Edition : 1 Date : 12-05-14 Révision : Date :</p>
	 <p>Ionospheric and gamma-ray Observations Satellite</p>

Rapport Nanosatellite

SCAO 2 : Système de Commande d'Attitude et d'Orbite

	Date	Signature
Préparé par :		
Approuvé par :		
Pour application :		

Membres du corps enseignant

- Asarin Eugène
- Gérard Rousset
- Hubert Halloin
- Natacha Combier
- Nicolas Battaglini

Membres du groupe SCAO 2

- Abderrahmane BEN MOUMEN
- Latifa EDDARKAOUI
- Marouan KHATA
- Alexandre LY
- Alexandre NAL
- Pedro SANTOS
- Wail TAIBI

Table des matières

1 Résumé des spécifications mission	8
1.1 Orbite	8
1.2 Pointage de l'antenne	8
1.2.1. Principe : Mesure du TEC par radio-occultation.....	9
1.2.2. Pourquoi les occultations descendantes sont privilégiées?	9
2 Etude de l'orbite et simulations VTS – Partie I.....	11
2.1 Calcul de l'orbite d'IGOSAT	11
2.2 Spécifications mission	12
2.3 Simulations VTS	13
2.4 Champ magnétique.....	15
3 Etude de l'orbite – Partie II.....	17
3.1 Angles de visibilité des Satellites GPS par rapport à l'IGOsat	17
3.2 Prochaines étapes.....	20
4 Visibilité du Soleil et des stations sol	20
4.1 Visibilité du Soleil.....	20
4.2 Visibilité des stations sol	23
5 Les magnéto-coupleurs	25
5.1 Les problématiques.....	25
5.2 Les contraintes extérieures	26
5.2.1 Le gradient de gravité.....	26
5.2.2 Les radiations solaires	26
5.3 Les magnéto-coupleurs.....	26
5.4 Modèle d'un champ magnétique terrestre	27
5.4.1 Généralités	27
5.4.2 Notations.....	27
5.5 Modèle simplifié du champ magnétique terrestre	28
5.6 La physique du problème	28
5.7 Conclusion.....	32
6. Dynamique du nanosatellite	32
6.1 Loi du moment angulaire.....	33
6.2 Système de coordonnées	33
6.2.1 Le repère inertiel terrestre ou Référentiel géocentrique	34
6.2.2 Le repère terrestre.....	34
6.2.3 Le repère lié au cadre d'IGOSAT :	34
6.3 Analyse	35
6.3.1 Le système de coordonnées 'NED ou Système géodésique :	35
6.3.2 Moments parasites	35
6.3.3 Traînée atmosphérique	35
7 Eléments de recherches capteurs	40
7.1 Unité de mesure inertielle.....	40
7.2 Le magnétomètre	41
7.3 Le capteur solaire	42
7.4 Le ' traqueur' d'étoiles ou Suiveur stellaire :	43
7.5 Le GPS.....	43

8. Les capteurs	44
8.1 Le capteur solaire ou senseur solaire.....	44
8.2 Le gyromètre	48
8.3 Composant SCAO	51
8.4 Senseur Solaire	56
9. Le magnétomètre	59
9.1 Choix du magnétomètre	59
9.2 Caractéristiques techniques du magnétomètre	60
9.2.1 Etudes qualitative des performances du HCM2003	60
9.2.2 Encombrement.....	60
9.2.3 Consommation.....	60
9.3 Comparaison avec un magnétomètre utilisé par Cubesat Kit.....	61
Annexes	62
Annexe 1. Circuit proposé par la data sheet pour cabler et tester le magnétmètre.....	63
Annexe 2 : Circuit électrique pour tester le cablage du magnétomètre.....	63
Annexe 3 : Eléments de recherches sur le champs magnétique terrestre	65
Annexe 4 : Champs magnétique de référence et approximations	65
Annexe 5 : Simulink Proposition d'un modèle pour le magnetomètre	66
Bibliographie.....	68

Liste des figures

Figure 1.1 - Représentation du pointage de l'antenne par GPS.....	8
Figure 1.2 - Vue d'une occultation descendante du satellite avec angles d'élévation différent.....	10
Figure 2.1 - Occultation du signal GPS et distance d'émission/réception	11
Figure 2.2 - Schéma représentatifs des différents plans orbitaux.....	12
Figure 2.3.1 - Premier résultats de simulations	13
Figure 2.3.2 - Interface de l'application de simulation de l'IGOSAT.....	14
Figure 2.3.3 - IGOSAT avec 2 satellites GPS	15
Figure 2.4 - Représentation du champ magnétique perçu sur 3 axes par l'IGOSat	16
Figure 3.1.1 – Représentation des vecteurs de la distance IGOSAT-GPS et d'axe du senseur	17
Figure 3.1.2 – Représentation des vecteurs de la distance IGOSAT-GPS et d'inverse de la vitesse....	18
Figure 3.1.3 – Angles entre l'inverse de la vitesse d'IGOSAT et la distance IGOSAT-GPS.....	18
Figure 3.1.4 – Total de temps de bonne visibilité des GPS par le senseur d'IGOSAT.....	19
Figure 3.1.5 – Visibilité du satellite BIIA-10(PRN32) pour IGOSAT pendant une journée.....	20
Figure 4.1 - Eclipse d'un corps vu par un observateur.....	21
Figure 4.2 - Visibilité du Soleil sur 24h	21
Figure 5.1.1 - Représentation schématique des paramètres géométriques d'un satellite en orbite	25
Figure 5.5 - Champ magnétique terrestre.....	28
Figure 5.6.1 - Schéma des référentiels ECI en noir, orbital en bleu et fixe du satellite en rouge.....	29
Figure 5.6.2 - Les angles d'Euler	29
Figure 6.3.1 - La densité de l'air (en Kg/m ³ à l'axe des Y) en fonction de l'attitude	36
Figure 6.3.2 - La décroissance du radiant gravitationnel(En 1/r ³ à l'axe des Y) en fonction de.....	37
Figure 6.4.4 - Modèle Magnéto-coupleurs Simulink	39
Figure 7.1.1 - L'ADIS16405	40
Figure 7.1.2 - Les Caractéristique du gyroscope du l'ADIS 16405	41
Figure 7.2.1 - Les caractéristiques de magnétomètre de l'ADIS16405.....	41
Figure 7.3.1 - Capteur solaire Sinclair SS-411.....	42
Figure 7.3.2 - Caractéristiques du Sinclair SS-411.....	43
Figure 7.3.3 - Caractéristiques de l'AeroAstro MST.....	43
Figure 7.3.4 - Caractéristiques du NovAtel OEMV-1G-L1.....	44
Figure 8.1.1 - Capteur solaire http://www.solar-mems.com/en/sun-sensor	44

Figure 8.1.2 - Etude des microsensors.....	45
Figure 8.1.3 - Le CCD (wikipedia).....	46
Figure 8.1.4 - Le CMOS (clubic.com).....	47
Figure 8.1.5 - Architecture PSD (wikipedia.com).....	47
Figure 8.2.1 - Circuit Fermé, effet Sagnac (cax.free.fr)	49
Figure 8.2.2 - Circuit Fermé, effet Sagnac (wikipedia.org)	49
Figure 8.2.3 - Circuit Simplifié, effet Sagnac (cax.free.fr)	50
Figure 8.2.4 - Parcours des différentes ondes, effet Sagnac (wikipedia.org)	50
Figure 8.3.1 - Centrale Inertielle ADIS16375 (digikey.com).....	52
Figure 8.3.2: Diagramme fonctionnelle de l'ADIS16375 (analog.com).....	52
Figure 8.3.4 - Diagramme fonctionnelle de l'ADIS16448 (analog.com).....	54
Figure 8.3.5 - Spécification général de l'ADIS16448	55
Figure 8.3.6 - EVAL-ADISZ un outil indispensable (analog.com)	55
Figure 8.4.1 - CubeSat Sun Sensor (cubesatshop.com).....	56
Figure 8.4.2 - Spécification technique du composant	56
Figure 8.4.3 - Senseur Analogique SSoC-A60 (solar-mems.com).....	57
Figure 8.4.4 - Spécification technique du senseur SSoC-A60 :	57
Figure 8.4.5 - Senseur Digital SSoC-D60 (solar-mems.com).....	58
Figure 8.4.6 - Spécification technique du senseur SSoC-A60 :	58
Figure 9.1.1 - HMC2003 Magnétomètre	59
Figure 8.2.1 - Caractéristique du Magnétomètre	60
Figure 9.3.1 - MicroMag 3-Axis Magnetometer	61
Figure A.3.1 - Champ magnétique Terrestre à 300 et à 500 km en Avril 2014	65
Figure A.4.1 - Formule Mathématique du modèle IGRF	65
Figure A.5.1 - Principaux Blocs Utilisés pour la simulation.....	66
Figure A.5.2 - Modèle simulink pour la conversion Sphérique -> Cartésien.....	67

Abbreviations

IGRF International Geomagnetic Reference Field
SCAO Système de commande d'attitude et d'orbite
TEC Contenu Electronique Total
GPS Global Positioning System
CNES Centre National des Etudes Spatiales
SAA Anomalie Atlantique Sud
AMR anisopique magneto resistant
RAAN Right Ascension of Ascending Node

1 Résumé des spécifications mission

Objectifs scientifiques

- ✓ Mesurer le Contenu Electronique Total (TEC) de l'ionosphère par un récepteur GPS bi-fréquences
- ✓ Mesurer le spectre des rayonnements gamma (de 20 keV à 2 MeV) et des électrons (de 1 MeV à 20 MeV) dans les cornets polaires et dans l'Anomalie de l'Atlantique Sud (SAA).

1.1 Orbite

Le satellite passera par les cornets polaires et dans l'Anomalie de l'Atlantique Sud.

- Inclinaison : environ 97°
- Période orbitale : environ 1h30min
- Altitude : 600km avec +/- 50 km
- l'orbite devra être polaire et héliosynchrone

1.2 Pointage de l'antenne

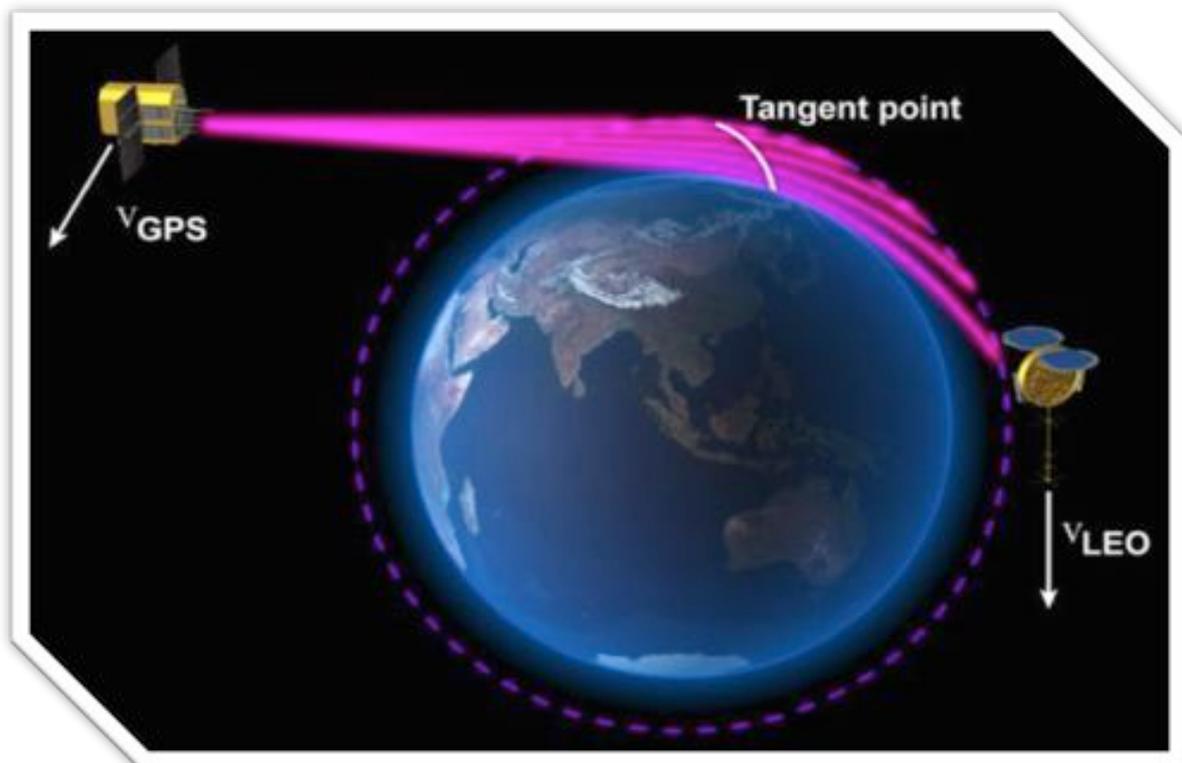


Figure 1.1 - Représentation du pointage de l'antenne par GPS

1.2.1. Principe : Mesure du TEC par radio-occultation

Les mesures de TEC requièrent une configuration géométrique particulière du satellite IGOsat. Celui-ci doit être placé de telle sorte à ce que les ondes radio des signaux GPS émis par le satellite de positionnement traversent l'ionosphère avant de parvenir au récepteur bi-fréquence embarqué sur le nano satellite. Dans ces conditions, du point de vue du récepteur, le satellite émetteur doit passer derrière la Terre ou en émerger : c'est le principe de l'occultation radio.

On comprend bien que si le satellite GPS se trouvait dans une toute autre configuration, les signaux radio ne traverseraient pas l'atmosphère terrestre avant de parvenir sur le récepteur IGOsat et ne permettraient donc pas de sonder l'ionosphère. Selon la direction et le sens du vecteur vitesse du nano satellite par rapport au satellite GPS, on distingue notamment deux types d'occultation :

- l'occultation descendante, où le GPS semble descendre sous l'horizon de la Terre du point de vue du nano satellite
- l'occultation montante, où le satellite GPS émetteur semble s'élever au-dessus de l'horizon du point de vue du récepteur GPS placé sur le nano satellite.

Les occultations descendante sont privilégiées c'est à dire que le satellite devra pointer sur les satellites GPS qui seront en dessous de lui par rapport à l'horizon comme on peut le voir dans la *Figure 1.1*.

Les satellites de positionnement pointés par l'antenne GPS pour la mesure du TEC appartiendront à la constellation des GPS. Les occultations descendantes correspondent à la situation dans laquelle le nano satellite s'éloigne du satellite GPS.

1.2.2. Pourquoi les occultations descendantes sont privilégiées?

L'avantage de ce type d'occultation vient de la capacité du nano satellite à accrocher le signal radio avant que l'occultation ne commence : toutes les couches de l'ionosphère (des plus hautes vers les plus basses) peuvent alors être sondées. Dans le cas d'une occultation montante, le nano satellite doit être capable d'accrocher le signal dès que le satellite GPS dépasse l'horizon et ce, afin de pouvoir sonder les plus basses couches de l'atmosphère.

Ce qui nous amène aussi à privilégier les mesures sur les occultations descendantes et non sur les montantes est le problème du stockage des données et de leur télémétrie : les occultations descendantes fournissent suffisamment de données pour remplir les objectifs scientifiques fixés. La maîtrise et le contrôle de l'orientation et de l'attitude du satellite se fera selon les trois axes de rotation. Le pointage de l'antenne vers le satellite émetteur pour la réception des ondes se fera derrière le satellite, dans la direction inverse au mouvement de IGOsat.

Contrainte pour le temps d'orientation : La période orbitale du nano satellite à 600km est 10 fois plus petite que celle des satellites GPS : lors de l'occultation, le satellite GPS se sera donc très peu déplacé sur son orbite et pourra être utilisé pour l'acquisition des données sur la durée totale de l'occultation. Pour l'acquisition des mesures pendant une occultation, il suffira de viser la trace d'un seul satellite GPS. (Voir Figure 1.2)

La précision de pointage de l'antenne sera de 10° : Avec un angle d'ouverture de 20° pour l'antenne, le nano satellite voit en permanence 3 satellites GPS. Si l'antenne pointe à plus de 10° de la position du satellite GPS, les pertes seront supérieures à 3dB : d'où l'importance de conserver un bon pointage de l'antenne.

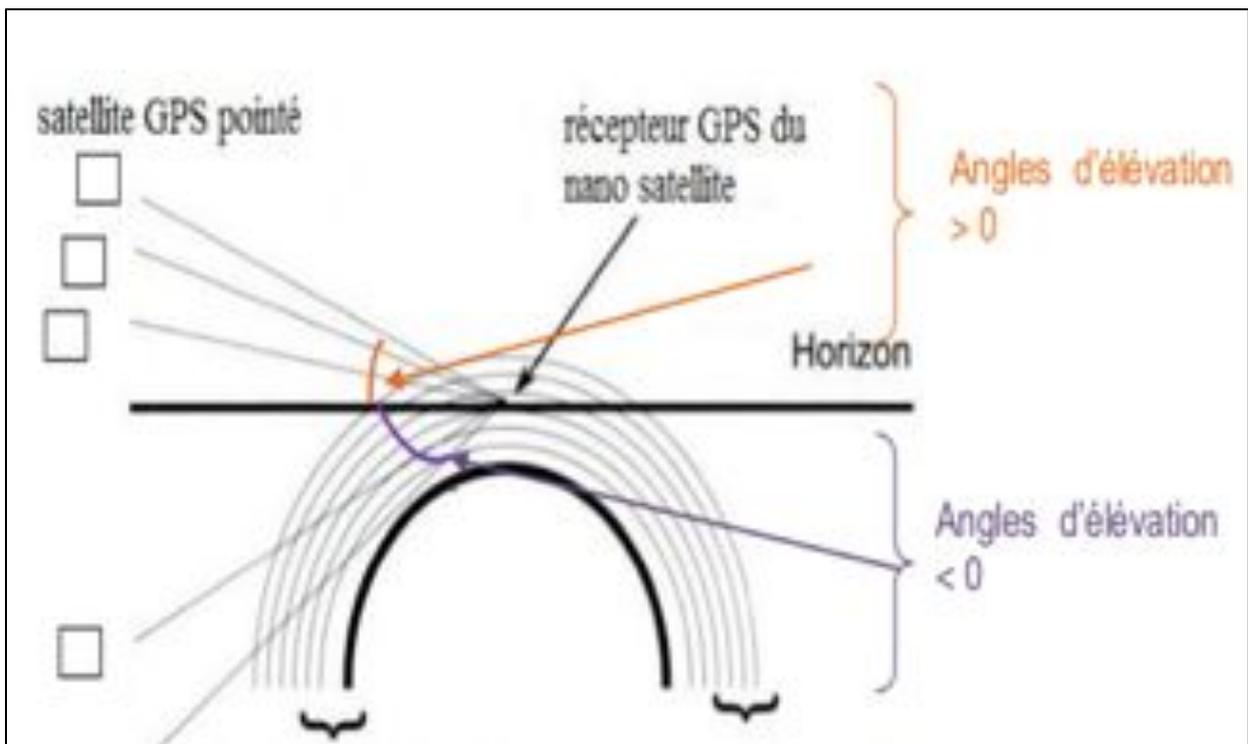


Figure 1.2 - Vue d'une occultation descendante du satellite avec angles d'élévation différent

2 Etude de l'orbite et simulations VTS – Partie I

Dans cette partie on va développer la partie mise en orbite du satellite et le calcul de la visibilité des satellites GPS par le cône de notre satellite.

2.1 Calcul de l'orbite d'IGOSAT

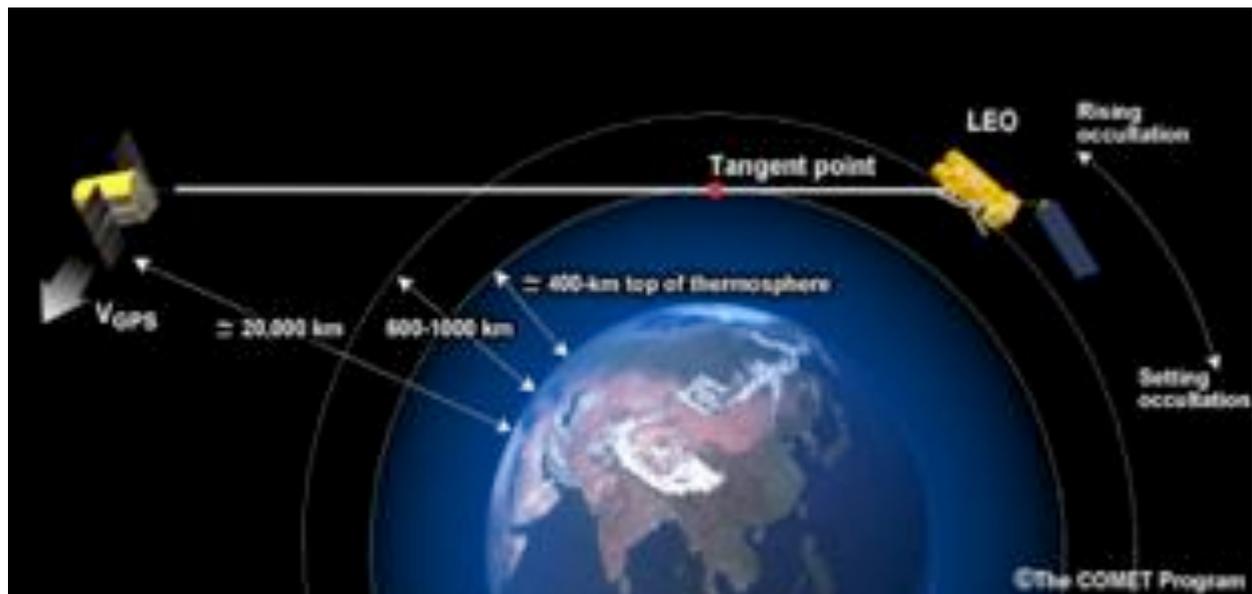


Figure 2.1 - Occultation du signal GPS et distance d'émission/réception

Pour calculer l'orbite de IGOSAT nous avons fait appel aux outils fournis par la bibliothèque CelestLab de Scilab développée par le CNES, le choix de cet outil a été fait car il fournit un nombre considérable de fonctions utiles dans le domaine de l'aérospatial ainsi que la possibilité de générer un certain nombre de fichiers afin de simuler le fonctionnement du satellite sur VTS (développé aussi par le CNES). La simulation est une étape essentielle qui va nous permettre de vérifier les paramètres définis pour la mission du satellite avant la mise en orbite réelle.

