

École polytechnique de Louvain

Études préliminaires du nanosatellite LUNA

Description préalable de ses composants et de
leurs contraintes, avec détermination de l'orbite

Auteur : **Ludovic Bontemps**

Promotrice : **Véronique Dehant**

Lecteurs : **Philippe Chatelain et Pierre Schrooyen**

Année académique 2018–2019

Intitulé officiel du master : Master [120] : ingénieur civil physicien



Études préliminaires du nanosatellite LUNA

Description préalable de ses composants et de leurs contraintes, avec détermination de l'orbite

Ludovic BONTEMPS

Master d'ingénieur en physique appliquée

Ecole Polytechnique de Louvain

Mars - juin 2019

6 juin 2019

Table des matières

1	Introduction	2
2	Composants d'un nanosatellite	7
2.1	Electrical Power Subsystem ou EPS (Panneaux solaires, batteries et PCU)	7
2.2	On-board Computer (OBC)	13
2.3	Payload	15
2.4	Structure	15
2.5	Contrôle d'attitude	16
2.6	Système de régulation thermique	16
2.7	Système de communication	18
2.8	Propulsion	19
3	LUNA	22
3.1	Contenu du satellite	22
3.2	Objectifs de la mission	22
3.3	TRL des Payloads	23
3.4	Résumé des caractéristiques techniques	23
3.5	Caractéristiques de certains sous-systèmes de LUNA	24
3.5.1	Panneaux solaires	24
3.5.2	Batteries	25
3.5.3	Un système de propulsion : nécessaire ?	25
4	VLBI	28
4.1	Mise en contexte et principe de fonctionnement	28
4.2	Technologie	29
4.2.1	Source infiniment éloignée	29
4.2.2	Source proche en mouvement	31
4.3	Antennes réceptrices	33
4.4	Émetteur à bord de LUNA	36
5	mEPT	40
5.1	Principe de fonctionnement	40
5.2	Appareil à bord	40
6	Autres Payloads	45
6.1	Récepteur GNSS	45
6.2	Réflexomètre GPS/GNSS	46
6.3	Radiation Sensor	47
6.4	Bilan total payloads secondaires	47
7	Environnement spatial	49
7.1	L'atmosphère terrestre	49
7.2	Vide spatial	50
7.3	Le champ magnétique terrestre	51
7.4	Le Soleil	51
7.5	Les ceintures de radiation de Van Allen	53
7.6	Autres effets	54

8	Bref commentaire sur la mise en orbite des nanosats	57
8.1	Largage depuis un lanceur	57
8.2	Largage depuis l'ISS	58
9	Orbite de LUNA	61
9.1	Mécanique orbitale	61
9.2	Perturbations par rapport au modèle idéal	63
9.3	Modèles mathématiques des perturbations	63
9.4	Proposition d'orbite pour LUNA	65
9.5	Analyse	68
9.5.1	Influence des perturbations	68
9.5.2	Temps d'éclipse	70
9.5.3	Contact avec les stations VLBI	73
9.6	Manoeuvres de déploiement	75
9.7	Fin de vie	79
10	Commentaires sur l'utilisation de STK	82
10.1	Vue globale de STK	82
10.1.1	Vue 3D et planisphère	83
10.1.2	Ligne de temps et arborescence des objets	83
10.2	Les objets	83
10.3	Graphes, rapports et access	86
10.4	Import - export	88
10.5	Ressources	89
10.6	Conclusion	90
11	Conclusions et projets futurs	91
A	Appendix : Test de l'EPS du BUAA-SAT	94
B	Appendix : Compléments coefficients panneaux solaires	96
C	Appendix : Compléments choix des batteries	96
D	Appendix : Comparaison de différents composants	98
E	Appendix : Rapports de manoeuvres dans Astrogator (STK)	100

Cette page est laissée blanche intentionnellement.

Avant-propos

Ce document étant le premier sur le sujet, il servira aux futurs lecteurs travaillant sur les nanosatellites (nanosats), leur évitant de perdre du temps à ré-étudier ce qui a déjà été fait. Une simple lecture de la section 2 permet d'avoir une bonne idée générale de la composition et du fonctionnement d'un micro-satellite.