La mission d'IGOSAT étant de mesurer le Contenu Electronique Total (TEC) de l'ionosphère par un récepteur GPS bi-fréquences, de mesurer le spectre des rayonnements gamma et des électrons dans les cornets polaires et dans l'Anomalie de l'Atlantique Sud (SAA), cela crée le nouveau besoin de simuler aussi les satellites GPS pour avoir une idée sur la visibilité de ces GPS par IGOSAT qui permettra ensuite de remplir les objectifs de la mission.

2.2 Spécifications mission

Le script crée permet de générer l'ensemble de fichiers nécessaire pour effectuer la simulation en prenant en entrée, pour chaque satellite, les paramètres suivants :

- ❖ La date de début de la simulation
- ❖ La durée de simulation
- ❖ Le pas de la simulation
- ❖ Demi-grand axe (m)
- ❖ Excentricité
- ❖ Inclinaison (rad)
- ❖ Petit oméga (rad) : argument du périégée
- ❖ RAAN (rad) : Right Ascension of Ascending Node : Longitude du nœud ascendant
- ❖ Anomalie moyenne (rad)

Les différents paramètres sont définis dans les figures suivantes :

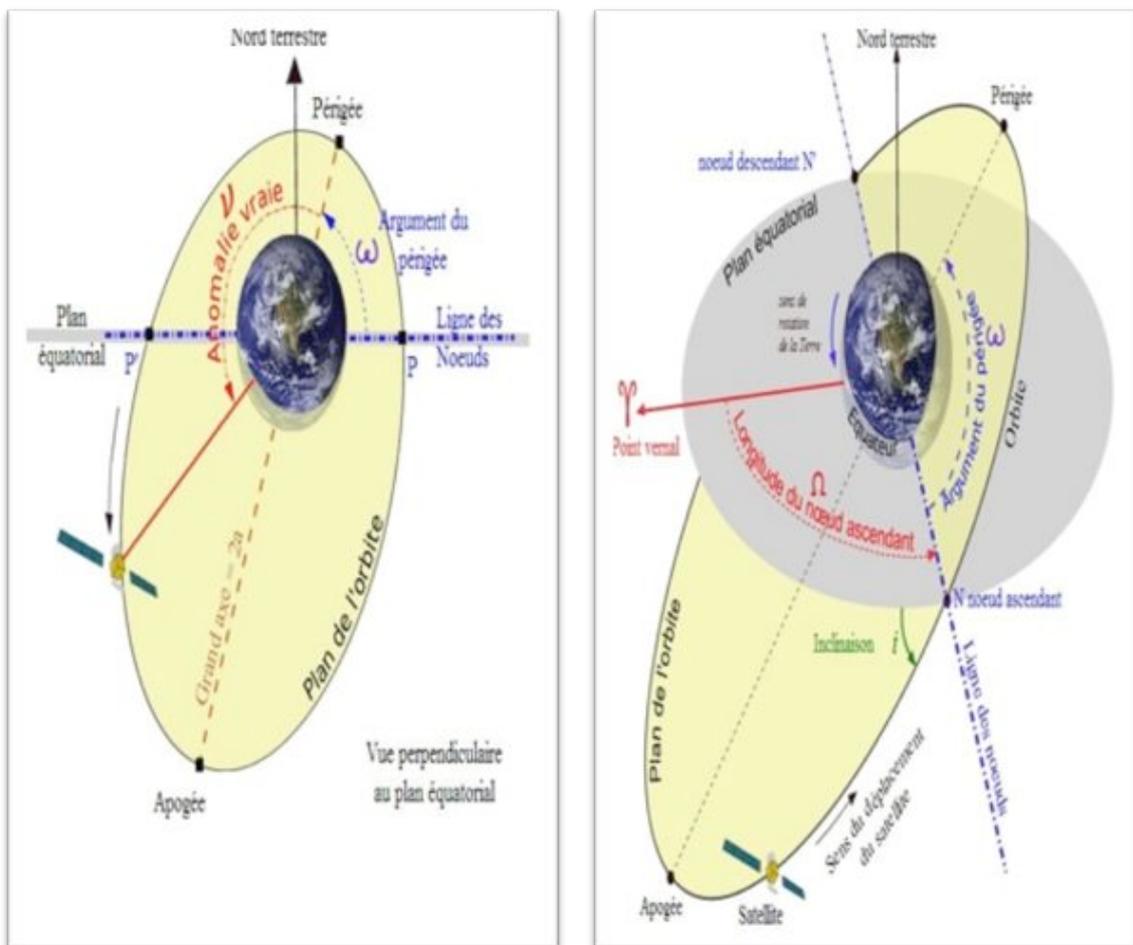


Figure 2.2 - Schéma représentatifs des différents plans orbitaux

2.3 Simulations VTS

Les différents paramètres d'IGOSAT sont définis dans la spécification de mission du satellite, or pour les satellites GPS nous avons pris les coordonnées à partir d'un logiciel nommé ORBITRON, fait par SEBASTEIN STOFF disponible en téléchargement gratuit sur internet. Ce logiciel fourni les paramètres (coordonnées) de plusieurs (voir tous) satellites en orbite parmi les points forts de ce logiciel, on retrouve une mise à jour de ces paramètres chaque mois.

Tout d'abord, nous avons fixé comme objectif la mise en orbite d'IGOSAT, nous avons alors créé un script prenant comme paramètres les coordonnées d'IGOSAT tels qu'ils sont cités ci-dessous :

Date de début de simulation	2018/06/15
Pas de la simulation	30 secondes
Excentricité	0.0011412
Petit oméga (rad)	1.5707963
Anomalie moyenne (rad)	-1.5707963
Durée de la simulation	10 jours
Demi-grand axe (m)	6978136.3
Inclinaison (rad)	1.7070161
RAAN (rad)	4.6078733

Le script a permis de générer les fichiers nécessaires que nous avons utilisés pour faire la simulation sur VTS. La figure ci-dessous représente le résultat de cette première simulation.

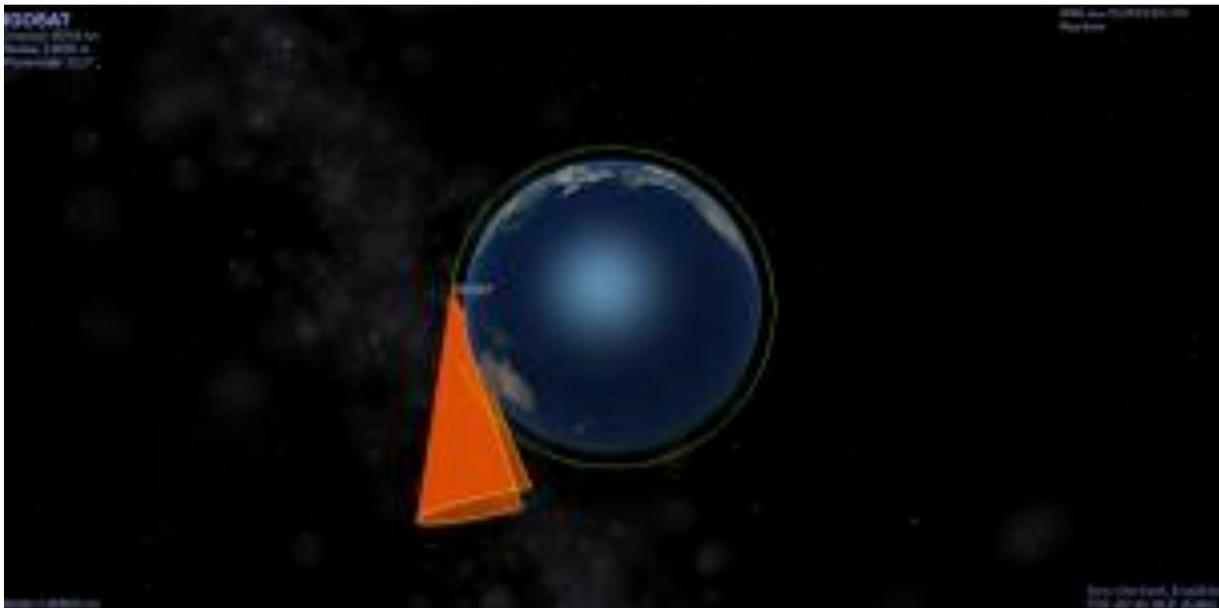


Figure 2.3.1 - Premier résultats de simulations

Les mêmes étapes ont été suivies pour générer l'ensemble de fichiers nécessaires pour la représentation de tous les satellites GPS récupérés sur le logiciel ORBITRON (31 satellites),

dans un premier temps. En se rendant compte du travail lourd nécessaire pour récupérer les coordonnées de ces satellites (surtout qu'elles changent régulièrement), nous avons mis en place une application multiplateforme permettant de faire tout ce travail à notre place dont voici l'interface :

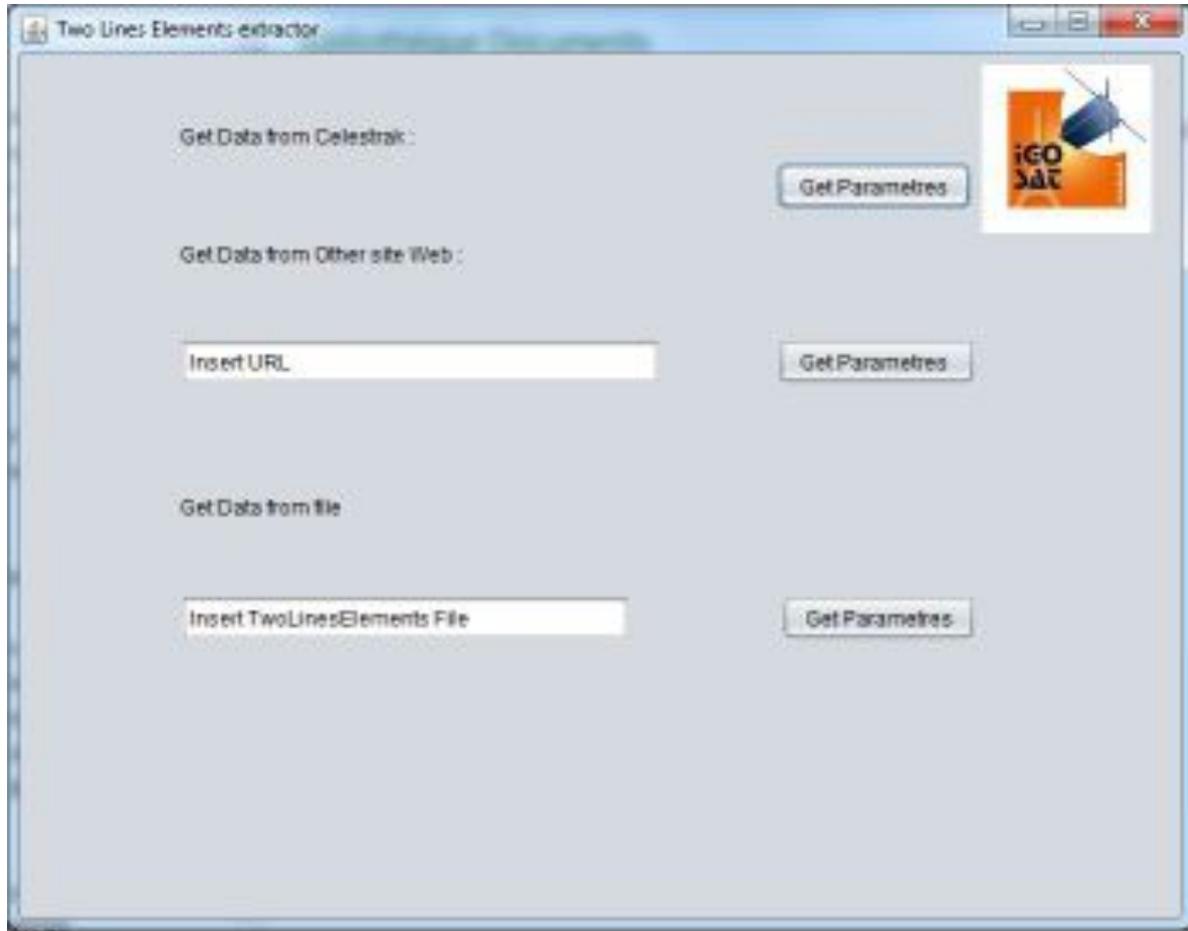


Figure 2.3.2 - Interface de l'application de simulation de l'IGOSAT

Cette application permet générer les coordonnées des GPS dans le format utilisé par le script Scilab, elle offre à l'utilisateur le choix de la source du fichier TLE (Two lines Elements : est une représentation standardisée des paramètres orbitaux des objets en orbite terrestre.

1. Get Data from Celestrak : ce choix nécessite une connexion internet, dans ce cas l'application se connecte directement au site celestrak.com/NORAD/elements/gps-ops.txt. Il récupère les données nécessaires puis demande à l'utilisateur l'endroit où il veut enregistrer le fichier générer. Ce fichier contiendra les données que l'utilisateur doit copier et mettre dans le script Scilab.
2. Get data from other website : ce choix nécessite aussi une connexion internet et prévoit le cas où le lien de Celestrak ne marche plus, l'utilisateur peut insérer n'importe quel lien qui contient les TLE et l'application extrait les données et suit la même procédure que le cas précédent pour l'enregistrement du fichier générer.
3. Get Data from file : ce choix prévoit le cas où l'utilisateur ne peut pas avoir une connexion internet, il peut alors sélectionner un fichier TLE quelque part dans son ordinateur. Pour faire cela, il suffit de cliquer sur le champ de texte, une fenêtre

2.4 Champ magnétique

Le script créé permet de générer aussi le champ magnétique d'IGOSAT pour la période de la simulation, une simulation sur une journée a permis d'obtenir les résultats représentés sur la figure suivante.

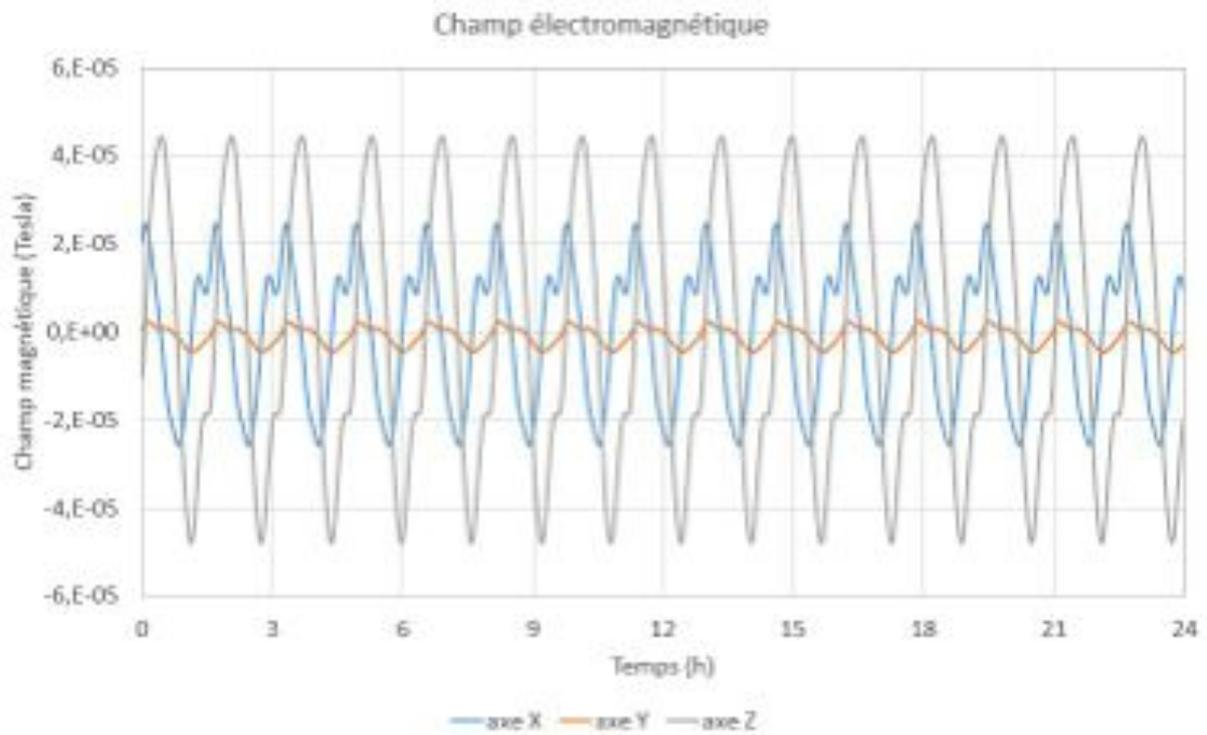


Figure 2.4 - Représentation du champ magnétique perçu sur 3 axes par l'IGOSat

3 Etude de l'orbite – Partie II

3.1 Angles de visibilité des Satellites GPS par rapport à l'IGOsat

On considère 2 différents vecteurs avec l'origine dans le satellite IGOSAT

- Vecteur de la distance IGOSAT-GPS ;
- Vecteur qui représente l'axe central du capteur du satellite.

Connaître l'angle entre ces 2 vecteurs, représenté par f , à chaque moment, est très important pour savoir si le GPS va être en position pour effectuer la lecture de l'ionosphère ou pour déterminer la position d'IGOSAT dans l'espace. Ces deux vecteurs et l'angle f sont représentés dans la Figure 3.1.1.

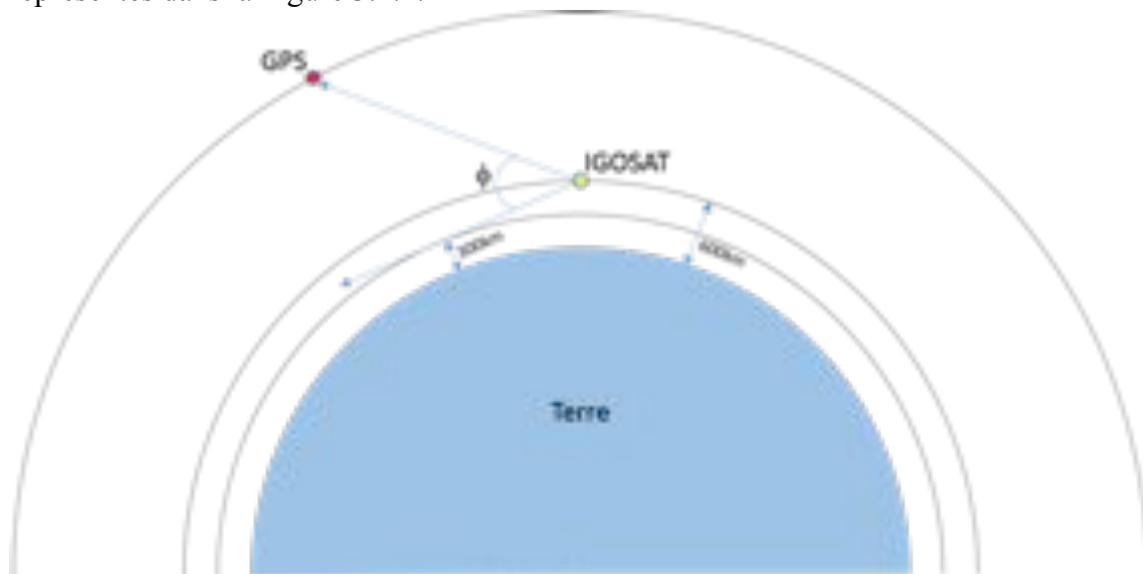


Figure 3.1.1 – Représentation des vecteurs de la distance IGOSAT-GPS et d'axe du capteur d'IGOSAT

Pour le calcul de cet angle, on utilise la formule du produit vectoriel :

$$\cos \varphi = \frac{\vec{u} \times \vec{v}}{\|\vec{u}\| \times \|\vec{v}\|}$$

De plus, le vecteur d'axe du capteur d'IGOSAT n'est pas calculé. Pour le moment, les angles ont été calculés entre le vecteur qui représente la distance IGOSAT-GPS et le vecteur qui représente l'inverse de la vitesse d'IGOSAT. Pour représenter cet angle, on utilise la notation q au lieu de f . Ces vecteurs sont représentés dans la Figure 3.1.2.

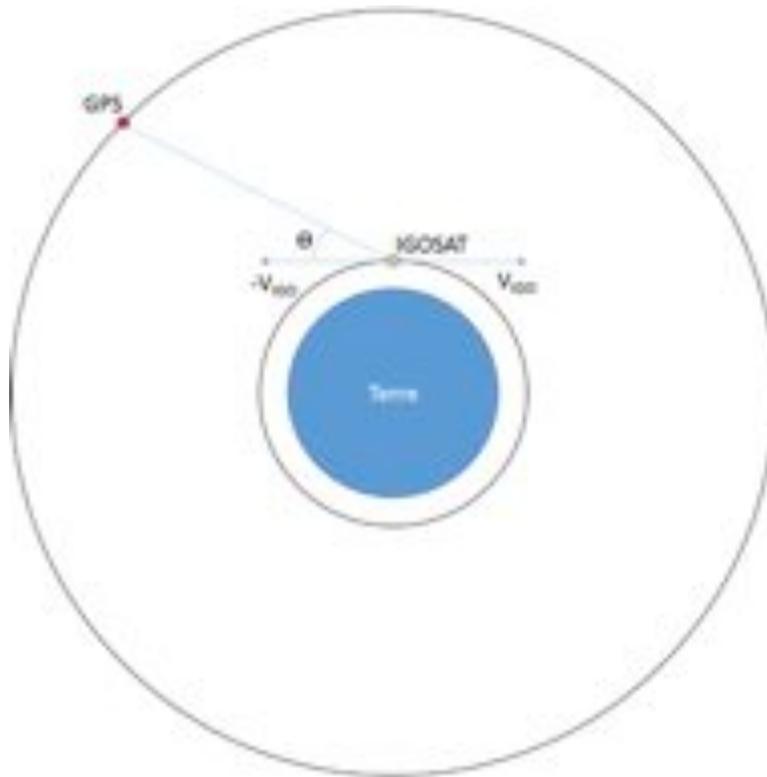


Figure 3.1.2 – Représentation des vecteurs de la distance IGOSAT-GPS et d'inverse de la vitesse d'IGOSAT

La Figure 3 montre les angles q au cours d'une journée entre l'IGOSAT et le satellite GPS BIIA-10(PRN32), un des 31 GPS en orbite.

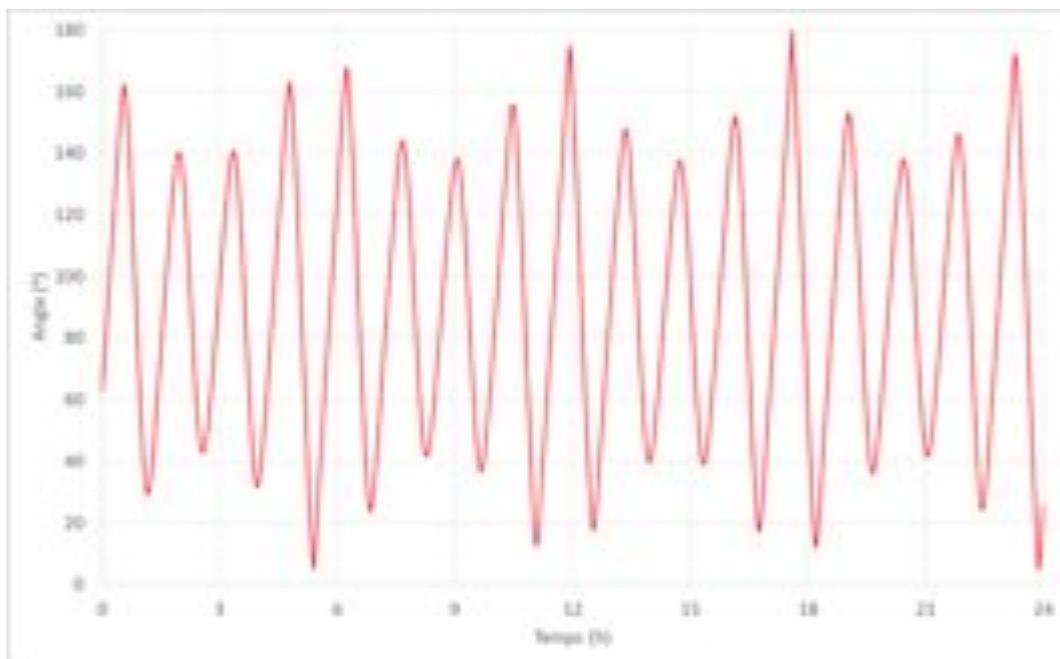


Figure 3.1.3 – Angles entre l'inverse de la vitesse d'IGOSAT et la distance IGOSAT-GPS pendant une journée pour le GPS BIIA-10(PRN32)

En considérant que le cône de visibilité du senseur d'IGOSAT est de 20° , il est possible déterminer pendant une journée si un des GPS peut être utilisée pour mesurer la couche ionosphérique de la Terre. La Figure 4 montre les résultats de ce calcul.

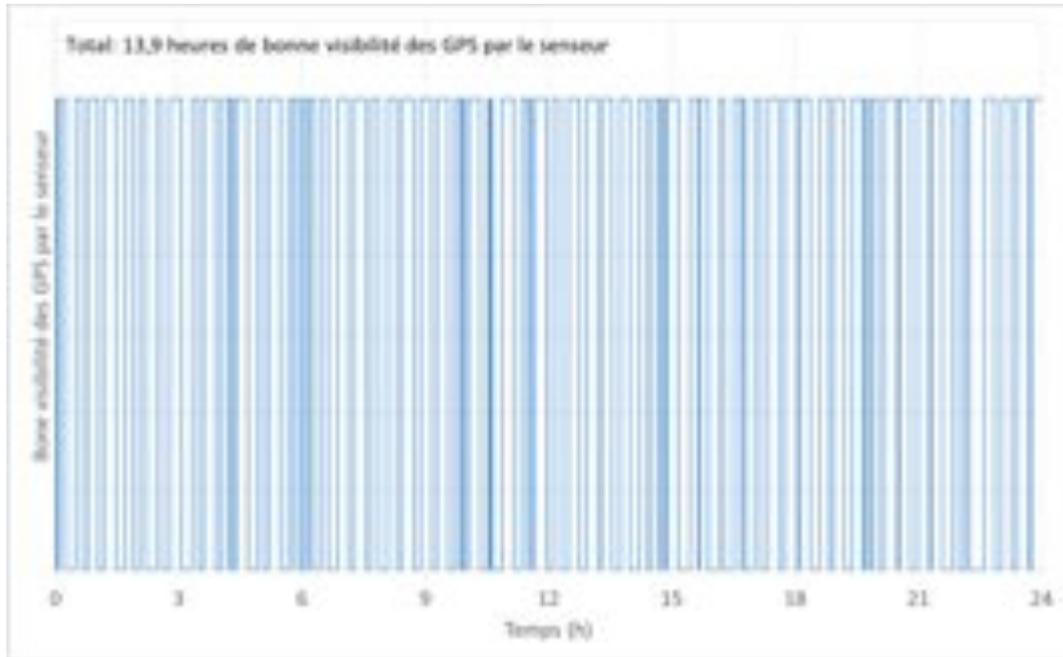


Figure 3.1.4 – Total de temps de bonne visibilité des GPS par le senseur d'IGOSAT (on considère l'axe du senseur comme l'inverse de la vitesse d'IGOSAT).

Un autre calcul très important qui devra être considéré après le calcul des angles f , est l'éclipse des GPS par rapport à IGOSAT. Ce calcul a été fait à l'aide de SciLab et de la bibliothèque Celestlab. La Figure 5 montre les éclipses du satellite BIIA-10(PRN32) pendant une journée.

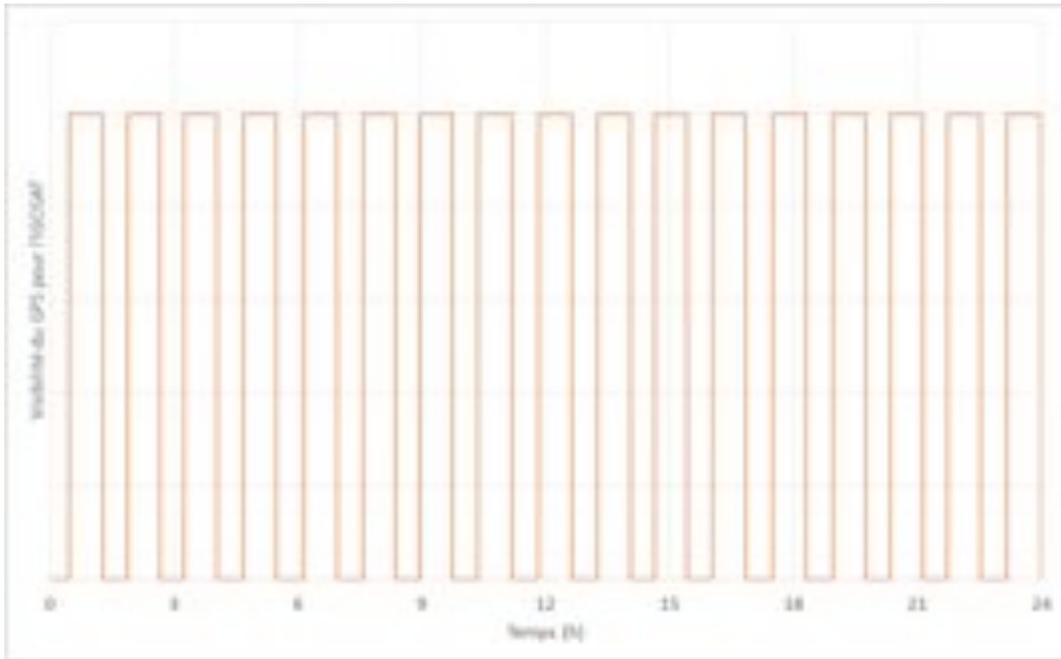


Figure 3.1.5 – Visibilité du satellite BIIA-10(PRN32) pour IGOSAT pendant une journée.

3.2 Prochaines étapes

Les prochaines étapes de cette simulation sont de calculer exactement les angles f pour tous les GPS et déterminer les moments où chaque GPS peut être utilisé pour la mesure de la ionosphère ou déterminer la position d'IGOSAT.

4 Visibilité du Soleil et des stations sol

4.1 Visibilité du Soleil

Parmi les différents pointages possibles du satellite, il y a le pointage solaire. Celui-ci indispensable, va permettre la recharge des batteries. En effet, lors de la phase de recharge, le satellite doit orienter correctement ses panneaux solaires et maximiser le flux incident afin de se recharger le plus efficacement et le plus rapidement possible.

Un calcul de visibilité du Soleil par le satellite sera donc nécessaire. Cela permet de savoir quand est-ce que le satellite est caché ou non par la Terre.

Tout comme pour la visibilité des GPS, nous avons utilisé le logiciel SciLab avec la bibliothèque CelestLab ainsi que VTS pour la visualisation. Pour cela nous avons calculé la portion cachée du Soleil, éclipsé par la Terre et vu par le satellite comme le montre le schéma suivant.

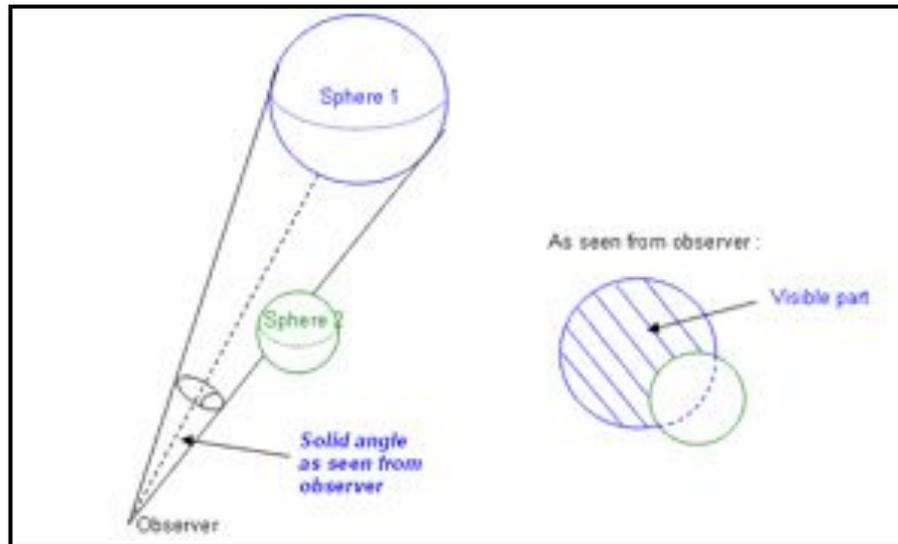


Figure 4.1 - Eclipse d'un corps vu par un observateur

Les calculs ont été réalisés sous une simulation d'un jour, avec un pas de temps de 10 s et à la date du 15 juin 2018 dont les résultats figurent ci-dessous.

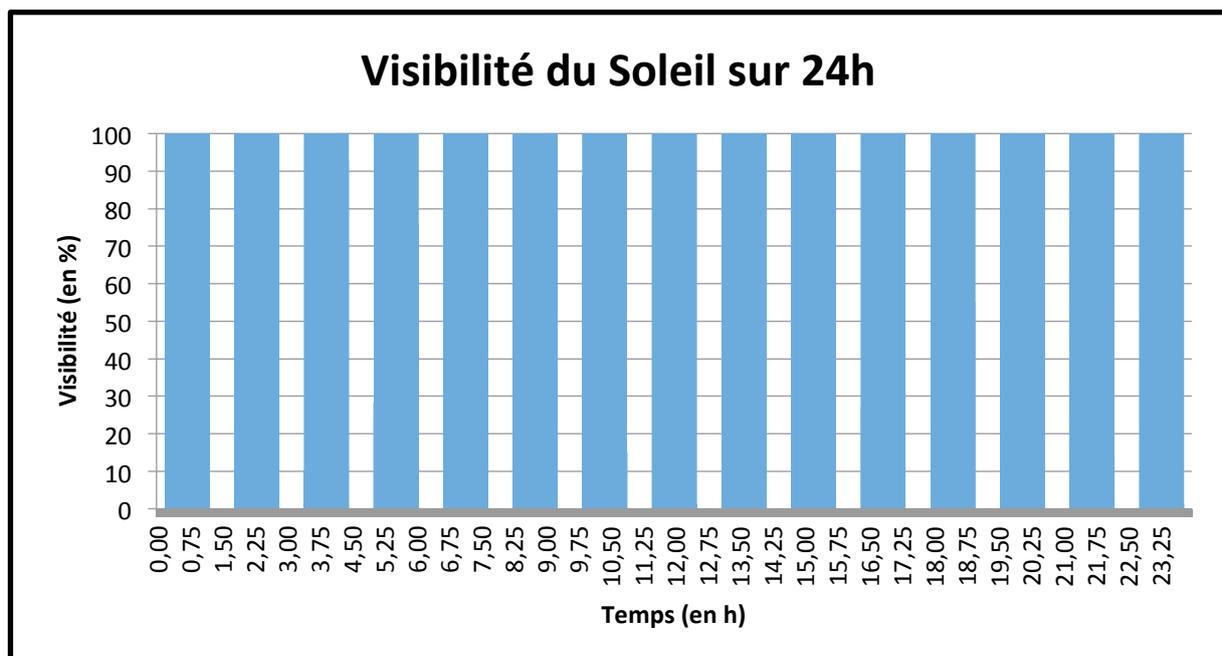


Figure 4.2 - Visibilité du Soleil sur 24h

Visibilité du Soleil sur 24h				
Visuel n°	Début (en s)	Fin (en s)	Tps visibilité (en s)	Tps visibilité (en min)
1	700	4380	3680	61
2	6510	10180	3670	61
3	12310	15990	3680	61
4	18120	21800	3680	61
5	23930	27610	3680	61
6	29740	33420	3680	61
7	35550	39230	3680	61
8	41360	45040	3680	61
9	47170	50840	3670	61
10	52970	56650	3680	61
11	58780	62460	3680	61
12	64590	68270	3680	61
13	70400	74080	3680	61
14	76210	79890	3680	61
15	82020	85700	3680	61

D'après les paramètres orbitaux d'IGOsat, la période orbitale est d'environ 1h30. Cela se vérifie bien ici car on observe que le nano satellite fait, de façon régulière, 15 fois le tour de la Terre en une journée. Par conséquent, il est bien visible 15 fois par le Soleil. Le temps visibilité d'environ une heure. IGOsat est donc éclairé par le Soleil pendant deux tiers de sa période orbitale ce qui est profitable pour le rechargement des batteries.

4.2 Visibilité des stations sol

Le pointage des stations au sol est tout aussi primordial puisque cela nous permettra de communiquer avec ces dernières. Le nano satellite pourra recevoir des commandes et transmettre des données telles que les mesures effectuées.

Pour déterminer cette visibilité, nous avons, encore une fois, utilisé les outils CelestLab et VTS. Nous avons calculé la visibilité pour deux stations : la station de Paris, située au laboratoire AstroParticule et Cosmologie (APC) de l'université Paris Diderot et l'éventuelle station de Hanoï au Viet-Nam.

Station	Paris	Hanoï
Latitude	48.83	21.05
Longitude	2.38	105.80
Altitude (élévation)	40.0	20.0

Les calculs ont été réalisés avec les mêmes paramètres de simulation (soit un jour du 15 au 16 juin 2018 avec un pas de temps de 10 s) dont les résultats figurent ci-dessous.)

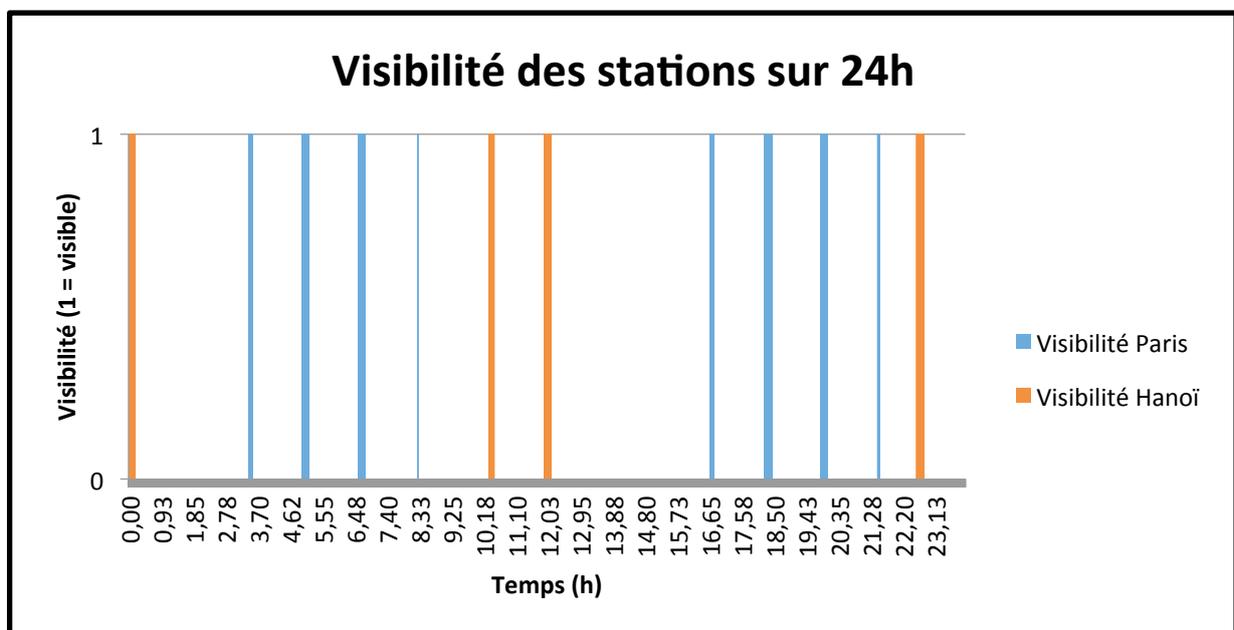


Figure 4.3 - Visibilité des stations sur 24

Visibilité de Paris sur 24h				
Visuel n°	Début (en s)	Fin (en s)	Tps visibilité (en s)	Tps visibilité (en min)
1	12380	12780	400	7
2	17890	18620	730	12
3	23650	24370	720	12
4	29830	29860	30	1
5	60010	60390	380	6
6	65640	66390	750	13
7	71410	72110	700	12
8	77300	77540	240	4

Visibilité de Hanoï sur 24h				
Visuel n°	Début (en s)	Fin (en s)	Tps visibilité (en s)	Tps visibilité (en min)
1	0	650	650	11
2	37180	37720	540	9
3	42830	43580	750	13
4	81330	82050	720	12

Nous obtenons ici nos premières idées quant à la visibilité des stations.

En ce qui concerne la station de Paris, on remarque qu'elle peut être visible 8 fois en une journée avec des temps de visibilité allant de 1 à 13 minutes. Le temps de communication est de 8 minutes en moyenne par passage. De plus, ne passant pas au-dessus de la station à chaque orbite, on a deux séries de passages distinctes durant la journée. Il y aura donc des périodes creuses.

La station de Hanoï est visible seulement 4 fois avec une moyenne de 11 minutes de visibilité. De même, les passages sont divisés en deux groupes par un intervalle de 10 heures.

5 Les magnéto-coupleurs

Ce chapitre concerne le contrôle d'attitude par des magnéto-coupleurs pour un nanosatellite en orbite LEO (Low Earth Orbit; entre 400 et 800km). L'étude menée met en évidence la physique du problème (changements de référentiels, électromagnétisme, équations de la mécanique...) et présente les différents systèmes possibles et leurs paramètres.

5.1 Les problématiques

Avec quelle vitesse on peut faire tourner le nanosatellite ? Estimer le champ magnétique qu'on peut générer lorsque le satellite tourne.

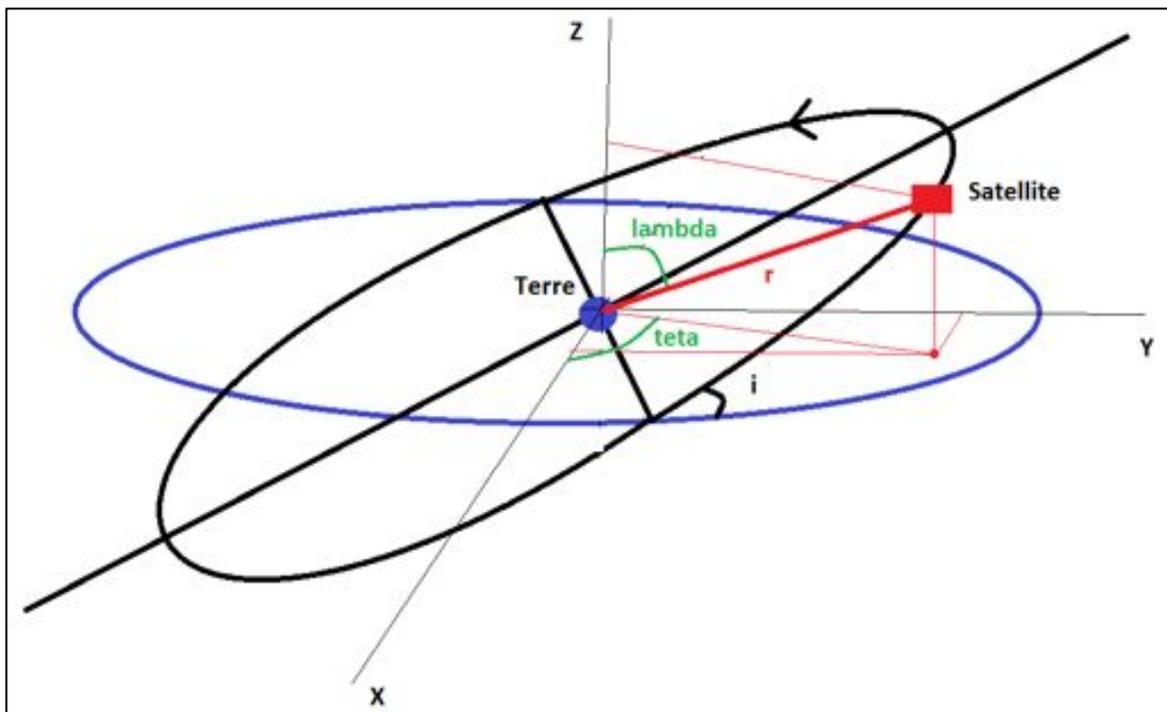


Figure 5.1.1 - Représentation schématique des paramètres géométriques d'un satellite en orbite autour de la Terre

La figure 5.1.1 est une représentation générale de l'orbite. Le plan bleu représente le plan équatorial de la Terre et le plan noir le plan orbital. L'angle i est l'élévation du plan orbital par rapport au plan équatorial (orbite polaire : $i = 90^\circ$). Les angles θ et λ et la distance r sont les paramètres de la position du satellite dans le repère (Terre, X, Y, Z)

5.2 Les contraintes extérieures

Le milieu spatial est un environnement assez hostile; un satellite en orbite autour de la Terre est soumis à une quantité importante de forces extérieures qui tendent à dégrader sa position en créant un couple qui met le satellite en rotation. Il faut donc en tenir compte, et quantifier ces perturbations afin de pouvoir apporter les corrections nécessaires au bon fonctionnement de la mission.