Pour la facilité de lecture et de recherche de sources, les articles et références utilisés, ainsi que l'endroit d'où proviennent les figures (si ré-utilisées) sont indiqués à la fin de chaque chapitre. Une bibliographie reprenant les principales sources d'information sera néanmoins disponible en fin de document.

Ce mémoire a été réalisé sous la responsabilité de Mme Véronique Dehant, en collaboration avec l'Observatoire Royal de Belgique (ORB). Je remercie également pour leurs conseils et explications Ozgur Karatekin (mission), Bart Van Hove (mission), Bertrand Steenput (VLBI), Christophe Craeye (antennes), Arthur Lacroix (mission, discussions) et surtout Raymond Liu (soutiens, discussions, conseils). Je remercie aussi Jean-Marc Gérard pour ses conseils relativistes et tout particulièrement Sylvie Benck pour ses précieuses informations et corrections au sujet du mEPT.

Je remercie bien-sûr aussi mes parents pour leur soutien tout au long du projet et leurs nombreuses relectures...

Ce travail n'aurait pas été possible sans les différents cours de l'Université d'Aéronautique et d'Astronautique de Pékin (Beihang ou BUAA), numéro 1 mondial dans le domaine de l'aérospatial ; cours auxquels j'ai eu la chance d'assister lors d'un programme d'échange couvrant toute l'année 2018. Je remercie en particulier les professeurs HU Weiduo (Spacecraft Dynamics & Orbital Mechanics, Modern Control Theory), YOU Hui (Conceptual Design of Launch Vehicles and Spacecrafts, Space Environment) et WANG Xinsheng (Satellite OBDH System Design and Test).



1 Introduction

Depuis plusieurs années, le marché des CubeSats explose. Ces nanosatellites en train d'inonder le marché progressivement permettent en effet d'envoyer des objets dans l'espace de manière beaucoup plus simple et économique qu'auparavant. De plus, le temps de vie de ces mini satellites étant limité, la technologie à bord peut être mise à jour plus régulièrement que les grands satellites conventionnels du type Hubble, les constellations GPS,...

Aussi, les universités peuvent prendre l'initiative de fabriquer des CubeSats pour former leurs étudiants, tester des équipements ou encore faire de la recherche. Au niveau belge, à l'instar de l'ULg avec OUFTI, c'est au tour de l'UCLouvain de préparer son propre nanosat : LUNA (Louvain University Nanosat).

Applications Les applications des nanosats peuvent être très variées, mais concernent principalement la transmission, l'évaluation et la collecte de données.

Dans le domaine de l'agriculture, l'imagerie fournie par les nanosats aide à contrôler les cultures en donnant des indications sur, par exemple, la fertilité ou l'aridité d'une zone de plantation.

Les nanosats jouent aussi un grand rôle dans tout ce qui est imagerie terrestre (remote sensing), géodésie ou encore cartographie, permettant entre autres d'aider les secours ou d'évaluer les dégâts en cas de catastrophe naturelle (la Chine et le Pakistan ont développé ce genre de système très performant, utilisé récemment pour les tremblements de Terre et glissements de terrain dans le Sichuan).

Les prédictions météorologiques ou le tracking d'avions, de bateaux ou de flotte de camions sont d'autres exemples d'applications.

On peut aussi mentionner les relais de télécommunication ou les systèmes de positionnement type GNSS (Global Navigation Satellite System), mais il en existe bien évidemment beaucoup d'autres. Comme nous pouvons le voir, les applications sont donc quasiment sans limite.

Universités Tout comme l'EPFL de Genève avec SwissCube, l'ULg à Liège avec OUFTI, ou même encore Beihang à Pékin avec BUAA-SAT, de plus en plus d'universités se lancent dans le projet de conception des nanosats. La plupart d'entre eux sont d'ailleurs nés dans les universités, travaillant de paire avec des grandes compagnies, des organisations (ESA, ORB,...) ou de nouvelles startups. Comme expliqué plus haut, les nanosats offrent aux universités, à leurs étudiants et à leurs chercheurs des beaux projets pédagogiques.