5.2.1 Le gradient de gravité

Le gradient de gravité provient de l'attraction différentielle qui s'exerce sur un corps en rotation autour de la Terre. Il est proportionnel à $1/r^3$ (altitude de l'orbite). Dans les cas des orbites basses, il faut tenir compte de la traînée aérodynamique; celle-ci est proportionnelle à v^2 (vitesse du satellite) et dépend de la géométrie du satellite, de l'altitude et de la masse volumique de l'air.

5.2.2 Les radiations solaires

Les radiations solaires exercent une force de pression sur le satellite, qui dépend de la constante solaire et de la géométrie du satellite. Le champ magnétique de la Terre exerce également une force électromagnétique sur le satellite (et qui permet le fonctionnement du magnéto-coupleur) dont on parlera plus loin dans ce travail.

5.3 Les magnéto-coupleurs

Les équipements utilisés pour générer les couples électromagnétiques, et que l'on désigne par le terme de "magnéto-coupleur", sont simples à réaliser, peu coûteux et faciles à implanter à bord du satellite. En plus, ils ne consomment pas trop d'énergie électrique et ils sont d'une grande fiabilité en ce sens que leur usage ne risque pas de panne catastrophique. Les magnéto-coupleurs utilisés en pratique sont les barreaux aimantés et les bobines électromagnétiques. Les barreaux aimantés ou "barreaux à hystérésis" sont utilisés pour assurer le pointage d'un axe du satellite suivant le vecteur induction magnétique terrestre tout au long de l'orbite. Leur utilisation est très restreinte et ne peut intéresser que les satellites de petites dimensions placés en orbite basse. Leur principal inconvénient est qu'ils ne peuvent fournir qu'une commande "passive", entièrement tributaire du champ magnétique. Les bobines électromagnétiques sont des magnéto-coupleurs «actifs» puisque l'on peut changer l'intensité et le sens de leur dipôle magnétique à volonté, en modifiant respectivement l'intensité et le sens du courant électrique qui les traverse. En outre, en choisissant convenablement les instants et les durées de mise sous tension de la (ou les) bobine (s), on peut arriver à générer des couples de commande dans la direction voulue, malgré la dépendance envers le champ magnétique terrestre. Les bobines peuvent être avec ou sans noyau ferromagnétique à moment dipolaire égal, les bobines à noyau ont une masse plus faible et consomment moins de puissance que les bobines à air. En contrepartie, les bobines à noyau ont généralement des dimensions réduites alors que les bobines à air peuvent être enroulées sur la périphérie du corps principal ou bien disposées dans le plan du générateur solaire déplorable. Par ailleurs, en vue de réaliser une commande magnétique active, la mise sous tension des bobines ne peut être faite de façon arbitraire mais, au contraire, elle doit obéir à des lois de commande bien définies. Ces lois sont, en effet, étudiées et évaluées au sol en fonction de la manœuvre à effectuer, du modèle d'orbite et de champ magnétique et des divers paramètres du satellite. Elles sont ensuite, soit implantées dans la mémoire du calculateur de bord, soit envoyées

depuis le sol (par télécommande) vers un ordinateur ou une logique ciblée commandant les bobines (Figure 2.4.1).

5.4 Modèle d'un champ magnétique terrestre

5.4.1 Généralités

Le champ magnétique terrestre apparaît comme résultant d'un dipôle magnétique faisant un angle de 11° avec l'axe de rotation de la Terre et légèrement décentré. Le pôle sud du dipôle est dans l'hémisphère nord à $78^\circ 6'$ de latitude et $289^\circ 55'$ de longitude ouest, de plus ce dipôle dérive de $0.014^\circ/\text{an}$ vers l'est et sa force augmente de 0.05% par an. C'est dire la complexité de sa représentation. Deux modèles sont connus:

- IAGA pour International Association of Geomagnetism and Aeronomy
- IGRF pour International Geomagnetic Reference Field qui propose un développement du potentiel magnétique donnant accès au champ magnétique terrestre.

5.4.2 Notations

- r rayon vecteur.
- L longitude du satellite.
- λ désigne la latitude.
- $R_T = 6378,135$ km: rayon terrestre équatorial.
- g_n^m et h_n^m , des coefficients connus fonctions lentement variables de l'année, donnés, listés et fournis en tableaux, dans les ouvrages spécialisés. P_n^m sont les fonctions de Legendre normalisées.

Pour une première étude de stabilisation par magnéto-coupleurs et une bonne compréhension du phénomène, nous nous contenterons d'un modèle simple en ne gardant que les premiers termes du développement :

$$V(r,\lambda,L) = \frac{h_n^m}{r^2} (g_1^1 \sin \lambda + g_1^1 \cos L \cos \lambda + h_1^1 \sin L \cos \lambda)$$

Nous obtenons donc les composantes du champ magnétique par : $B = -\overrightarrow{\text{grad}V}(r, \lambda, L)$

- B_r est la composante radiale
- B_N la composante tangente au méridien vers le nord local
- B_L la composante vers l'est

Le calcul donne :

$$B_r = -\frac{\partial V}{\partial r} = 2 \left[\frac{R_T}{r} \right]^3 (g_1^1 \sin \lambda + g_1^1 \cos L \cos \lambda + h_1^1 \sin L \cos \lambda) = B_z$$

$$B_N = -\frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \lambda} = \left[\frac{R_T}{r} \right]^3 (-g_1^1 \cos \lambda + g_1^1 \cos L \sin \lambda + h_1^1 \sin L \sin \lambda)$$

$$B_L = -\frac{1}{r \cos\lambda} \frac{\partial V}{\partial L} = \left[\frac{R_T}{r} \right]^3 (g_1^1 \sin L - h_1^1 \cos L)$$

5.5 Modèle simplifié du champ magnétique terrestre

Nous commencerons par un modèle encore plus simple sans que cela altère les résultats généraux de l'étude de contrôle d'attitude.

Hypothèses

On assimile le champ magnétique terrestre à celui d'un dipôle magnétique placé suivant l'axe Nord-Sud de la Terre et présentant ainsi une symétrie de révolution autour de l'axe de rotation de la Terre.

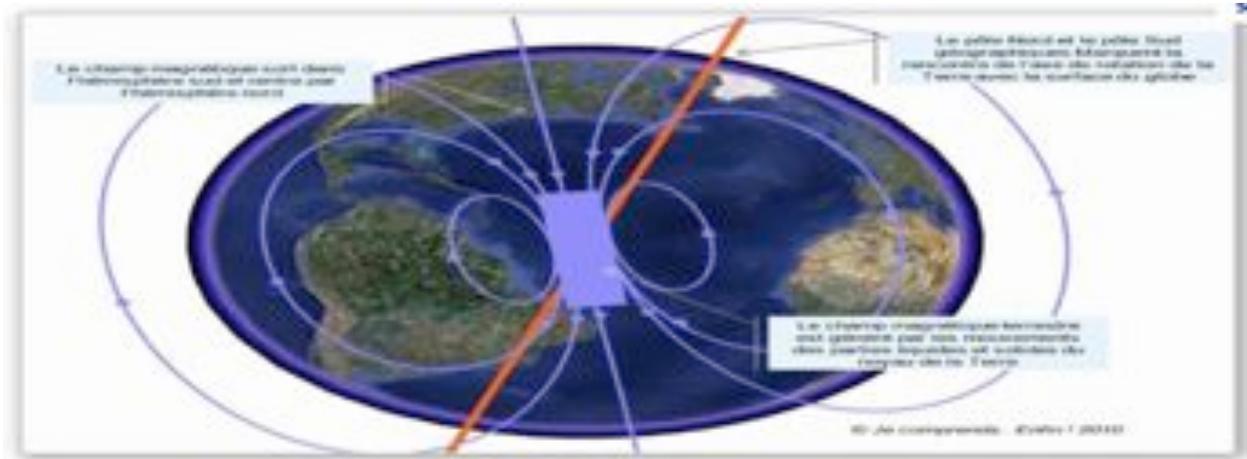


Figure 5.5 - Champ magnétique terrestre.

Nous savons que : $B = \mu_0 H$ et $H = -\frac{2K}{r^3} \sin \lambda Z + \frac{K}{r^3} \cos \lambda N$

Où $\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7}$ et $K = 6,413 \cdot 10^{21} \text{ A.m}^2$

N est la direction locale du Nord (pour nous magnétique et géographique à la fois avec la simplification adoptée).

5.6 La physique du problème

Nous devons aborder ici plusieurs aspects du sujet : les changements de référentiels, la mécanique du solide appliquée au satellite et l'électromagnétisme appliqué au satellite.

Les changements de référentiels

Nous travaillons avec 4 référentiels, 2 centrés sur la Terre et 2 centrés sur le satellite :

- Le référentiel ECEF (Earth Centered Earth Fixed) qui est le référentiel cartésien fixe de la Terre centré sur le centre de la Terre avec l'axe z' vers le pôle Nord, l'axe x' l'intersection

entre le plan de l'équateur et le plan du méridien de Greenwich (ECEF tourne avec la Terre) et l'axe y' orienté à 90° de longitude E pour former un repère orthonormé.

- Le référentiel ECI (Earth Centered Inertial) qui est le référentiel inertiel terrestre centré sur le centre de la Terre a son axe Z_a qui coïncide avec l'axe z' d'ECEF et les axes X_a et Y_a pointant vers des étoiles. (en noir sur le schéma de la figure 4)
- Le référentiel orbital centré sur le centre de masse du satellite avec l'axe X pointant selon le vecteur vitesse, l'axe Z dans le plan orbital pointant vers le haut à partir du centre de la Terre et $Y = X \wedge Z$ (en bleu sur le schéma figure 4.6.1)
- Le référentiel fixe du satellite centré sur le centre de masse du satellite et les axes x, y et z parallèles aux arêtes du CubeSat qui a la forme d'un parallélépipède. (en rouge sur le schéma figure 4)

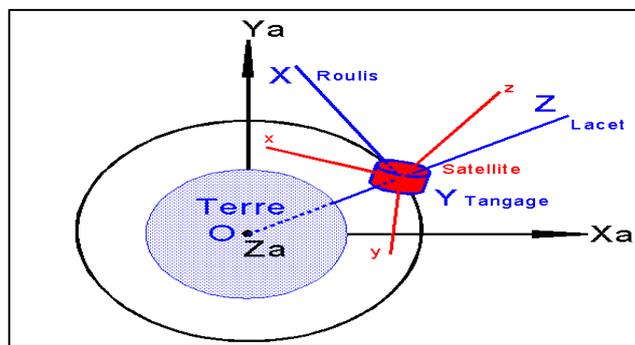


Figure 5.6.1 - Schéma des référentiels ECI en noir, orbital en bleu et fixe du satellite en rouge.

Les informations obtenues dépendent du référentiel ; ainsi il faut être capable de passer des uns aux autres en composant des rotations et des translations. Nous utilisons les angles d'Euler qui, associés aux coordonnées de positions de l'objet, permettent de décrire le mouvement de cet objet par rapport à un référentiel.

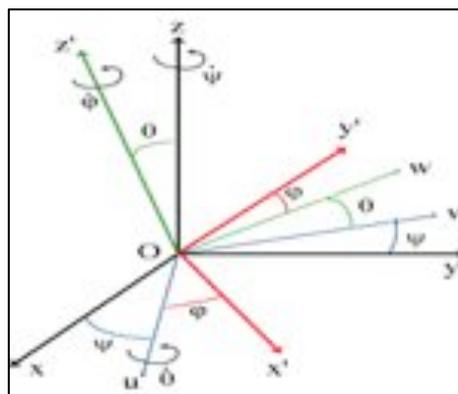


Figure 5.6.2 - Les angles d'Euler

On définit les angles de roulis ϕ (par rapport à l'axe x), de tangage θ (par rapport à l'axe y) et de lacet ψ (par rapport à l'axe z) et leurs matrices de rotations associées :

Roulis	$R_{roulis} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix}$
Tangage	$R_{tangage} = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix}$
Lacet	$R_{lacet} = \begin{pmatrix} \cos\Psi & -\sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$

Par exemple pour passer du référentiel fixe du satellite au référentiel orbital, on peut effectuer la composition des rotations suivantes :

$$R_{lacet/Z}(\Psi) \times R_{roulis/u}(\Theta) \times R_{lacet/Z'}(\Phi)$$

Et on obtient la matrice de rotation

$$R = \begin{pmatrix} \cos\phi \cos\Psi - \sin\Psi \cos\theta \sin\phi & -\sin\phi \cos\Psi - \cos\phi \sin\Psi \cos\theta & \sin\Psi \sin\theta \\ \sin\Psi \cos\phi + \cos\Psi \cos\theta \sin\phi & -\sin\phi \sin\Psi + \cos\phi \cos\Psi \cos\theta & -\sin\theta \cos\Psi \\ \sin\theta \sin\phi & \cos\phi \sin\theta & \cos\theta \end{pmatrix}$$

En utilisant les notations du schéma général le passage d'un repère terrestre à un repère du satellite est la translation de vecteur Terre Satellite noté TS et tel que :

$$TS = \begin{pmatrix} r \sin\lambda \cos\theta \\ r \sin\lambda \sin\theta \\ r \cos\lambda \end{pmatrix}$$

Suivie de la composition des rotations suivantes : $R_{lacet/Z}(\Psi) \times R_{roulis/u}(\Theta) \times R_{tangage/w}(\Phi)$

Et on obtenu la matrice de rotation :

$$R = \begin{pmatrix} \cos\phi \cos\Psi - \sin\phi \sin\Psi \sin\theta & -\sin\Psi \cos\theta & \sin\phi \cos\Psi + \cos\phi \sin\Psi \cos\theta \\ \cos\phi \sin\Psi + \sin\phi \sin\Psi \sin\theta & \cos\Psi \cos\theta & \sin\phi \sin\Psi + \cos\phi \sin\theta \cos\Psi \\ -\sin\phi \cos\theta & \sin\theta & \cos\phi \cos\theta \end{pmatrix}$$

Passage d'ECI à ECEF

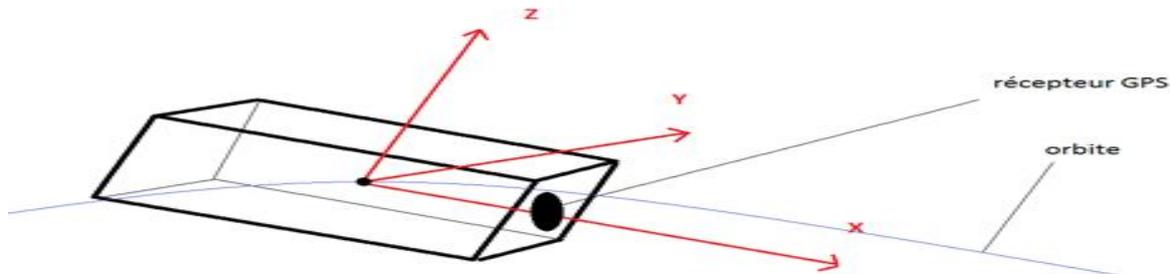
$$\vec{r}(ecef) = R_{lacet}(\Psi_{gst}) * \vec{r}(eci)$$

Avec $(\Psi_{gst}) = (\Psi_{gst0}) + wex\Delta t$ $w_e =$ rotation de la terre $\Delta t =$ seconds écoulées depuis le début de la journée.

$$\Psi_{gst0} = 1.753368560 + 2\pi * 100 * \Delta t + 6.7707 e^{-6} * \Delta t^2 - 4.5 e^{-10} * \Delta t^3$$

Où $\Delta t =$ temps écoulé depuis le 01/01/2010 (0.01 pour 1 an; 0.1 pour 10 an)

Les magnéto-coupleurs sur le marché vont de la simple bobine à 600€ au boîtier complet avec la maîtrise des 3 axes de rotations et le software intégré à 35.000€. Le nombre d'axes de rotation à contrôler dépend de l'objectif de la mission. Dans notre cas la maîtrise de deux axes de rotations est suffisante; on peut tolérer une rotation selon l'axe perpendiculaire à l'antenne GPS car cela n'affecte en rien la réception du signal.



A partir du site internet cubesatshop.com j'ai comparé 2 appareils différents, le Cube Torquer et le MAI 200 ADACS.

Le Cube Torquer est une simple bobine électrique qui permet de produire un moment magnétique d'environ 0.2 A.m^2 avec un moment magnétique résiduel inférieur à 0.48 mA.m^2 . La puissance nécessaire est de 209 mW pour une alimentation de 2.5 V . Pour une altitude d'environ 600 km (soit un champ moyen d'environ $0.3 \times 10^{-4} \text{ Tesla}$) cela correspond à un couple d'environ $6 \times 10^{-6} \text{ N.m}$.



Ses dimensions sont de 60 mm de long pour un diamètre de 5 mm et une masse de 22 g .

Un système simple comme celui-ci nécessite la création et la configuration du software nécessaire à son fonctionnement.

Le MAI 200 ADACS est un contrôleur 3 axes contenant 3 bobines, un magnétomètre, un capteur solaire et un software programmé. Pour une alimentation de 12 V (soit environ 5 W de puissance) il peut produire un moment magnétique d'environ 2 A.m^2 , soit un couple d'environ $6 \times 10^{-4} \text{ N.m}$.



Ses dimensions sont $39 \text{ mm} \times 39 \text{ mm} \times 31 \text{ mm}$ pour une masse de 907 g .

5.7 Conclusion

Dans ce chapitre, on s'est consacré au contrôle actif d'attitude d'un nanosatellite par le système magnéto-coupleurs. Le rôle des nanosatellites est de surveiller la terre et de collecter les informations qui servent à l'étude des phénomènes naturels et au développement de la communication. Pour cela on a besoin de connaître des paramètres et de les maîtriser afin de les adapter aux situations.

Ces paramètres sont: la position exacte, les coordonnées, la direction et le sens du déplacement, le décalage de l'armature par rapport à un repère initial, la vitesse angulaire par rapport à la terre et à elle-même et les accélérations.

Dans ce chapitre, nous étudions tous ces paramètres à partir de deux équations différentielles. La première est l'équation du mouvement qui représente la variation de la position du nanosatellite et la position exacte à un temps connu t_0 . La seconde est l'équation de navigation qui exprime la vitesse angulaire sur chaque axe.

6. Dynamique du nanosatellite

L'élaboration du modèle dynamique d'IGOSAT est basée sur les lois de Newton et Kepler, les lois de Kepler décrivent le mouvement (sans présence de perturbation) en orbite des planètes autour de soleil, quant aux lois de Newton, elles décrivent principalement les lois physiques qui relient les forces actionné sur un corps céleste et le mouvement qui en résulte.

- Les principales lois de Kepler :
 1. L'orbite de chaque planète est une ellipse dont le Soleil à l'un des deux foyers.
 2. La ligne joignant une planète et le Soleil balaie des aires égales pendant égal des intervalles de temps.
 3. Le carré de la période de révolution planétaire est proportionnel au cube de la distance moyenne de la planète du Soleil.
- Les lois de mouvement de Newton :
 1. Principe d'inertie : Tout corps persévère dans l'état de repos ou de mouvement uniforme en ligne droite dans lequel il se trouve, à moins que quelque force n'agisse sur lui, et ne le contraigne à changer d'état
 2. Principe fondamental de la dynamique de translation : L'altération du mouvement est proportionnelle à la force qui lui est imprimée ; et cette altération se fait en ligne droite dans la direction de la force.
 3. Principe des actions réciproques : Pour chaque action, il existe une réaction égale et opposée : l'action est toujours égale à la réaction ; c'est-à-dire que les actions de deux corps l'un sur l'autre sont toujours égales, et dans des directions contraires.
 4. Loi d'interaction gravitationnelle eux corps ponctuels de masses respectives M_A et M_B s'attirent avec des forces de mêmes valeurs (mais vectoriellement opposées), proportionnelles à chacune des masses, et inversement proportionnelle au carré de la distance qui les sépare. Cette force a pour direction la droite passant par le centre de gravité de ces deux corps.

La force exercée sur le corps B par le corps A est vectoriellement donnée par :

$$F_{A/B} = F_{B/A} = G \frac{M_A M_B}{d^2}$$

Avec d le distance entre les deux corps A et B et G est la constante gravitationnelle.
Afin de trouver la loi de vélocité angulaire du satellite lors de son orbite autour de la terre, il suffit de remplacer l'accélération dans la deuxième loi de Newton par : $a = \omega_{\text{veloc}}^2 \cdot r$.

6.1 Loi du moment angulaire

On suppose que le satellite soit un objet rigide, la loi du moment angulaire qui est l'équivalent de la deuxième loi de Newton pour une rotation s'écrit :

$$h = I \cdot \omega_{\text{veloc}}$$

Avec I la matrice d'inertie de la structure et ω_{veloc} est la vélocité angulaire du satellite.