But du mémoire Le projet n'étant encore qu'à ses début, ce travail consistera dans un premier temps à évaluer le design du futur satellite sur base de ce qui en est attendu. Ensuite, à partir de ces informations, il sera possible de déterminer son orbite, tout en respectant une certaine liste de contraintes.

Ce mémoire est destiné à toutes les personnes qui, dans un futur proche ou lointain, travailleront sur LUNA ou d'autres nanosats. Les premières pages se consacrent à résumer les parties essentielles d'un nanosat et peuvent faire gagner beaucoup de temps de recherche aux futurs chercheurs. La lecture de ce travail donnera une idée globale du fonctionnement d'un nanosat et de ce qui lui est demandé, ainsi que ce qui est requis par chaque sous-système. Enfin les premières caractéristiques attendues pour LUNA seront évaluées.

Nous parlerons ensuite des payloads, de l'environnement spatial et de la mise en orbite des nanosats, avant de finalement aborder la détermination de l'orbite de LUNA et conclure.

CubeSat, nanosat ?

Un nanosatellite peut être défini comme un satellite de coût, masse, taille et forme moindres que les satellites conventionnels. Ces paramètres peuvent varier, mais sont basés sur l'unité standard du CubeSat notée 1U : un cube de 10 cm de côté, avec une masse entre 1 et 1,33 kg. Au fil du temps, les CubeSats ont grandi pour prendre différentes tailles (Fig. 1).

Par extension, un **nanosat**, est constitué d'un assemblage de **CubeSats** (1U, 2U pouvant aller jusqu'à 12 ou même 24U), allant de 1 à 15kg, tout en étant en constante évolution [1].

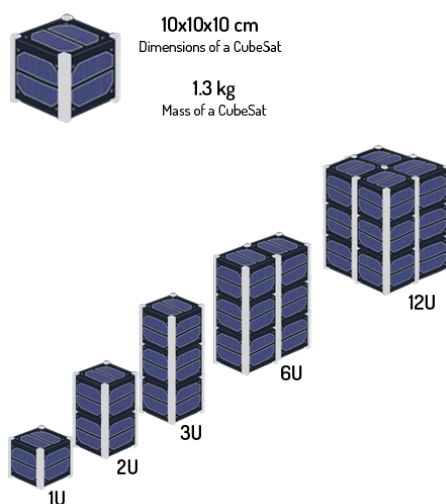


FIGURE 1 – Les différentes tailles de nanosat

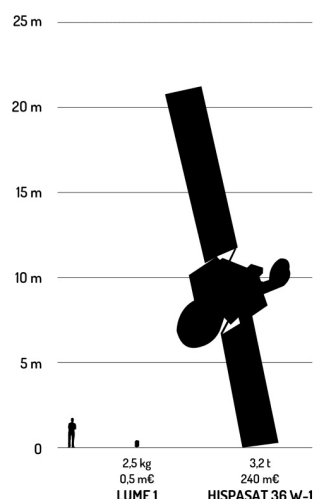


FIGURE 2 – Comparaison nanosat vs satellite

Les deux premiers nanosats ont été mis en orbite en 1998, suivis ensuite d'une dizaine au cours de l'an 2000 (Fig. 3) et jusqu'à plusieurs centaines sont prévus plus récemment. Environ 1900 satellites artificiels actifs ont été recensés autour de notre planète en 2018 (Fig. 4), dont près de 800 étaient des nanosats. Comme nous le verrons dans la section suivante, les nanosats sont une alternative low-cost mais pas nécessairement de moins bonne qualité aux satellites de grande envergure. Cela laisse la place à un nouveau marché à l'expansion vertigineuse, et donc à des développements à la pointe de la technologie dans de nombreux domaines de l'ingénierie.

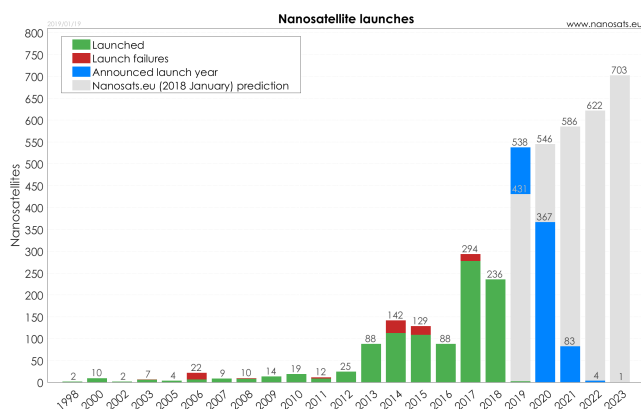


FIGURE 3 – Évolution du nombre de nanosats lancés par année [5]

Nombre de satellites actifs

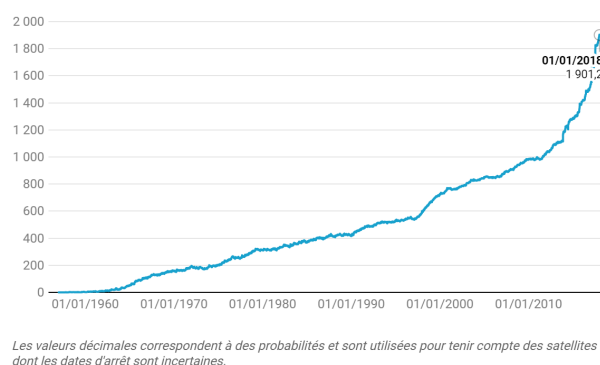


FIGURE 4 – Évolution du nombre de satellites actifs au fil du temps [4]

Le marché : une croissance sans limite

Depuis le lancement en 1957 de Spoutnik, le premier satellite envoyé par l'homme dans l'espace, le nombre de satellites artificiels n'a cessé de croître. Cependant, sur les 40 ans qui ont suivi sa mise en orbite, le domaine spatial était réservé aux énormes sociétés dépendantes des gouvernements (comme la NASA) ou au domaine militaire. Aujourd'hui, c'est une nouvelle ère qui apparaît, avec la miniaturisation des systèmes comme on a pu le voir avec les ordinateurs ou les téléphones; le même phénomène s'empare maintenant de l'espace avec des systèmes plus petits, plus rapides et beaucoup moins onéreux. Des centaines de startups ont déjà bénéficié de cette révolution et sont maintenant entrées de plain-pied dans cette nouvelle course à l'espace. D'après le rapport annuel du SIA (Satellite Industry Association), les revenus de l'industrie aérospatiale s'élèvent à 360 milliards USD en 2018, dont 277 milliards rien que pour le domaine des satellites (Fig. 5), évoluant avec une croissance constante de 3% depuis déjà plusieurs années, représentant ainsi 77% de l'économie du spatial. [2]