Le moment totale du satellite s'écrit alors :

$$M = \frac{d(I \cdot \omega)}{dt}$$

On trouve alors quand on applique la relation de changement de repère on aboutit à :

$$M = \frac{d(I \cdot \omega)}{dt} + \omega \wedge A$$

On peut réécrire le moment sur les trois axes :

$$M = [I_{xx} \cdot \omega_x, I_{yy} \cdot \omega_y, I_{zz} \cdot \omega_z]$$

On aura donc :

$$I_{xx} \cdot \frac{d\omega_x}{dt} - (I_{yy} - I_{zz}) \omega_y \cdot \omega_z = M_x$$

$$I_{yy} \cdot \frac{d\omega_y}{dt} - (I_{zz} - I_{xx}) \omega_x \cdot \omega_z = M_y$$

$$I_{zz} \cdot \frac{d\omega_z}{dt} - (I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \cdot \omega_y = M_z$$

Afin de simplifier l'étude, on supposera qu'on a des petites variations de la vitesse angulaire, on peut conclure alors :

$$I_{xx} \cdot \frac{d\omega_x}{dt} = M_x$$

$$I_{yy} \cdot \frac{d\omega_y}{dt} = M_y$$

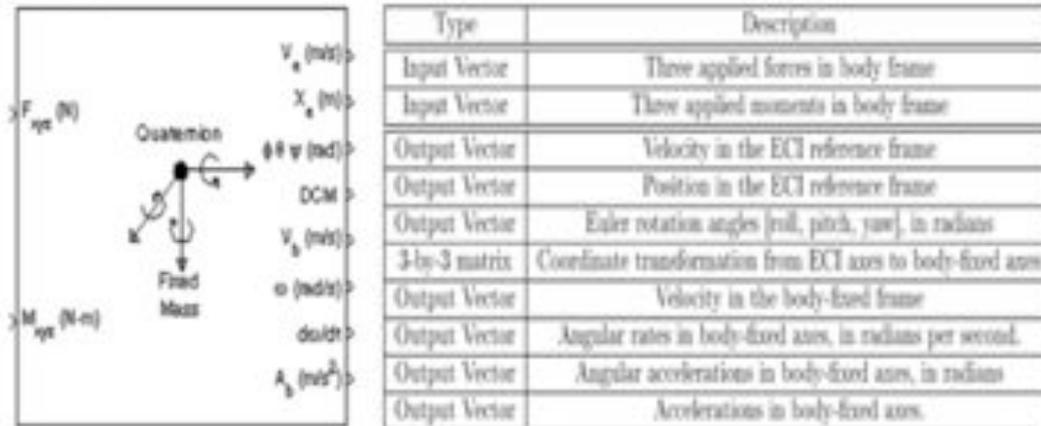
$$I_{zz} \cdot \frac{d\omega_z}{dt} = M_z$$

6.2 Système de coordonnées

Dans cette partie, on étudiera les différents modèles nécessaires à la modélisation de l'attitude.

6.2.1 Le repère inertiel terrestre ou Référentiel géocentrique

L'origine du repère est située au centre de la Terre, et il ne tourne pas avec elle. Ce repère est un repère pseudo inertiel dans lequel les lois de Newton sont valables tant qu'une première approximation. Nous ignorons l'accélération du Soleil dans la galaxie et l'accélération de celle-ci par rapport au cosmos. Le modèle qui suit est une implémentation Simulink pour un corps en mouvement en 3 axes:



On résume alors :

- L'axe Z pointe vers le pôle Nord.
- Par convention on utilise l'axe des X qui pointe vers l'équinoxe vernal Cette convention rend le repère géocentrique parfaitement inertiel si l'on suppose une inertie du Soleil. Une autre convention utilise l'axe des x qui pointe vers le Soleil. Ce cadre conduit à des résultats un peu moins précis, car il ne tient pas compte de l'accélération de la Terre autour du Soleil.
- L'axe Y complète le repère.

6.2.2 Le repère terrestre

Ce repère non inertiel a la même origine et l'axe z comme le repère géocentrique mais les x et y axes tourner avec la Terre par rapport au repère précédent. L'axe x croise la surface de la Terre à la latitude et la longitude (0°, 0°). Ce repère tourne à une vitesse angulaire par rapport au référentiel géocentrique de :

$$\Omega = \frac{2 \cdot \pi}{1 \text{ jour sidéral}} = 7.2921 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$$

6.2.3 Le repère lié au cadre d'IGOSAT :

Le repère lié au satellite est un repère non-inertiel fixé à son origine et ses axes principaux, l'origine sera placée sur son centre de gravité.

6.3 Analyse

6.3.1 Le système de coordonnées 'NED ou Système géodésique :

Le NED (North-east-down) est repère non inertiel dont l'origine fixé au centre de gravité du satellite, ses trois axes orthonormés O_x , O_y et O_z sont définis par leur orientation. O_x et O_y se trouvent pratiquement dans le plan équatorial terrestre, et O_z est orienté approximativement suivant l'axe de rotation terrestre.

La transformation euclidienne nous permettra de changer facilement de repère ce qui simplifiera l'étude étant donné que les calculs sont beaucoup plus simples dans un repère que dans autre.

6.3.2 Moments parasites

Lors de son vols, IGOSAT fera face à plusieurs forces parasites qui vont perturber sa trajectoire, les inclure dans l'étude est donc essentiel afin d'éviter les mauvaises surprise lors de sa mission et de garder le satellite sur la trajectoire voulu. On citera dans cette partie quelques exemples de ces perturbations causées par l'environnement spatial.

6.3.3 Traînée atmosphérique

Cette force peut être décrite par la formule suivante :

$$F_{Drag} = \frac{1}{2} \rho S C_{Drag} V^2 e_V$$

Avec ρ la densité d'atmosphère, S la surface de référence, C_{Drag} coefficient de traînée. V la vitesse d'IGOSAT et e_V est le vecteur unitaire qui pointe vers le vecteur vitesse angulaire.

Le moment qui en résulte s'exprime

$$M_{Aero} = (r_{cp} - r_{gc}) \wedge F_{Drag}$$

Avec r_{cp} est le centre de vecteur de pression dans les coordonnées de la structure et r_{gc} le vecteur centre de gravité dans les mêmes coordonnées.

La densité de l'air dans les basses orbites dépend de plusieurs paramètres, comme l'activité du soleil, de la lune, et les phénomènes géomagnétiques... Lors d'une simulation de deux modèles, celui de Harris Priester et un modèle basée sur de simulations fixée à un moment donné .on prendra en compte l'activité solaire. On trouve pour le modèle simple le graphe qui suit :

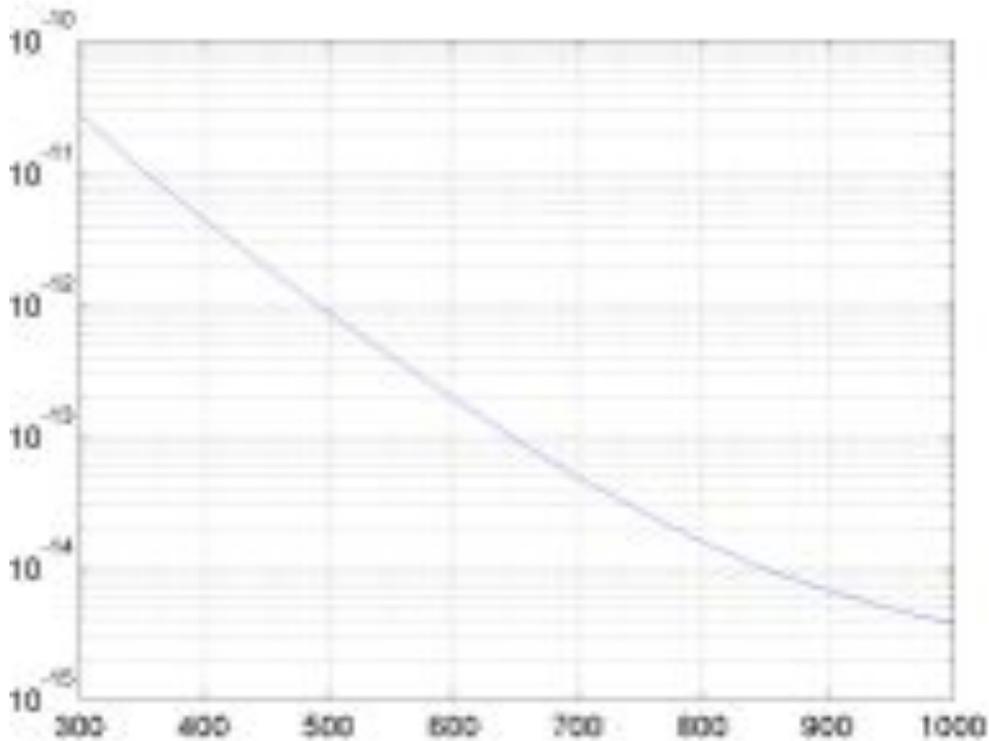


Figure 6.3.1 - La densité de l'air (en Kg/m³ à l'axe des Y) en fonction de l'altitude(en Km à l'axe des X).

Le gradient de gravité :

Tout Object non symétrique en orbite autour de la terre est proie au moment gravitationnel dû à la variation du champ gravitationnel terrestre à l'intérieur de la structure du satellite. Cette force décroît en $1/r^2$ avec r la distance entre l'objet et le centre de terre .ce qui 'pousse' ou incline le satellite vers son bas. L'expression de ce moment est la suivante :

$$M = \frac{3\mu}{r^5} \cdot r \wedge I r$$

Avec r la distance entre le satellite et le centre de la terre et μ est la constate gravitationnelle terrestre. On tracera maintenant la variation de gradient de gravité en fonction de l'altitude :

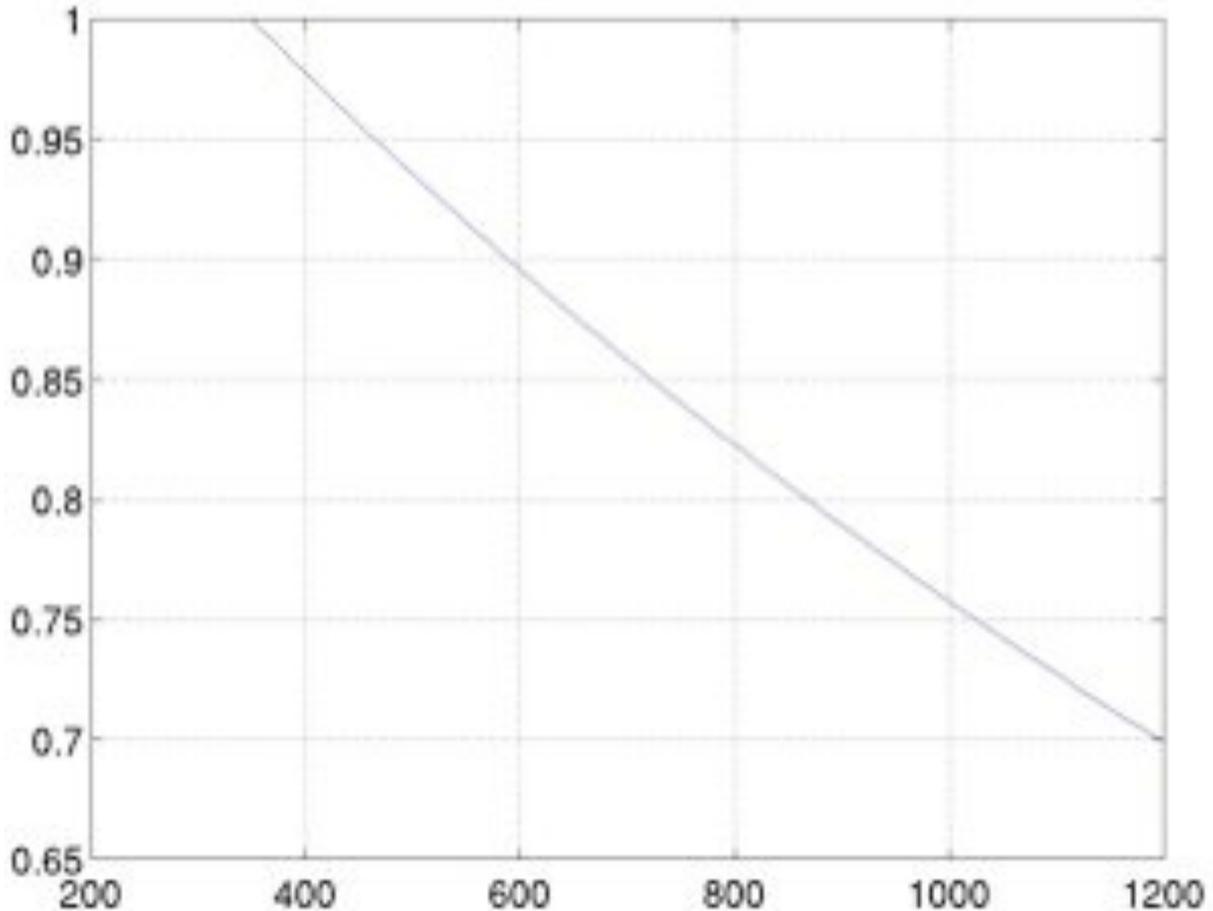


Figure 6.3.2 - La décroissance du radiant gravitationnel(En $1/r^3$ à l'axe des Y) en fonction de l'altitude(en Km à l'axe des X).

On constate donc que les basses attitudes, on doit tenir compte de la contribution de gradient gravitationnel vu son importance.

Moment de la pression solaire :

La pression des radiations solaires produit une force qui réagit sur le satellite. Son expression exacte dépend si cette radiation est absorbée, aléatoirement réfléchi ou en réflexion diffusé. Pour le cas des radiations absorbées, la pression solaire P_{abso} faite sur une surface perpendiculaire à celle du soleil est :

$$P_{abso} = \frac{\phi}{c} = P$$

Avec ϕ est le flux de la densité de puissance et c la vitesse de la lumière.
 $\phi = 1370 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ généralement.

On aura donc la portion absorbée est : $df_{absorbé} = -PC_a \cos\theta S dA$, avec C_a coefficient d'absorption, θ l'angle d'incidence et S le vecteur unitaire directeur entre le satellite et du Soleil.

Pour le cas des radiations aléatoirement réfléchies, La pression solaire s'écrit :

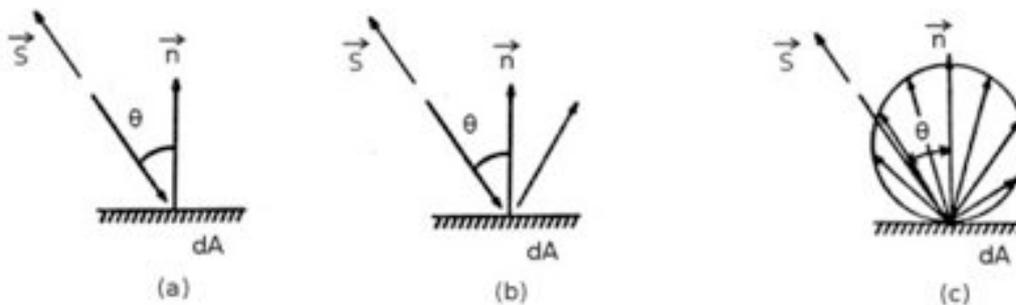
$$P_{abso} = 2 \cdot \frac{\phi}{c} = 2P$$

La force de radiation s'écrit alors : $df_{réfléchie} = -2PC_s \cos^2\theta n dA$ avec C_s le coefficient de réflexion

Pour le dernier cas qui est la réflexion diffusé .la fore de radiation qui en résulte dépend de la distribution de la radiation suivant les directions de propagations, on le trouve en intégrant les contributions des radiations réfléchies sur tout les angles, on aura donc :

$$df_{diffusé} = -PC_d \cos^1\theta (S + \frac{2}{3} n) dA$$

Avec C_d coefficient de réflexion diffusé.



Les trois cas du problème : (a) \Rightarrow radiations absorbées / (b) \Rightarrow radiations aléatoirement réfléchies / (c) \Rightarrow réflexion diffusé.

Afin de trouver le moment totale, il suffit de sommé après intégrations les trois forces précédentes, on notera que $C_a + C_d + C_s = 1$. Le moment se calculera via la même relation utilise lors de la trainé atmosphérique :

$$M_{solar} = (r_{cp} - r_{gc}) \wedge F_{Drag}$$

Une comparaison pour finir

Le couple aérodynamique décroît à mesure que l'altitude avec une exponentielle alors que la gravité couple gradient dépend de $1 / r^3$ avec R la distance entre le satellite et le centre de la Terre. Le gradient de gravité est du même ordre de grandeur pour toute orbite basse de la Terre, et il devient prédominant pour des altitudes supérieures à 500 km.

La source du moment	La dépendance à la distance du centre de la terre r	L'attitude ou le moment est dominant (donc non négligeable)
Trainé aérodynamique	$e^{-\alpha r}$	Sous les 500 Km
Gradient de gravité	$1/r^3$	De 500 à quelques miler de kilomètres
Radiation solaire	Indépendante	Toute la zone d'exposition au soleil

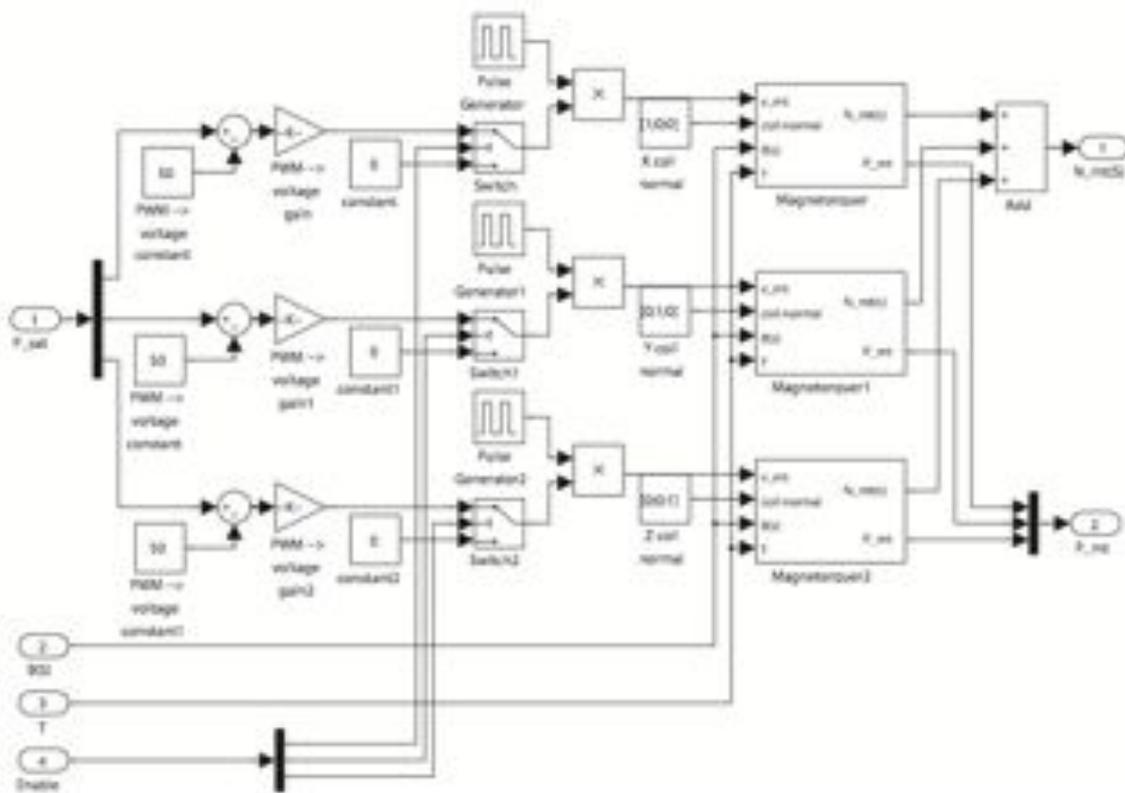


Figure 6.4.4 - Modèle Magnéto-coupleurs Simulink

7 Eléments de recherches capteurs

Sélection des solutions à appliquer pour la détermination de l'attitude :

Le développement d'outils permettant une détermination précise d'attitude est un domaine en plein essor, dans le cas de IGOSAT, on essayera de choisir la meilleur solution afin d'obtenir des bons résultats.

Les critères de choix que je me suis fixer lors de la recherche sont :

- La taille, tant donné qu'on n'a pas une grande marge dans ce domaine, nos capteur doivent tenir à l'intérieure du squelette d'IGOSAT.
- La consommation en énergie, en effet on ne sera capable de produire plus 20 Watts approx d'électricité via les panneaux solaires.
- Le poids.
- Coûts.
- Les performances. & précision.

Heureusement, les trois premiers critères ont tendance à aller main dans la main, ce qui simplifie le processus de sélection. Il y a d'autres considérations comme les propriétés des matériaux, et interfaces électriques du capteur, mais celle-ci sont des facteurs d'ordre inférieures et peuvent être négligés à ce niveau de développement.

7.1 Unité de mesure inertielle

L'unité de mesure inertielle est l'un des éléments clés de la SCAO. C'est en fait une combinaison de deux capteurs différents. Les gyroscopes qui mesurent la vitesse angulaire de l'engin spatial et des accéléromètres qui mesure l'accélération. Il fournira des informations d'attitude de ce capteur suite dans un mode presque continue. Un filtre de Kalman utilisera les données du gyroscope pour estimer l'attitude lorsque les autres capteurs ne fournissent pas information, Après la comparaison du plusieurs fiches techniques, le choix du modelé ADIS16405 semble adapté au cas D'IGOSAT, en effet d'après la table de spécification,



Figure 7.1.1 - L'ADIS16405

Gyroscope	Valeur	Unité
Gamme dynamique	$\pm 300, \pm 150, \pm 75$	Degré/ secondes
Le 'Scale Factor'	0.05, 0.025, 0.0125	Degré/Secondes
Erreur initiale du BIAS	± 3	Degré
Stabilité du BIAS	0.007	Degré/Secondes
Le 'Angular Random Walk'	2	Degré/sqrt(hr)
Bande passante à 3 dB	330	Hz
Dimensions	23 x 23 x 23	mm
Masse	16	g
Puissance Requise	0.35	W

Figure 7.1.2 - Les Caractéristique du gyroscope du l'ADIS 16405

7.2 Le magnétomètre

Ce capteur fournit des informations grossières sur l'attitude d'IGOSAT. Cependant ces capteurs seuls ne peuvent pas atteindre des résultats très précis. C'est parce qu'ils ont besoin d'un modèle de référence pour comparer la mesure afin produire des données utilisables. Ce vecteur qui contient la différence entre le modèle du champ magnétique et le champ mesuré peut ensuite être utilisé pour déterminer l'attitude de l'engin par rapport à la Terre. Les meilleurs modèles utilisent le modèle à douze pôles équivalents, mais même ceux-ci ne peuvent pas décrire complètement le champ magnétique complexe et variant de la terre. Le magnétomètre est évalué sur le bruit produit et sa résolution comme le gyroscope. La résolution doit être suffisamment petite pour que les variations du champ magnétique Terrestre puissent être détectées en orbite basse de la Terre. Le bruit devra être assez faible pour ne pas noyer les mesures faibles, Le ADIS16405 intègre un magnétomètre dont les caractéristiques sont les suivantes

Gamme dynamique	± 3.5	Gauss
Le 'Scale factor'	0.5	mgauss
Erreur initial du BIAS	± 4	mgauss
Bruit de sortie	1.25	Gauss rms
Dimensions	23 x 23 x 23	mm
Masse	16	g
Puissance	0.35	W

Figure 7.2.1 - Les caractéristiques de magnétomètre de l'ADIS16405.

Le contrôle d'attitude par magnéto coupleurs est basé sur la création d'un couple: le moment magnétique M du dipôle (i.e du satellite) dans le champ magnétique terrestre B induit un couple C tel que $C = M \wedge B$ et donc une rotation du satellite selon un ou plusieurs axes.

On sait que $M = IS$ où I est l'intensité (en A) de la bobine et S sa surface(en m^2). Ainsi on peut maîtriser le couple formé en induisant aux bobines le courant nécessaire pour les rotations voulues, c'est-à-dire en donnant au satellite le moment magnétique voulu.

La connaissance du champ magnétique terrestre est très importante pour le fonctionnement des magnéto-coupleurs. Pour cela on utilise le modèle IGRF (International Geomagnetic Field Reference) qui est fondé sur une série de modèles mathématiques sur le champ terrestre (gradient de potentiel) et son évolution au cours du temps; ainsi le modèle IGRF est régulièrement mis à jour et nous utilisons actuellement la 11^{ème} génération du modèle. Pour avoir une idée de la géométrie et de l'intensité du champ magnétique aux altitudes des orbites LEO, j'ai utilisé un logiciel mis à disposition en ligne par l'ESA (European Space Agency) appelé SPENVIS .Il permet de modéliser le champ magnétique terrestre; ces paramètres sont ceux de l'orbite (altitude, géométrie...), le modèle de champ choisi (IGRF), les perturbations extérieures et l'angle d'inclinaison du satellite. On peut obtenir trois représentations différentes: l'intensité du champ en fonction de la latitude et de l'altitude, l'intensité du champ en fonction de la longitude et de l'altitude ou l'intensité du champ sur toute la surface terrestre en fonction de l'altitude

7.3 Le capteur solaire

Les capteurs solaires fournissent une mesure importante pour le mode de pointage sur soleil (Lors de la recharge des batteries) et des mesures grossières importantes pendant le mode de fonctionnement normal.



Figure 7.3.1 - Capteur solaire Sinclair SS-411.

On aura besoin de plusieurs capteurs solaires parce que chacun ne peut fournir que deux axes d'information. Ils sont généralement disposés à fournir une couverture sphérique complète.

La sélection du capteur solaire est principalement déterminée par sa précision et sa taille. La plupart des capteurs solaires qui ont une grande précision sont beaucoup trop grandes pour les

dimensions d'IGOSAT. Le capteur sélectionné est le Sinclair SS- 411 Capteur Soleil. Les caractéristiques sont résumées dans le tableau qui suit :

Précision	±0.1	Degré
Champs de vision	±70	Degré
Bande passante	5	Hz
Dimensions	34 x 32 x 21	Mm
Masse	34	g
Puissance	0.075	W

Figure 7.3.2 - Caractéristiques du Sinclair SS-411.

7.4 Le ‘ traqueur’ d’étoiles ou Suiveur stellaire :

Le suiveur stellaire fournit des données de haute précision, et un pointage fin. Ces capteurs sont essentiellement de caméras qui prennent des photos de stars. Ils utilisent l'intensité de la lumière des étoiles et leurs positions relatives de déterminer quelles étoiles sont dans l'image. Une fois cela établi, et grâce à l'un des nombreux algorithmes disponibles, l'attitude d'IGOSAT peut être déterminée. Chaque senseur stellaire général donne trois axes d'information, on aura donc besoin que d'un seul traqueur.

La précision d'un senseur stellaire typique sur un grand vaisseau spatial est de quelques Arc-secondes (arcsec). Cette précision se dégrade quand le capteur devient plus petit car l'optique est moins raffinée.

Les critères de sélection du suiveur stellaire étaient principalement la taille et la puissance. Car très peu de capteurs peuvent tenir dans IGOSAT. Il n'existe pas beaucoup de capteur sur le marché, en effet seul le Commtech AeroAstro MST a des dimensions suffisamment petites pour IGOSAT, cependant, son coût reste un grand obstacle à son acquisition (Envr 250 000 Dollars). Voici tout de même le tableau de caractéristiques :

Précision	±70 (sur les trois axes)	arcsec
Dimensions	5.4x5.4x7.6	Cm
Masse	425	g
Puissance requise	< 2	w

Figure 7.3.3 - Caractéristiques de l'AeroAstro MST.

7.5 Le GPS

GPS fournit la position et les informations de synchronisation pour le satellite. L'information de position sera la partie principale du système de détermination d'orbite. Les GPS terrestre reste une possibilité, en effet une simple modification permettra leur fonctionnement dans l'espace.

Le récepteur GPS sélectionné est la NovAtel OeMV-1G-L1- Il s'agit d'un GPS terrestre qui a été modifié et qui a volé dans l'espace précédemment lors de précédentes missions. Il a été

choisi en raison de sa consommation relativement faible en énergie et de ses bonnes caractéristiques de performance.

Probabilité d'erreur sphérique	1.8	m
Précision de temps	20	Ns rms
Dimensions	46x71x13	mm
Masse	21.5	g
Puissance requise	1	W

Figure 7.3.4 - Caractéristiques du NovAtel OEMV-1G-L1.

8. Les capteurs

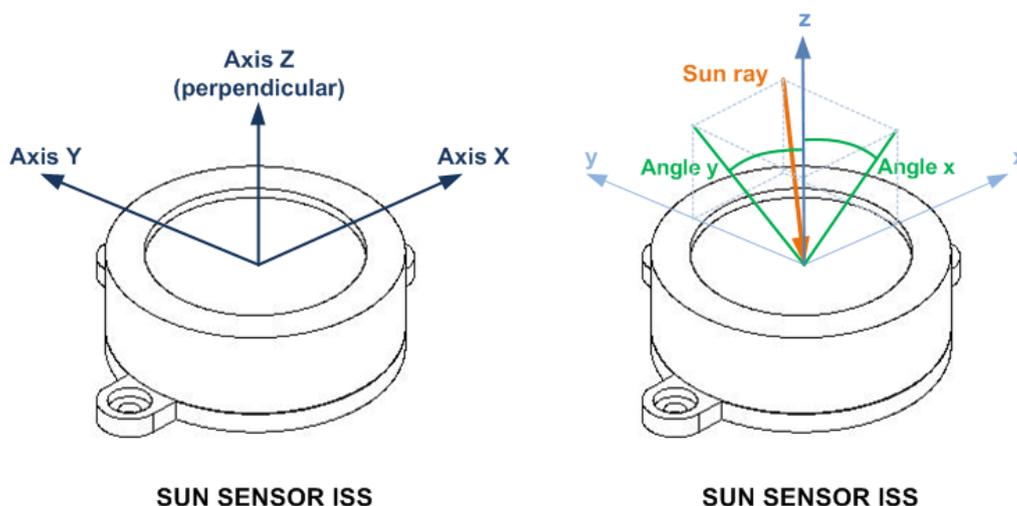
Pour pouvoir obtenir des informations sur l'environnement du satellite celui-ci doit être équipé de capteurs. Ces capteurs vont relever des mesures permettant à celui-ci d'obtenir des informations sur l'espace autour du satellite à l'aide d'un système embarqué qui vont traiter ces mesures et effectuer les actions nécessaires.

Ce rapport aura pour but d'éclaircir les rôles des différents capteurs pouvant être embarqué sur le satellite (charge utile pour le SCAO) et en déduire leur utilité dans notre système.

8.1 Le capteur solaire ou senseur solaire

Le capteur solaire sera indispensable pour le cubeSat en effet celui-ci va permettre de détecter les rayons du soleil et adapter la position des panneaux solaires du nanosatellite en fonction de celui-ci pour pouvoir recharger ses batteries, utilisé principalement pour la détermination de son positionnements et de son orientation

Figure 8.1.1 - Capteur solaire <http://www.solar-mems.com/en/sun-sensor>



Fonctionnement du senseur analogique :

Le senseur solaire de type analogique va capter le rayon incident de la lumière du soleil et ainsi déterminer sa position à l'aide de calcul mathématique grâce à deux axes. (Figure 1)

Le senseur solaire va donc recevoir le rayon incident à travers un filtre et sera capté par un quadrant qui sont des micros senseurs de lumière, ainsi selon l'angle du rayon, certaines parties du quadrant sera éclairé. On peut ainsi déterminer la position à laquelle se trouve la source de la lumière. (Figure 8.1.2)

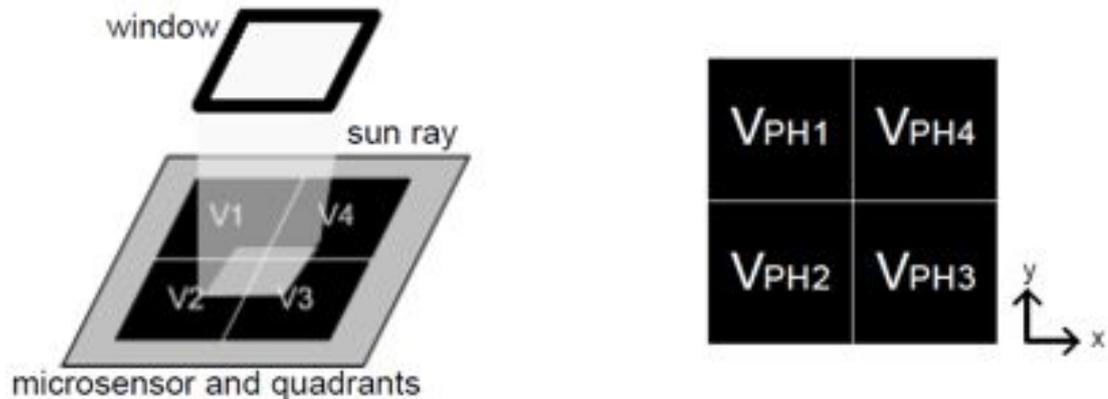


Figure 8.1.2 - Etude des microsensors

Les micro-senseurs étant des photodiodes celles-ci vont donc générer du courant à partir duquel nous allons calculer les angles X et Y du rayon incident. (Figure 8.1.2)

$$X_1 = V_{PH3} + V_{PH4}$$

$$Y_1 = V_{PH1} + V_{PH4}$$

$$X_2 = V_{PH1} + V_{PH2}$$

$$Y_2 = V_{PH2} + V_{PH3}$$

$$\text{Angle } X = \text{arctg} \left(\frac{X_2 - X_1}{X_2 + X_1} \right)$$

$$\text{Angle } Y = \text{arctg} \left(\frac{Y_2 - Y_1}{Y_2 + Y_1} \right)$$

Fonctionnement du senseur digital :

Le senseur solaire digital, étant plus performant que le senseur analogique, va utiliser le même principe dont deux type le CCD (Charged-Coupled Device) et le CMOS (Complementarity metal-oxide-semiconductor). On a ainsi une précision passant de 1° pour le système analogique à 0.1-0.01° selon la qualité du senseur digital.

Le CCD

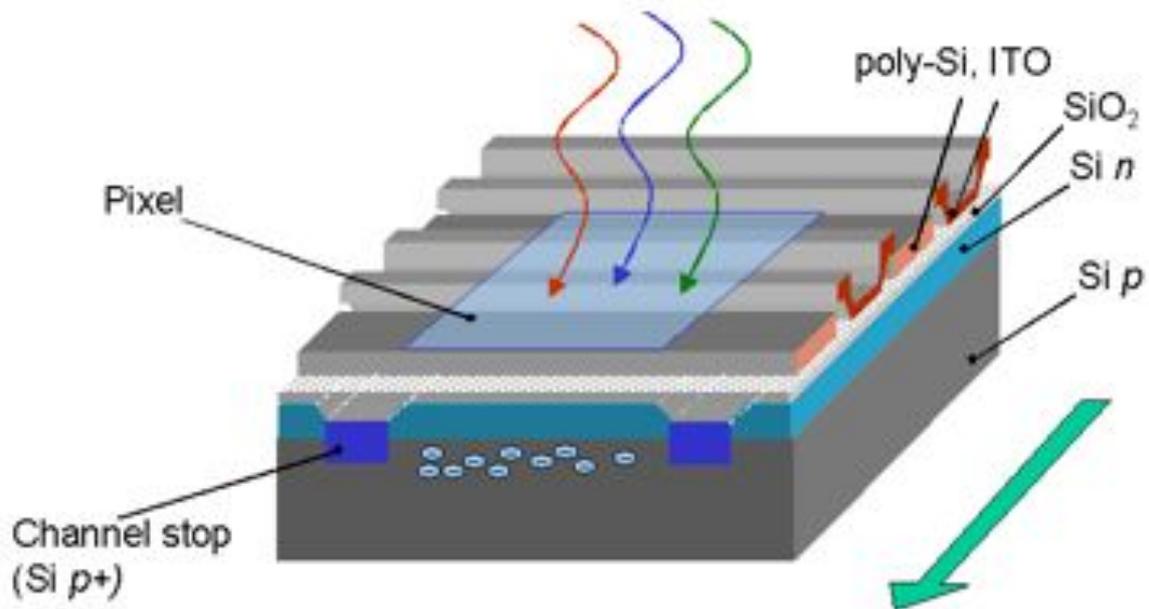


Figure 8.1.3 - Le CCD (wikipedia)

Le CCD¹ va capter les photons via plusieurs pixels (composée de dioxyde de silicium et d'aluminium). A l'aide du phénomène photoélectrique, la lumière va être transformée sous forme d'électron qui va être acheminé dans un registre et ainsi l'appareil peut interpréter cette série d'électron sous forme d'information numérique permettant un traitement rapide et précis. On peut s'astreindre à ajouter un filtre de couleurs dans le sens où l'on n'a pas besoin de capturer la couleur et seulement connaître le positionnement du soleil.

Le CCD est gourmand en énergie, en effet celui-ci a besoin de transporter les électrons à l'aide d'un système de variations de potentiels cycliques vers le registre. De plus, la fréquence de parasites augmente en fonction de la température, il faut donc « refroidir » le système CCD.

¹ <https://www.youtube.com/watch?v=iE6Pnga8AIY>

Le CMOS

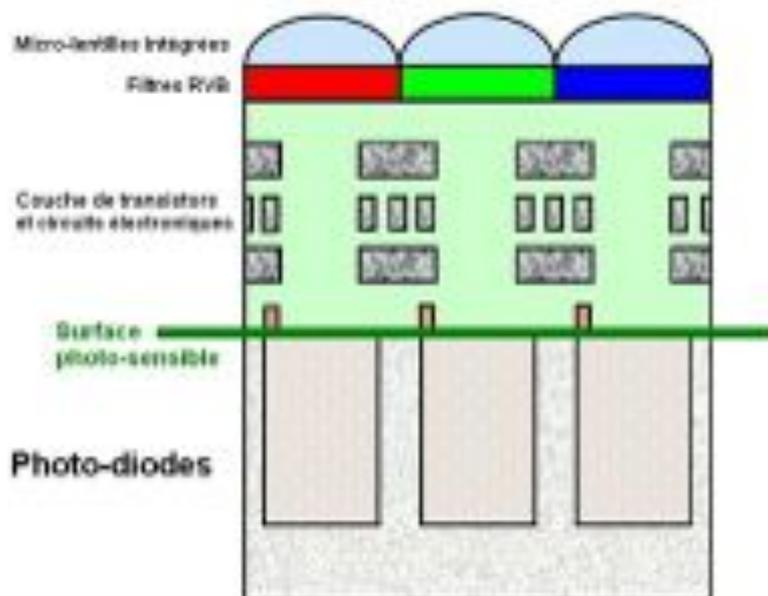


Figure 8.1.4 - Le CMOS (clubic.com)

Le CMOS qui est la technologie la plus utilisée pour les appareils photo numérique dû à son coût et à sa précision de traitement d'image. Semblable au capteur analogique, le CMOS va obtenir une meilleur acquisition des photons, ce qu'on peut reprocher au model c'est la couche électronique entre la micro lentille et la surface photo-sensible. Cette couche va altérer la lumière reçue, ainsi la mesure effectuée sera erronée, ou il faudra mettre en place un système de correction.

Bien évidemment, il existe un modèle de CMOS qui va utiliser une architecture nous permettant de déterminer la position du soleil, l'architecture PSD.

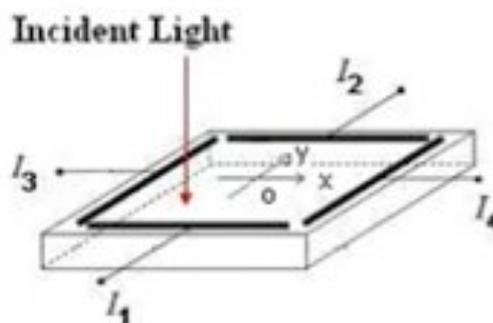


Figure 8.1.5 - Architecture PSD (wikipedia.com)

PSD (*Position Sensitive Device*) est une architecture qui permet de détecter la position de la lumière de manière continue, à l'aide de 4 électrodes disposées au bord de la surface qui est constitué d'une Diode PIN et d'une couche résistante. Lorsqu'une lumière atteint la surface celle-ci va générer du photocourant qui va être récupéré par les 4 électrodes. Ainsi la position de la lumière incidente peut être estimée par :

$$x = k_x \cdot \frac{I_4 - I_3}{I_4 + I_3} \qquad y = k_y \cdot \frac{I_2 - I_1}{I_2 + I_1}$$

Avec k_x et k_y facteur d'échelle.

Cependant, les résultats fournis par ces capteurs sont non-linéaire afin de réduire cette non-linéarité, une formule proposée pour l'estimation de la position de la lumière incidente par Song Cui, chercheur à l'université médicale de Stanford en imagerie moléculaire, intéressé dans le design d'algorithme pour le PSD et dans les technologies d'imagerie.

Ainsi nous avons,

$$x = k_{x1} \cdot \frac{I_4 - I_3}{I_0 - 1.02(I_2 - I_1)} \cdot \frac{0.7(I_2 + I_1) + I_0}{I_0 + 1.02(I_2 - I_1)}$$

$$y = k_{y1} \cdot \frac{I_2 - I_1}{I_0 - 1.02(I_4 - I_3)} \cdot \frac{0.7(I_4 + I_3) + I_0}{I_0 + 1.02(I_4 - I_3)}$$

Conclusion : le capteur solaire est bien entendu indispensable pour notre système SCAO mais aussi pour la pérennité du NanoSatellite celle-ci va permettre d'aider à la recharge des batteries et à l'asservissement. Il existe d'autres capteurs solaires à étudier. Cependant, ces derniers constituent les capteurs les plus utilisés dans le monde actuel. Ces technologies ont été embarquées dans des projets similaires. (MICROSAT, SEOSAT, NANOSAT, NANOSAT-1B, WPI Cubesat).

Il reste un cas à prévoir, le capteur solaire a bien évidemment besoin de lumière pour traiter une information qu'en est-il lorsqu'il y a une éclipse ?

8.2 Le gyromètre

Le gyromètre est un capteur pour mesurer la vitesse angulaire du NanoSatellite, celle-ci s'exprime en degrés par seconde généralement. Dans notre cas, nous pouvons l'utiliser pour acquérir la vitesse de rotation de l'objet. Cette acquisition des données servira à corriger les erreurs de positionnement et sert d'indicateur pour la station sol pour la détermination exacte du satellite et de son orientation.

Celui-ci peut être qualifié d'indispensable lors d'une éclipse, là où le senseur solaire fera défaut ou retournera des mesures erronées. En effet, le gyromètre ne se base pas sur les étoiles la lumière ou tout environnement extérieur mais seulement à l'environnement local du satellite. Il est donc intéressant de prévoir ce cas, si l'on souhaite mesurer le contenu électronique total (TEC) durant ce phénomène.

De nombreuses technologies existent pour un gyromètre dont le fonctionnement dépend de l'échelle dans laquelle nous nous situons. Il existe le gyromètre à vibration, à fluide, à fibre-optique, à laser.

Fonctionnement du Gyromètre laser ou gyrolaser

Le gyrolaser, une des technologies de gyromètre, permet la mesure de la vitesse angulaire celle-ci est préférée au gyromètre mécanique car elle offre une meilleure performance, avec une incertitude de l'ordre de $0.01^\circ/\text{h}$ et un temps moyen entre panne de 60000 heures ($MTBF = \text{Mean Time Between Failure}$).

La vitesse angulaire est calculée selon l'effet Sagnac, du nom de Georges Sagnac un physicien français qui a fortement contribué à cette technologie.

La question qu'on peut se poser pour comprendre l'effet Sagnac est :

Est-ce que la lumière se propage à la même vitesse si on la réfléchit ?

Etant donné, qu'il est difficile de mesurer la vitesse de la lumière, Sagnac a eu l'idée de la mesurer avec la lumière elle-même. Il créa donc un circuit fermé à l'aide de miroirs pour un rayon lumineux il envoya deux raies de lumière dans des sens opposés. Cependant, seule une observation interférométrique permettait de différencier une différence de temps.

Plus intéressant, il mit son système sur une table tournante et la faisait tourner et ainsi il observa qu'une raie de lumière fait le tour de circuit moins rapidement que l'autre ainsi ce retard de temps dans le parcours entre ces deux raies est appelé effet Sagnac.