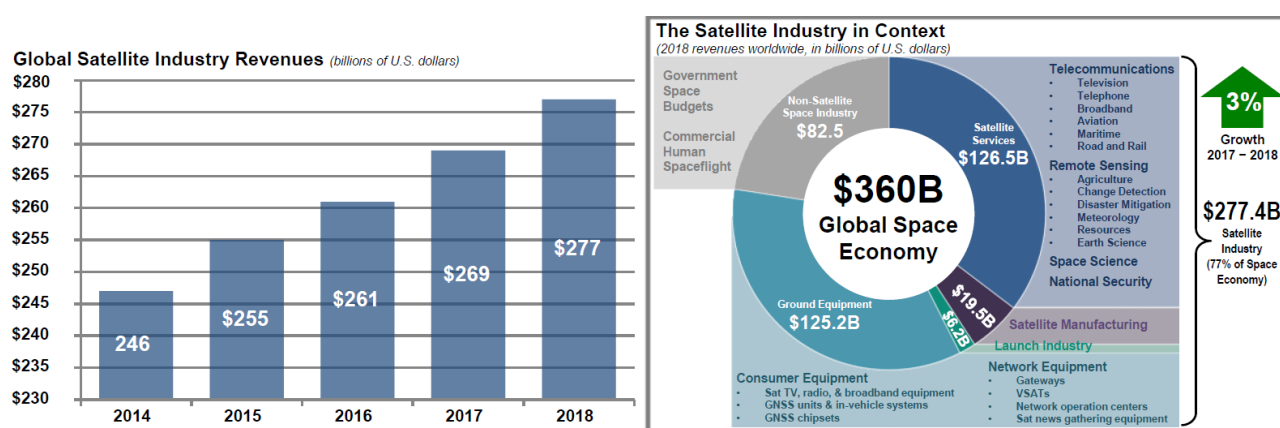


FIGURE 5 – Évolution mondiale des revenus de l'industrie des satellites en milliards d'USD de 2014 à 2018 (droite) et décomposition des sources de revenus de l'industrie spatiale mondiale en 2018 (gauche)

Maintenant plus que jamais, l'espace est devenu la scène sur laquelle se meuvent des entreprises de toutes les tailles, construisant toutes sortes de systèmes tels que des batteries, des fusées, des panneaux solaires, des programmes de contrôle de satellites, ou même encore des stations spatiales, créant ainsi un nouvel écosystème spatial.

De nouvelles sources de financement et des nouvelles applications ou opérations ont attirés les commerces et utilisateurs à se développer et à garder une croissance constante. Bien qu'entre 2013 et 2017 la moitié des nanosats étaient envoyés en orbite pour motifs militaires ou civils et l'autre moitié pour raisons commerciales, il est prévu que pour 2022, 75% des nanosats soient des nanosats commerciaux.

Avantages des nanosats par rapport aux satellites conventionnels

Là où il n'y avait pas de place à l'erreur sur les satellites de grande taille dû entre autres au coût de la mission, les nanosats peuvent servir de plate-forme de test pour de futurs systèmes qui pourront être mis en place sur de plus grands appareils. Des valeurs en chiffres sur les points clés de comparaison se retrouvent dans la Table 1.

	Nanosat	Satellite traditionnel
Coût total	500 000 €	500 000 000 €
Temps de vie	1-3 ans	15-20 ans
Masse (avec Payloads)	< 20 kg	200-2000 kg
Taille	< 20 dm ³	2 m x 1.5 m (Ikonos) à 13 m x 5 m (Hubble)
Durée de développement	8 mois à 2-3 ans	5-15 ans

TABLE 1 – Comparaison des caractéristiques moyennes d'un nanosat vs satellite conventionnel [1]

Nous pouvons faire une liste des avantages principaux des nanosats :

- Lancement et exploration spatiale peu coûteux
- Peu d'intervenants (une seule université, core team réduite)
- Cycle Recherche & Développement court
- Applications larges et variées
- Réponse rapide pour avoir les données du payload
- Temps de vie court (avec l'avancée technologique rapide, le remplacement fait en sorte que le nanosat est toujours à la pointe de la technologie)
- Pas de maintenance nécessaire
- Plate-forme de tests de développement et d'expérimentation pour de nombreuses nouvelles technologies (matériaux, propulsion, micro-électronique, optique, communication, GNSS,...)
- Remplacement rapide, risque distribué dans le cas d'un satellite au sein d'une constellation
- Pédagogique et multidisciplinaire.

Note : certains nanosats peuvent rester en fonction bien après leur temps de vie estimé lors du lancement. C'est en effet le cas pour le nanosat de télédétection indien Jugnu (3U, 4 kg, 32 000€, lancé en 2011) : prévu pour ne durer qu'1 an, il fonctionne encore aujourd'hui (8 ans plus tard).

Doit-on donc déjà penser à la fin des grands satellites ? Il ne faut pas aller trop vite : nous n'avons évoqué jusqu'alors que des nanosats en orbite autour de la Terre. Comme nous le verrons plus loin, les missions plus éloignées vont commencer à requérir un système de propulsion (réservé aux nanosats de plus grande taille), mais aussi plus de puissance.

Plus l'optique ou le capteur des télescopes sera grand, plus le pouvoir de résolution des télescopes et de l'imagerie spatiale sera élevé. Il n'est donc pas possible d'embarquer certains types d'optiques à bord de nanosats (comme par exemple le WFC3 de Hubble).

Les relais de télécommunication peuvent transférer, émettre et recevoir plus de puissance sur des grands satellites, mais peuvent aussi être plus précis et capter de plus faibles émissions avec de plus grandes antennes.

Bien que les nanosats présentent d'énormes avantages dans différents domaines, nous avons toujours besoin des satellites conventionnels, ne serait-ce que pour l'exploration du système solaire ou au-delà.

Références

- [1] Alen Space, *A Basic Guide to Nanosatellites*,
<https://alen.space/basic-guide-nanosatellites/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [2] Satellite Industry Association, *22nd Annual State of the the Satellite Industry Report*, disponible sur
<https://www.sia.org/wp-content/uploads/2019/05/2019-SSIR-2-Page-20190507.pdf>
publié le 8 mai 2019.
- [3] Xinsheng WANG, School of Astronautics/International, BUAA, cours de *Satellite OBDH System Design and Test*, automne 2018.
- [4] N. Enault, *La Nasa fête ses 60 ans : voici comment les satellites ont colonisé l'orbite de la Terre*, France Info,
https://www.francetvinfo.fr/sciences/astronomie/infographie-la-nasa-fete-ses-60-ans-voici-comment-les-satellites-ont-colonise-l-orbite-de-la-Terre_2961335.html
dernière mise à jour le 1er octobre 2018, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [5] E. Kulu, *Nanosatellite & CubeSat Database*,
<https://www.nanosats.eu/>
dernière mise à jour le 19 Janvier 2019, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [6] NASA ISS Imagery (image sur la première page), disponible sur
<https://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/station/crew-33/html/iss033e009282.html>
ISS033-E-009282 (4 Oct. 2012)

2 Composants d'un nanosatellite

Un nanosat est fait de différents composants, qui seront dans un premier temps décrits, puis estimés pour LUNA dans les pages suivantes. Ils sont déterminés par les objectifs de la mission et estimés depuis différentes sources et d'autres nanosats.

A ce stade, il n'est pas nécessaire d'en donner les détails internes ici (comme par exemple le type de carte ou de connecteurs sur l'ordinateur de bord); ce qui nous intéresse sont la consommation énergétique, les dimensions et la masse des différents composants.

Comme toujours, un système spatial doit être hautement fiable, sans maintenance et doit pouvoir toujours fonctionner correctement dans un environnement extrême.

2.1 Electrical Power Subsystem ou EPS (Panneaux solaires, batteries et PCU)

Le sous-système de puissance électrique (ou Electrical Power Subsystem EPS) est un des sous-systèmes les plus importants des nanosats et des satellites en général. Il sert à collecter, conserver, réguler et distribuer l'énergie électrique fournie par les panneaux solaires vers les payloads et tout autre sous-système ainsi que de fournir le bus électrique avec les bonnes tensions, durant toutes les phases de la mission en orbite, et sous toutes les contraintes environnementales.

Un satellite demande donc un EPS infaillible, robuste, fiable, efficace, dont les fonctions nécessaires devront être vérifiées et testées avant lancement. Des tests de l'EPS du BUAA-SAT sont disponibles en annexe.

L'EPS est composé de plusieurs sous-systèmes, décrits ci-après. [1]