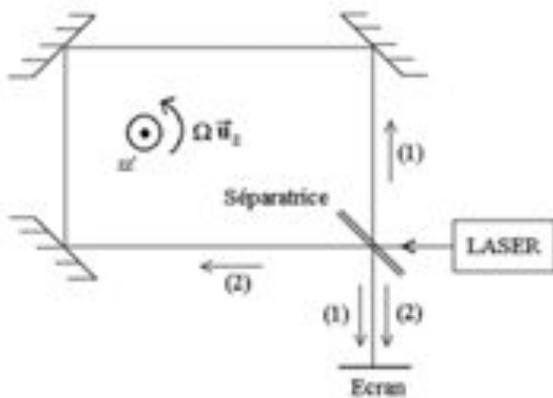


Figure 8.2.1 - Circuit Fermé, effet Sagnac
(cax.free.fr)

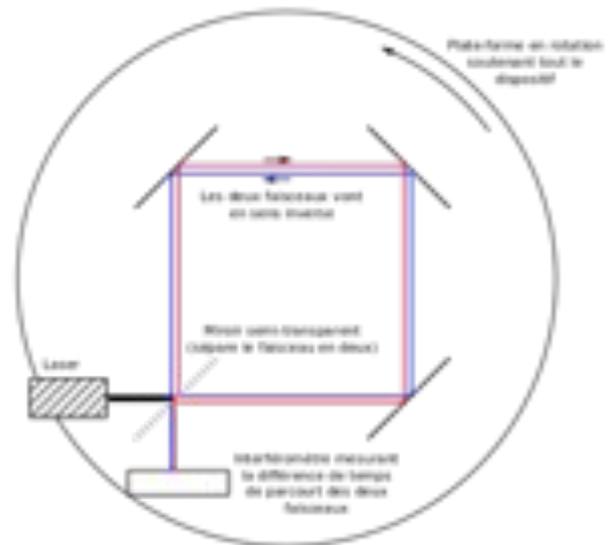


Figure 8.2.2 - Circuit Fermé, effet Sagnac
(wikipedia.org)

Afin de mieux comprendre l'effet Sagnac, on va assimiler le circuit précédent à un cercle pour pouvoir simplifier le calcul. On a ainsi donc le schéma suivant

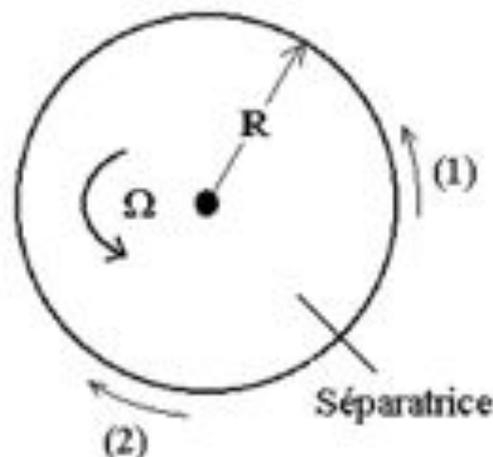


Figure 8.2.3 - Circuit Simplifié, effet Sagnac (cax.free.fr)

Grâce au circuit simplifié, le calcul du temps des ondes 1 et 2 est relativement facile.
 Pour une vitesse nulle.
 Pour une vitesse angulaire = 0 , au repos.
 On a donc $\tau = \frac{2*\pi*R}{c}$ avec c la célérité de l'onde.

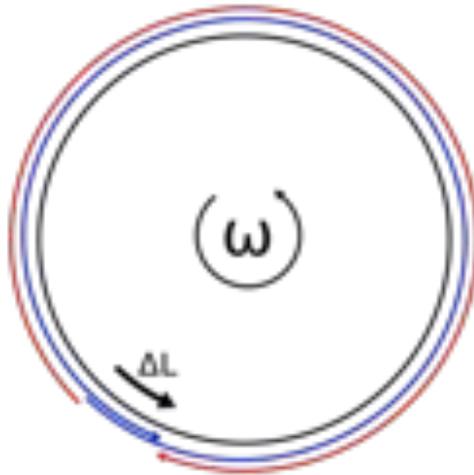


Figure 8.2.4 - Parcours des différentes ondes, effet Sagnac (wikipedia.org)

Cependant ce qui nous intéresse ici, ce n'est pas le système au repos mais lorsque celui-ci est actif. On a les conditions initiales suivantes :

A $T = 0$ les deux ondes se propagent au même instant à partir de la séparatrice (voir figure 8, 9). Cependant l'onde 1 (onde rouge figure 11) parcourra une distance plus longue que l'onde 2 (onde bleu figure 7.2.4).

Ainsi, on va chercher à vérifier les égalités suivantes, (**Relativité Restreinte**)

$$\begin{cases} c \cdot t_2 = 2\pi R + \Delta L \\ c \cdot t_1 = 2\pi R - \Delta L' \end{cases}$$

Où

$$\begin{cases} \Delta L = \omega R t_2 \\ \Delta L' = \omega R t_1 \end{cases}$$

Car la distance parcourue de l'onde 1(onde rouge figure 11) est la circonférence moins ΔL tandis que la distance parcourue de l'onde 2 (onde bleu figure 11) est la circonférence plus ΔL afin d'atteindre l'onde 1, le point d'interférence.

On en déduit que

$$\begin{cases} t_2 = \frac{2\pi R}{c - \omega R} \\ t_1 = \frac{2\pi R}{c + \omega R} \end{cases}$$

On peut finalement calculer la différence de temps d'arrivée des deux ondes lumineuses

$$\begin{aligned} \delta t &= t_2 - t_1 \\ &= \frac{2\pi R}{c - \omega R} - \frac{2\pi R}{c + \omega R} \\ &= \frac{4\omega R^2}{c^2 - \omega^2 R^2} \\ &\approx \frac{4\omega\pi R^2}{c^2} \end{aligned}$$

Ceci n'est valable que pour une petite vitesse angulaire.

Nous avons vu de manière générale comment fonctionne un gyrolaser via l'effet Sagnac. Ce système semble fiable avec une erreur de l'ordre de 0.01°/h. Etant donnée, la durée du programme spatiale de l'IGOSAT de l'ordre de une à deux années le gyrolaser constitue une solution plutôt onéreuse et encombrante. Comme alternative, nous allons prendre un gyromètre mécanique.

8.3 Composant SCAO

Ici, nous allons lister un ensemble de capteurs existants pour la constitution du système SCAO. A l'issue de cette étude, nous allons proposer 2 solutions concernant les composants nécessaires au SCAO, bien entendu ces solutions ne représentent nullement la solution finale, elle permet d'avoir une idée du système et des charges utiles.

Pour notre SCAO, les charges utiles au satellite sont :

- Un gyromètre ou un gyroscope (pour déterminer avec une certaine précision la vitesse angulaire du NanoSatellite)
- Un magnétomètre (nécessaire à la mesure du champ magnétique extérieur)
- Un senseur solaire (aide à l'asservissement moins précis qu'un gyromètre, mais aide notamment pour déterminer la position relative du soleil par rapport au nanosatellite)

Les contraintes sont les suivantes :

- La taille, celui-ci ne doit excéder la taille d'un seul cubesat de préférence même si nous en avons 3 unités.
- Le poids, nous sommes contraints de ne pas excéder une charge totale d'environ 4kg pour l'intégralité du 3 CubeSat
- La consommation d'énergie dépendra de la batterie embarquée mais doit être de l'ordre d'une centaine de mV.
- La performance, joue un rôle primordial dans la sélection des composants. Bien évidemment on cherche à avoir la meilleure performance possible en respectant les contraintes citées précédemment.

L'ADIS16375 est un modèle de centrale inertielle, constituée de capteurs maniant la *MEMS Technology*. Celui-ci est vendu par *ANALOG DEVICES* l'un des leaders mondiaux des semi-conducteurs.

Cette centrale inertielle d'une taille de 44 mm x 47 mm x 14mm peut être embarquée à bord du 3-CubeSat (10cm x 10cm x 30cm). Elle va servir à la mesure de la vitesse d'accélération et au calcul de la vitesse angulaire du satellite (asservissement) notamment à l'aide des capteurs suivant :

- Gyroscope : capteur de position angulaire, digital et sur 3 axes
- Accéléromètre : capteur de vitesse linéaire, digital et sur 3 axes

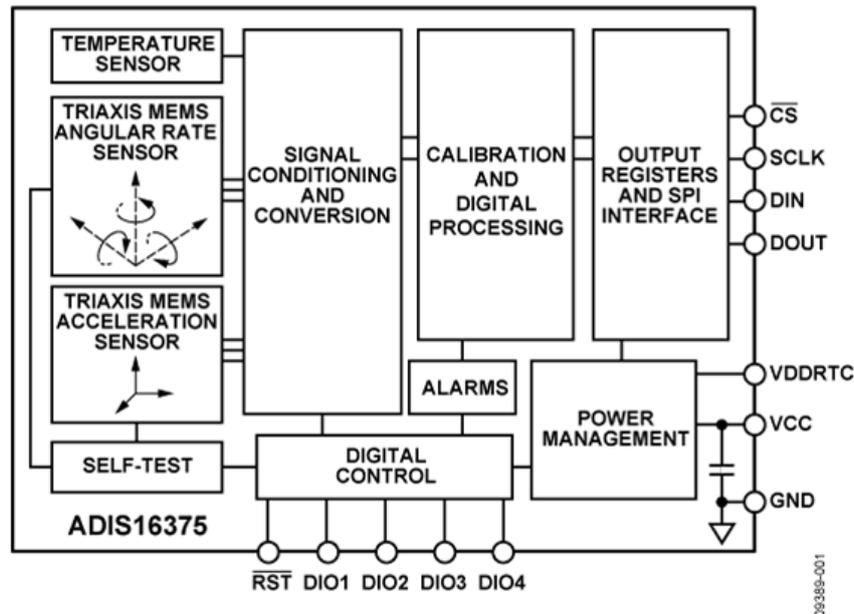


Figure 8.3.1 : Centrale Inertielle ADIS16375 (digikey.com)

Spécification technique du Gyroscope intégré :

Gyroscope	Valeur	Unité
Champs de vision dynamique	+/-300	°/s
Précision	+/- 0.05	°
Erreur d'inclinaison initiale	+/- 1	°/s
Erreur d'inclinaison en marche	0.003	°/s
Angle Random Walk (Bruit)	1	°/√hr

Figure 8.3.2: Diagramme fonctionnelle de l'ADIS16375 (analog.com)



On peut constater à partir de ce diagramme que la centrale inertielle n'est pas qu'un ensemble de capteur, elle est aussi constituée de plusieurs systèmes permettant le traitement du signal pour pouvoir être interprété par un contrôleur plus facilement grâce à une interface de sortie.

Figure 8.3.3 - Spécification général de l'ADIS16375 :

ADIS16375	Valeur	Unité
Dimension (L x l x h)	44x47x14	mm
Température de fonctionnement	-45 à 85	°C
Prix (mouser.fr)	1000	€

De plus ce capteur propose d'autres fonctionnalités telles que la mise en veille, influencer les systèmes de traitement de signal et de conversion. Les détails de ce capteur sont consultables dans les données fournies par le constructeur du composant (voir bibliographie).

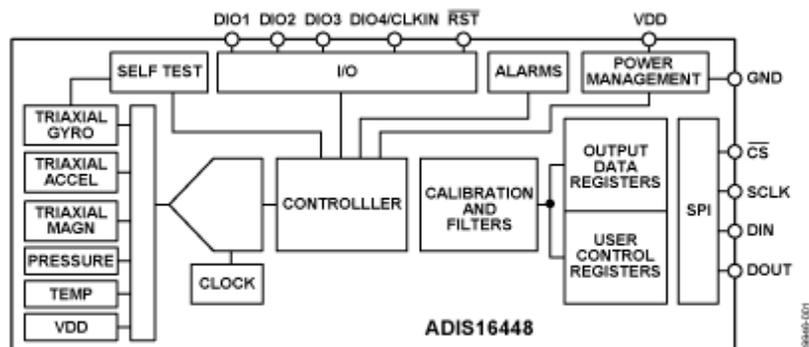
Un autre modèle de centrale inertielle qui propose un magnétomètre sur 3 axes supplémentaire embarqué et un capteur de pression. De la même série ADIS16448 qui propose les performances suivantes.

Gyroscope	Valeur	Unité
Champs de vision dynamique	+/-1000	°/s
Précision	+/- 0.05	°
Erreur d'inclinaison initiale	+/- 1	°/s
Erreur d'inclinaison en marche	0.004	°/s
Angle Random Walk (Bruit)	0.66	°/√hr

Magnétomètre	Valeur	Unité
Champs dynamique	+/-1.9	gauss
Sensibilité initiale	1.4×10^{-9}	gauss
Erreur d'inclinaison initiale	+/- 4	mgauss
Bruit Emis	2.4	mgauss
Sensibilité température	0.07386	°C/LSB

Figure 8.3.4 - Diagramme fonctionnelle de l'ADIS16448 (analog.com)

Avec des performances nettement supérieures au précédent composant, cette centrale inertielle comporte un magnétomètre embarqué.



ADIS16375	Valeur	Unité
Dimension (L x l x h)	24.1x37.7x10.6	mm
Température de fonctionnement	-45 à 85	°C
Prix (mouser.fr)	~800	€

Figure 8.3.5 - Spécification général de l'ADIS16448 :

Voici un outil à nous procurer absolument si nous choisissons l'un des composants ADIS qui est EVAL-ADISZ. Celui-ci permettra d'effectuer des tests ainsi qu'évaluer les performances des centrales inertielle. Ce dernier est une carte qu'on peut brancher directement sur un ordinateur via USB et ainsi acquérir les données.



Figure 8.3.6 - EVAL-ADISZ un outil indispensable (analog.com)

Cependant, le prix de cette carte avoisine les **450€ (mouser.fr)**. Il faut donc peser sur la nécessité d'une centrale inertielle car certains capteurs supplémentaires tels que l'accéléromètre n'est pas très utile.

8.4 Senseur Solaire

Le CubeSat Sun Sensor du site cubesatshop.com est un senseur solaire. CubeSatShop est un site marchand proposant des composants pour l'élaboration d'un cubesat.

Celui-ci a une taille de 33mm x 11mm x 6mm utilisant une architecture PSD et la technologie CMOS.

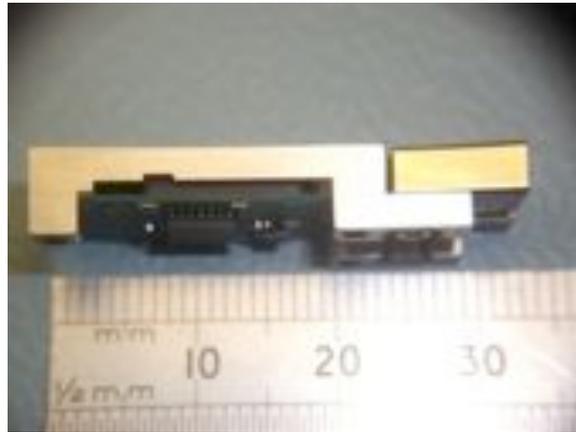


Figure 8.4.1 - CubeSat Sun Sensor (cubesatshop.com)

Figure 8.4.2 - Spécification technique du composant

CubeSat Sun Sensor	Valeur	Unités
Champs de vision	+/- 57	°
Précision	+/- 0.5	°
Alimentation	5	V
Consommation	10	mA
Température de fonctionnement	-25 à 50	°C
Dimension (L x l x h)	33x11x6	mm
Masse	< 5	g
Prix	2500	€

Le SSoC-A60 est un capteur analogique fabriqué par Solar MEMS Technologies, qui propose des capteurs solaires ayant été embarqués dans plusieurs projets NanoSatellite espagnol.



Figure 8.4.3 - Capteur Analogique SSoC-A60 (solar-mems.com)

Figure 8.4.4 - Spécification technique du capteur SSoC-A60 :

SSoC-A60	Valeur	Unités
Champs de vision	+/- 60	°
Précision	+/- 0.3	°
Alimentation	5	V
Consommation	36	mW
Température de fonctionnement	-40 à 85	°C
Dimension (L x l x h)	30x30x12	mm
Masse	< 25	g
Prix	????	€

Le SSoC-D60 est identique au précédent mais ce dernier est un capteur de type digital. Le fait qu'il soit digital demande moins de puissance de calcul pour le traitement du signal.

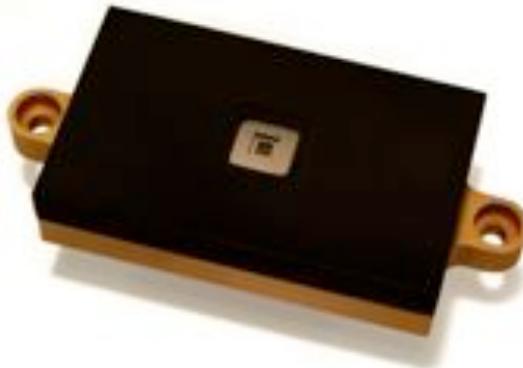


Figure 8.4.5 - Capteur Digital SSoC-D60 (solar-mems.com)

Figure 8.4.6 - Spécification technique du capteur SSoC-A60 :

SSoC-D60	Valeur	Unités
Champs de vision	+/- 60	
Précision	+/- 0.3	°
Alimentation	5	V
Consommation	120	mA
Température de fonctionnement	-40 à 85	°C
Dimension (L x l x h)	50x30x12	mm
Masse	< 35	g
Prix	????	€

Les capteurs solaires précédents ont dans leur globalité de bonnes performances cependant il manque des informations, les données du constructeur pourraient faire pencher la balance vers certains capteurs, néanmoins ces capteurs restent onéreux en terme de coût même si certains ne sont pas donnés. Ces capteurs sont fabriqués sur commande.

9. Le magnétomètre

Dans cette partie, nous allons exploiter l'un des éléments clés de la mise en mouvement et de la stabilisation du satellite. Il existe plusieurs méthodes pour contrôler l'attitude du satellite. On peut utiliser des senseurs solaires, un gyroscope ou encore un scanner d'horizon. Dans cette partie nous allons privilégier l'utilisation de magnétomètres. Elle requiert néanmoins une certaine configuration spatiale. Pour la mise en mouvement on utilise des magnéto-coupleurs. Le concept est assimilable à celui d'une bobine simple polarisée qui agit comme un dipôle sur un axe. Le but est bien évidemment plus complexe puisqu'il s'agira d'utiliser le champ magnétique terrestre afin de le stabiliser. Le contrôle et la régulation de la vitesse seront permis grâce à la mise en place de 3 magnéto-coupleurs afin de déterminer l'impact du champ magnétique terrestre sur l'attitude du satellite. Dans un premier temps nous allons axer notre développement sur le choix du magnétomètre. Puis, après en avoir analysé les performances, nous proposerons un schéma de fonctionnement sur Simulink pour simuler le fonctionnement d'un magnétomètre.

Les problématiques :

Comment faire des mesures précises avec un magnétomètre ? Comment veiller à ce que le champ magnétique des magnéto-coupleurs ne brouille pas les instruments de mesures ?

9.1 Choix du magnétomètre

Le magnétomètre est un composant clé dans le contrôle d'attitude puisqu'il va permettre de mesurer le champ magnétique dans l'environnement dans lequel il est déployé et ainsi redéfinir la direction du nano satellite. Une fois les mesures réalisées, elles seront traitées grâce à la SCAO pour déterminer l'orientation et la direction du nano satellite à chaque prise de mesure. On aura ainsi recueillie des données sur le champ magnétique environnant afin de pouvoir se repérer dans l'espace. Raison pour laquelle il ne doit pas être utilisé en même temps que les magnéto-coupleurs afin de ne pas recueillir de mauvaises mesures.

Par définition, le magnétomètre est caractérisé par sa sensibilité au champ magnétique (En Volt/Tesla), sa résolution (en Tesla), son bruit, sa linéarité, son étendue de mesure et son orientation.



Figure 9.1.1 - HMC2003 Magnétomètre

Nous envisageons l'utilisation du HMC2003 dans le cadre de notre projet. Nous allons passer en revue ses caractéristiques pour justifier ce choix.

9.2 Caractéristiques techniques du magnétomètre

L'objectif du magnétomètre est de pouvoir mesurer une gamme de valeurs de champs magnétique de la manière la plus précise qu'il soit. On s'intéresse donc naturellement à ce que le magnétomètre pourrait mesurer aux pôles. On sait grâce à nos simulations que la valeur moyenne correspondante aux champs mesurés au niveau des pôles dans la ionosphère est aux alentours de $0,30 \cdot 10^{-4}$ T. Il atteint un maximum de $0,58 \cdot 10^{-4}$ T à 50° de latitude. Le HMC2003 a une sensibilité de $0,98 \cdot 10^{-4}$ V/Gauss (Voir figure A), ce qui correspond parfaitement aux ordres de grandeurs que l'on s'attend à mesurer. Cependant la sensibilité du magnétomètre n'est pas le seul critère de choix. En effet, il possède étendue de mesure allant de $-2 \cdot 10^{-4}$ T à $2 \cdot 10^{-4}$ T ; Dans cette partie nous allons passer en revue les performances du magnétomètre, l'encombrement, consommation et étude de bruit.