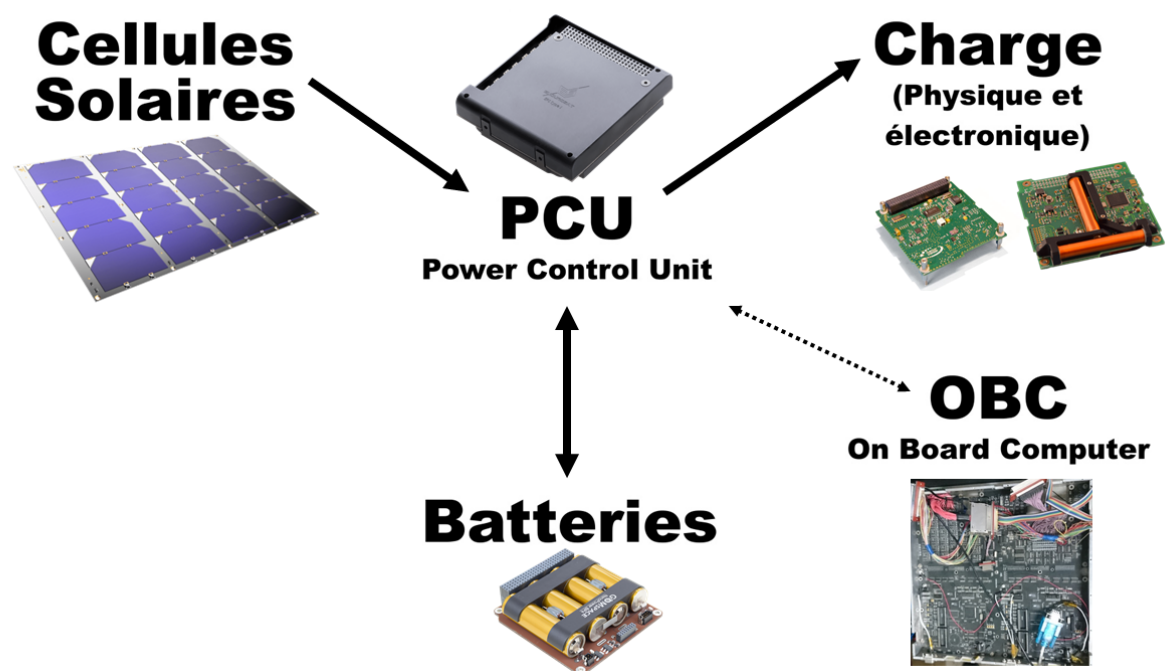


FIGURE 6 – Diagramme des différents composants de l'EPS et du chemin du courant

Il est demandé à l'EPS de pouvoir :

- Fournir de l'électricité de manière continue aux autres sous-systèmes et au payload durant toute la durée de la mission
- Contrôler et distribuer l'électricité dans le vaisseau

- Supporter le courant requis pour les payloads en temps normal ainsi qu'aux moments de pics de consommation d'énergie
- Fournir des convertisseurs AC et un bus régulé DC (si nécessaire)
- Fournir les commandes et la télémétrie pour la bonne santé de l'EPS (à l'OBC + contrôle au sol ou système autonome)
- Protéger les payloads des éventuels problèmes et dysfonctionnements de l'EPS et des erreurs du bus

Génération d'énergie Il existe 3 manières de produire du courant à bord des satellites.

Premièrement, de manière chimique, avec une pile à combustible (fuel cell), comme les batteries Li-ions, Zn-Ag ou oxygène-hydrogène.

Deuxièmement, en utilisant la puissance nucléaire : générateur thermoélectrique à radio-isotope, réacteur thermo-ionique ou générateur thermoélectrique-réacteur.

Troisièmement, en appliquant la méthode la plus communément utilisée, soit une combinaison batteries-panneaux solaires (discuté en détails ci-après).