9.2.1 Etudes qualitative des performances du HCM2003

	Min	Max
Sensibilité	0.98 V/Gauss	1.02 V/Gauss
Gamme de mesures	-2 Gauss	2 Gauss

9.2.2 Encombrement

	Min	Max
Largeur	18.03 mm	19.69 mm
Longueur	25.91 mm	27.30 mm

9.2.3 Consommation

	Min	Max
Courant	0	20 mA
Voltage à bord	0	2.5 V

Il y a un problème pour ce magnétomètre il faut créer un système de traitement du signal analogique vers numérique. Contrairement aux centrales inertielles précédentes, ce magnétomètre permet une plus grande liberté sur le traitement des mesures et du signal. (Magnétomètre digital, gyromètre, solutions)

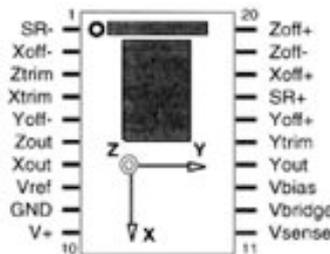


Figure 8.2.1 - Caractéristique du Magnétomètre

9.3 Comparaison avec un magnétomètre utilisé par Cubesat Kit.

Sur le site <http://www.cubesatkit.com> un modèle de magnétomètre est proposé. Je rappelle que ce site nous propose différents composants spécifiques aux nanosatellites. C'est donc tout naturellement que l'on s'est intéressé aux performances du magnétomètre qu'ils proposent. Ce magnétomètre a été utilisé sur plusieurs nanosatellites :

- > Pumpkin Space 56W deployable solar array (with 56 UTJ cells, 8S7P)
- > CubeSat Kit Motherboard (MB)

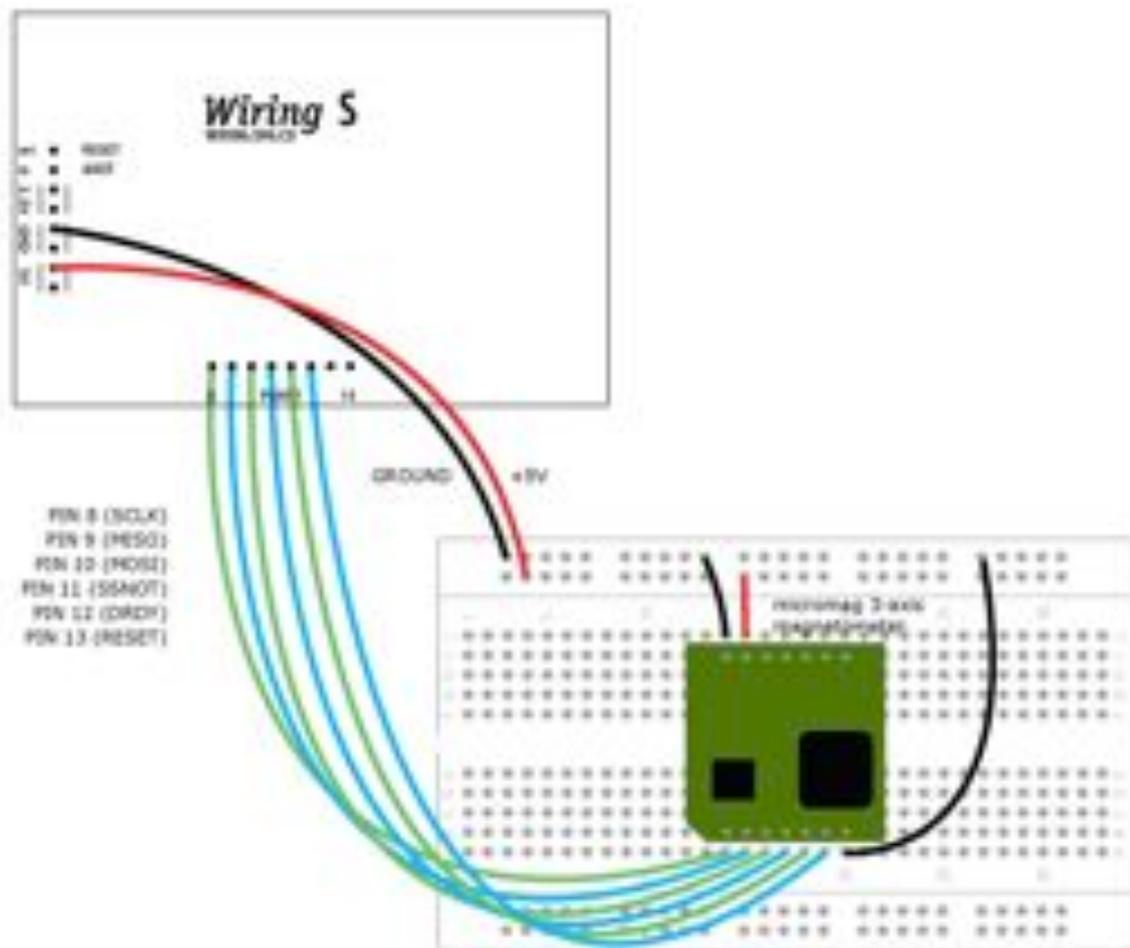


Figure 9.3.1 - MicroMag 3-Axis Magnetometer

	Min	Max
Faible consommation	500 μ A	3 VDC
Gamme de mesures	-11 Gauss	+11 Gauss
	Min	Max
Largeur	25.4 mm	27 mm
Longueur	19 mm	20 mm
Sensibilité	0.00015	Gauss

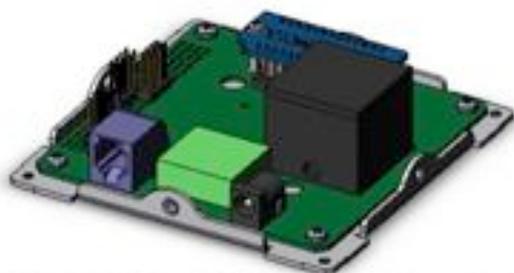
Annexes

Annexe 1. Circuit proposé par la data sheet pour cabler et tester le magnétmètre



Annexe 2 : Circuit électrique pour tester le cablage du magnétomètre

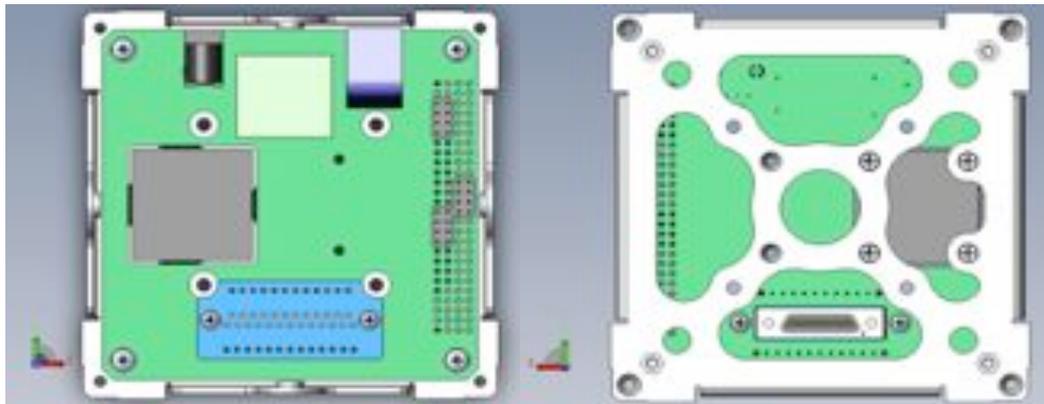
Il existe 2 interfaces qui intègre le magnétomètre ainsi que d'autres capteurs comme le Gyromètre. Cependant, nous nous intéresserons à la RevA.



ADACS Interface Module Assembly Rev A



ADACS Interface Assy, Rev B



IMI-100 ADACS

Rev A1

Annexe 3 : Eléments de recherches sur le champs magnétique terrestre

Il est essentiel de déterminer l'intensité du champ magnétique terrestre afin de déterminer le magnétomètre que l'on va choisir. Nous avons pu déterminer grâce à VTS les valeurs du champ magnétique terrestre correspondant à l'orbite suivie par l'IGOSat. Au delà de cet aspect purement technique, nous avons modélisé grâce à Matlab le champ magnétique Bz à 300 et à 500 km d'altitude.

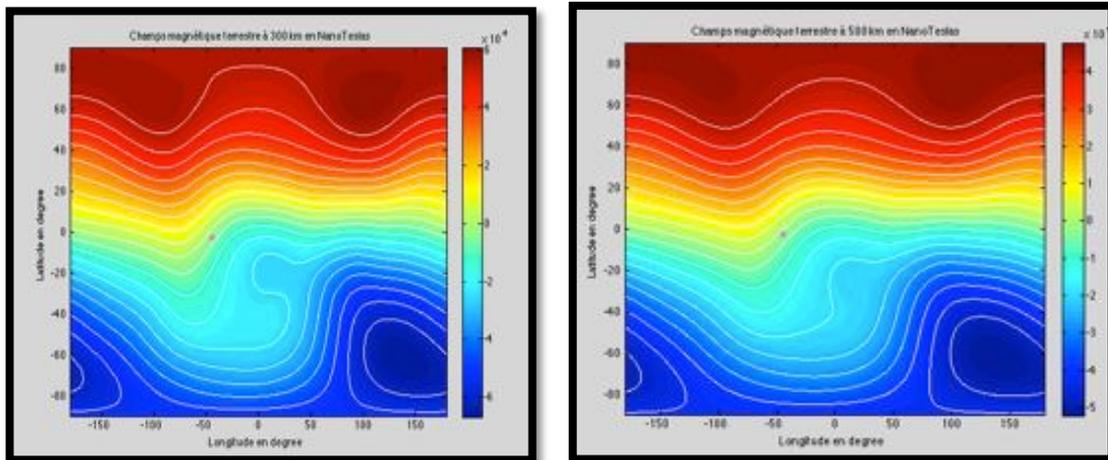


Figure A.3.1 - Champ magnétique Terrestre à 300 et à 500 km en Avril 2014 (Estimation avec Matlab)

Nous utilisons le Modèle IGRF du champ magnétique. Cette étude préliminaire nous a permis de déterminer l'ordre de grandeur du champ magnétique dans la ionosphère afin de cibler le modèle de magnétomètre à utiliser. On remarque d'après les expérimentations que le champ magnétique n'excède pas les $5 \cdot 10^{-4}$ nanoTesla à 70° de latitude.

Annexe 4 : Champs magnétique de référence et approximations

Comment réutiliser les valeurs du champ magnétique au sein du nanosat ?

$$V(r, \theta, \phi, t) = a \sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} [g_n^m(t) \cos m\phi + h_n^m(t) \sin m\phi] \times P_n^m(\cos \theta). \quad (1)$$

Figure A.4.1 - Formule Mathématique du modèle IGRF

B le champ magnétique s'exprime par $B = -\text{Grad}(V)$.

L'objectif de cette partie est de pouvoir embarquer sur le nano satellite des valeurs de champs magnétique de référence pour l'orbite définie. L'orientation du satellite étant conditionnée par la précision de mesure du magnétomètre. Grâce au champ magnétique que l'on aurait mesuré au préalable grâce par exemple à VTS, on pourrait utiliser celle-ci comme Valeur Expérimentale de Référence (VER). Par la suite, chaque mesure que fera le magnétomètre devra être nécessairement être soustraite à la VER. On pourrait même faire un Ecart type mais la mémoire du Nanosatellite étant limitée, on évitera ce genre d'opération. On se limite donc aux opérations simples, soustraction en l'occurrence.

Deux problématiques apparaissent :

- Quel degré de précision choisir ?
- Comment réutiliser ces données au sein du nanosatellite.

VTS nous donne le champ magnétique à tout instant. Le Système de Contrôle d'Attitude est régi par des magnéto-coupleurs qui fonctionnent indépendamment des magnétomètres. Une fois les mesures du champ réalisées, on les transmet à une RAM qui se chargera de faire la différence avec le champ mesuré. En récupérant ainsi la direction à suivre. L'action sera ainsi transmise aux magnéto-coupleurs qui auront pour objectif de choisir le bon sens à suivre.

Annexe 5 : Simulink Proposition d'un modèle pour le magnétomètre

Le satellite est en rotation et subit un champ magnétique dans l'orbite qu'il parcourt. L'objectif est de pouvoir réaliser les mesures par le magnétomètre. Par conséquent il est indispensable d'avoir un modèle permettant de la représentation du champ magnétique dans le référentiel du satellite (géocentrique) au référentiel du magnétomètre (body reference frame). Le modèle présenté s'inspire de celui émis par Aalborg University. Nous avons simulé le fonctionnement du magnétomètre grâce à Matlab SIMULINK.

On associe aux quaternions (référentiel dans lequel est le champ magnétique reçu) le vecteur champ magnétique. On effectue ainsi la rotation de vecteur afin de récupérer le champ magnétique sur les 3 axes du magnétomètre. Notez que l'on récupère ces valeurs en sphérique dans un premier temps. Nous aurions pu réutiliser le biais magnétique mais dans notre cas on considère que l'électronique de bord sera considérée comme partie intégrante du résidu relatif au circuit. L'optimisation de la performance n'était pas la priorité ici. Après avoir récupéré le vecteur champ magnétique en Sphérique, puis converti en sphérique, moyennant un ordre zéro pour « simuler un échantillonnage discret »

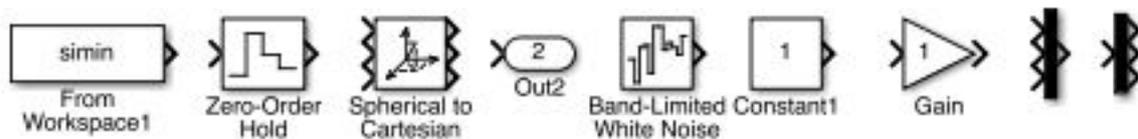


Figure A.5.1 - Principaux Blocs Utilisés pour la simulation

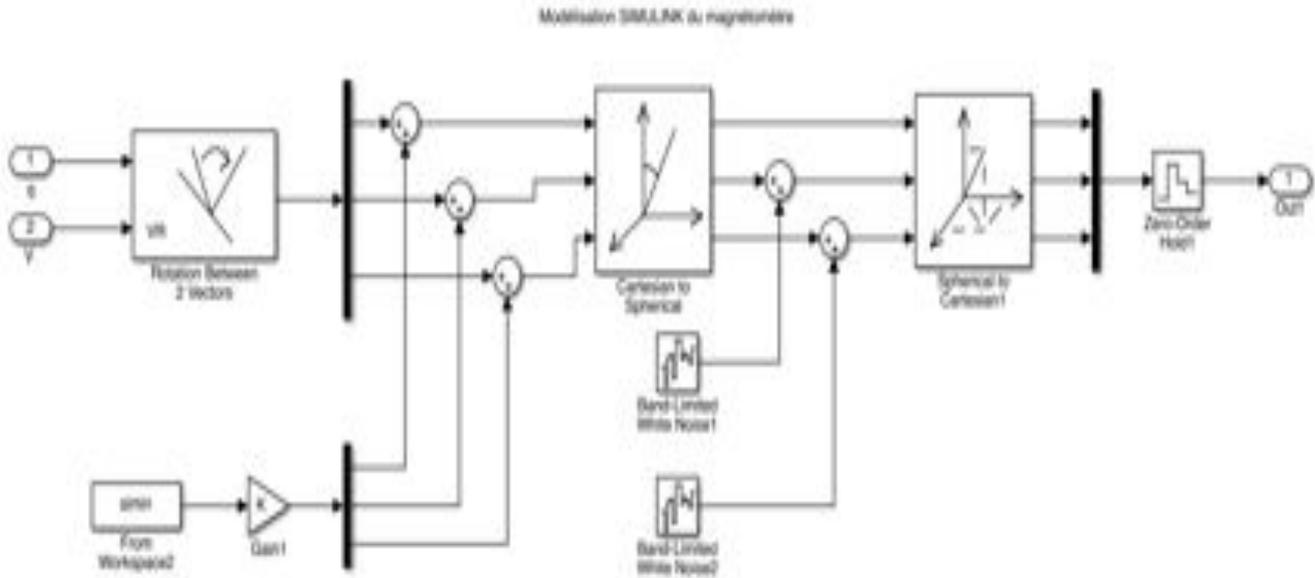


Figure A.5.2 - Modèle simulink pour la conversion Sphérique -> Cartésien

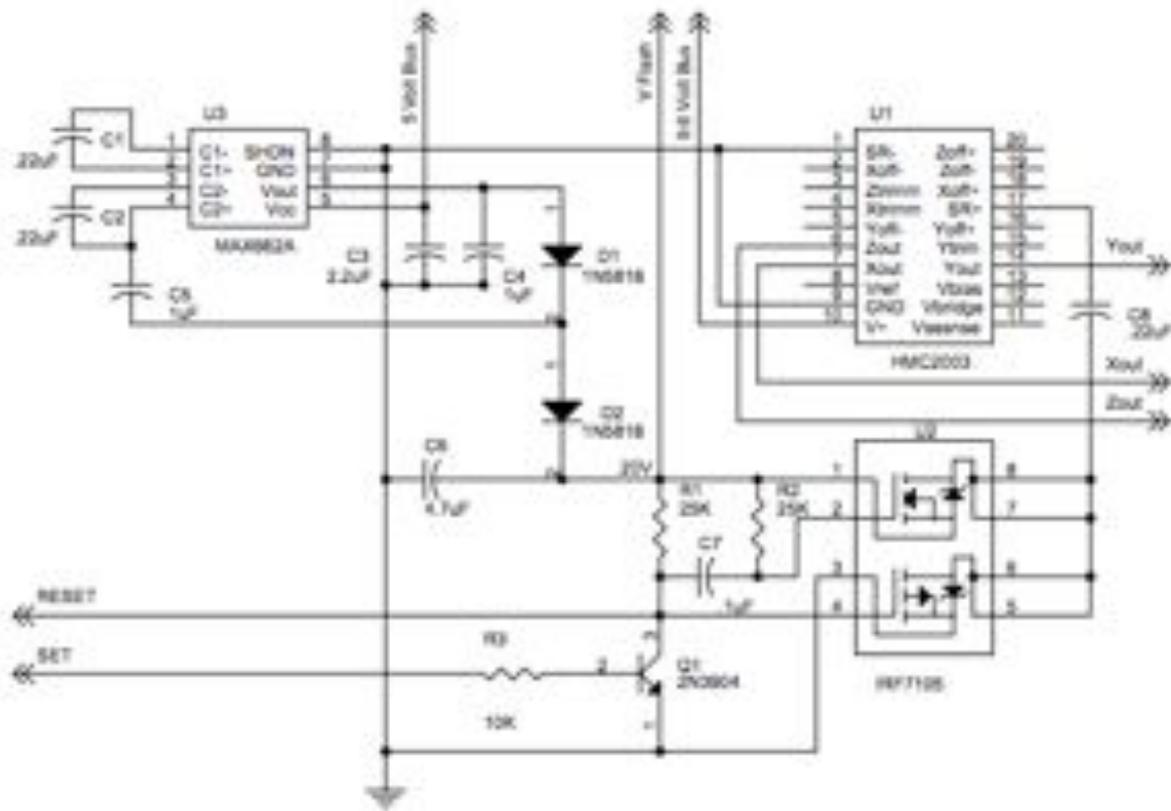


Figure A.5.3 - Schéma de fonctionnement du magnétomètre - Honeywell Datasheet

Bibliographie

Les références n'ayant pas de pointeurs (chiffre) sont de la documentation supplémentaire

[1] *Attitude Determination and Control*, (2011) Olivier L. de Weck, Department of Aeronautics and Astronautics – MIT

[2] *Geophysical Journal International* (2012), *International Geomagnetic Reference Field: the eleventh generation*

[3] Group V-MOD (2010), *International Association of Geomagnetism and Aeronomy*

[4] *Attitude Determination and Control, passive and active magnetic attitude control*, Pierrick Jammes, novembre 2006, Space and Systems Development Laboratory

[5] *Modèle IGRF du champ magnétique*
mathworks.fr/matlabcentral/fileexchange/34388

[6] *Vue du champ magnétique terrestre*
sites.google.com/site/mironehowtos/geophysics/display-the-earth-magnetic-field

[7] *Spécifications HMC2003*
digikey.com/catalog/en/partgroup/hmc2003/15604

[8] *Spécifications HMC2003 2*
<http://www.electroschematics.com/796/magnetic-field-meter/>

[9] *Senseur Solaire :*
<http://www.solar-mems.com/en/>
<http://meca.cannes-aero-patrimoine.net/mecaspa/SCAO/...>

[10] *CCD Technologie*
http://fr.wikipedia.org/wiki/Capteur_photographique
<https://www.youtube.com/watch?v=iE6Pnga8AIY>
http://en.wikipedia.org/wiki/Position_sensitive_device

[11] *Senseurs et actuateurs*
<http://www.princeton.edu/~stengel/MAE342Lecture13.pdf>

Cube Sat Shop Vente de composant NanoSatellite :
<http://www.cubesatshop.com/>

Effet Sagnac

[12] <http://www.cax.free.fr/sagnac/sagnac.html>

[13] http://rolroc.perso.neuf.fr/mecameca_fichiers/1/E_Sagnac.pdf

[14] http://fr.wikipedia.org/wiki/Effet_Sagnac

[15] *Gyrosenseur explication générale de epon*
http://www5.epsondevice.com/en/sensing_device/gyroportal/about.html

- [16] Donnée constructeur centrale inertielle ADIS16375 I
http://www.analog.com/static/imported-files/data_sheets/ADIS16375.pdf
- [17] Donnée constructeur centrale inertielle ADIS16375 II
<http://www.digikey.com/product-detail/en/ADIS16375%2FPCBZ/ADIS16375%2FPCBZ-ND/2510587>
- [18] Donnée constructeur ADIS1448
http://www.analog.com/static/imported-files/data_sheets/ADIS16448.pdf
- [19] Carte acquisition des données centrale inertielle :
<http://www.analog.com/en/evaluation/eval-adis/eb.html>
- [20] Senseur solaire CubeSatShop
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=104&category_id=7&option=com_virtuemart&Itemid=69
- [21] Brochure commercial du SSoC-A60
http://www.solar-mems.com/smt_pdf/commercial_brochure_SSOC-A.pdf
- [22] Brochure commercial du SSoC-D60
http://www.solar-mems.com/smt_pdf/commercial_brochure_SSOC-D.pdf
- [23] Données constructeur Magnétomètre HMC2003
http://physics.ucsd.edu/neurophysics/Manuals/Honeywell/HMC_2003.pdf
- [24] Magnétomètre digital
<http://www.memsic.com/userfiles/files/Datasheets/Magnetic-Sensors-Datasheets/MMC3316xMT-Rev-B.pdf>
- [25] Magnétomètre CubeSatShop
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=90&category_id=7&option=com_virtuemart&Itemid=69
- [26] Donnée Constructeur CubeSat SunSensor
http://www.ssbv.com/resources/Datasheets/SSBV_Magnetometer_Datasheet_1g.pdf
- [27] Capteur solaire embarqué dans des nanosatellites espagnol
<http://www.solar-mems.com/en/products/space>
- [28] HMC2003 dans une mission spatiale
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/h/hermes>
- [29] PhoneSat smartphone dans un nanosatellite par la NASA
<http://phonesat.org/>