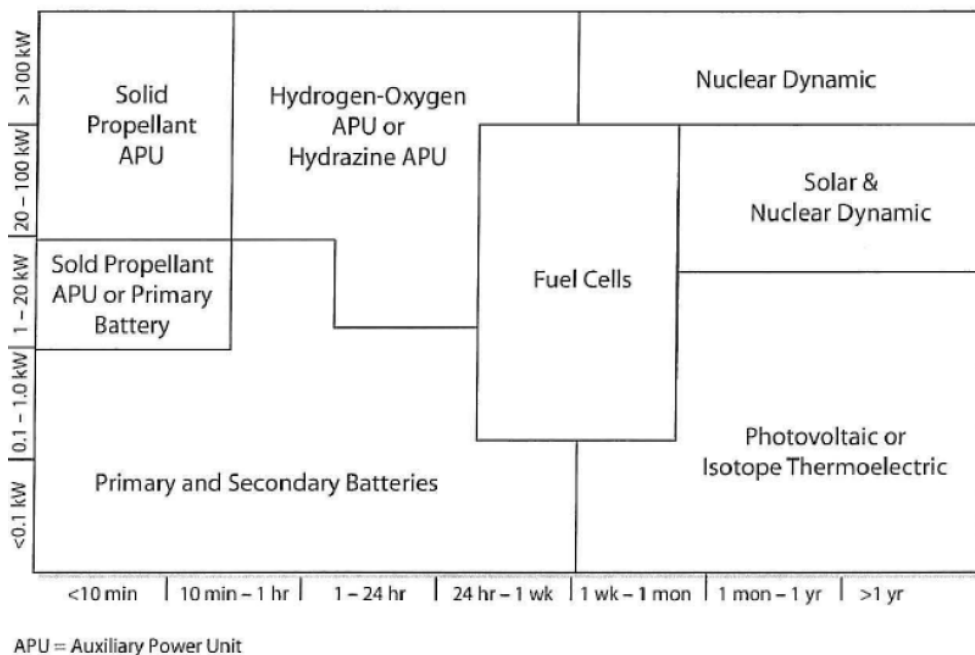


FIGURE 7 – Diagramme pour le choix du type de système pour générer l'énergie à bord d'un satellite, durée de vie vs puissance requise [1]

Panneaux solaires

Les panneaux solaires sont la source d'énergie du satellite, captant les rayons du Soleil et les convertissant en électricité. Tous les nanosats en sont équipés, et, grâce à eux, nous pouvons exploiter une source d'énergie illimitée, celle du Soleil. Plus la surface illuminée en direct par le Soleil est grande, plus la puissance générée sera importante. Dans le cas des plus grands nanosats, les panneaux solaires peuvent être déployables, ce qui est envisageable pour LUNA. En effet, des panneaux déployables augmentent considérablement la surface illuminée, pouvant multiplier par 3 la puissance générée. Il faut cependant tenir compte du fait que cela entraîne une augmentation évidente de la force de traînée (drag force) due à l'atmosphère et au rayonnement du Soleil. Par exemple, le nanosat 6U MarCo possède une structure de panneaux solaires de la taille d'un panneau 3U, mais qui, déployé, montre 42 cellules solaires (Fig. 8), pouvant fournir 35W (autour de la Terre) !

Malheureusement, augmenter la taille des panneaux solaires augmente considérablement la masse du satellite. Un panneau 1U varie entre 70g et 115g, avec pour moyenne 300g pour un 6U. De bonnes cellules solaires montent jusqu'à 30% d'efficacité, avec environ 1,2W fourni par cellule. Elles sont généralement faites de GaAs.

Finalement, un dernier paramètre très important est la température d'utilisation. Contrairement à ce que l'on pourrait croire, la température influence beaucoup la puissance fournie par un panneau solaire ; remarquons qu'au plus le panneau est froid, au plus la puissance générée sera élevée comme le montre la Fig. 9. L'usure due au temps réduit également la courbe caractéristique courant-tension du panneau solaire (Fig. 10).

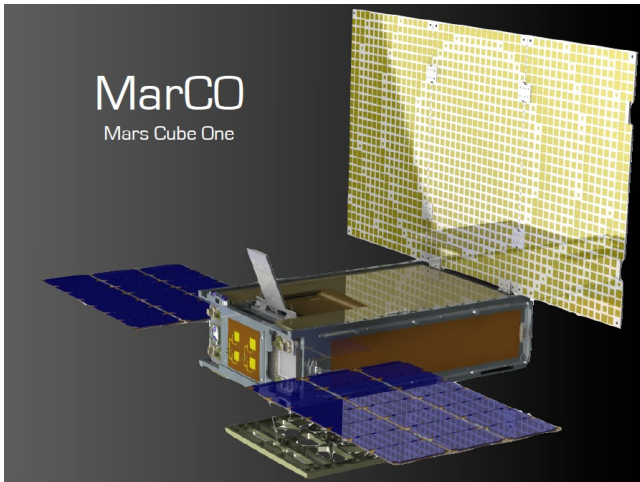


FIGURE 8 – Exemple de nanosat 6U (MarCo) avec panneaux solaires déployables déployés (Crédit : NASA, JPL/CALTECH)

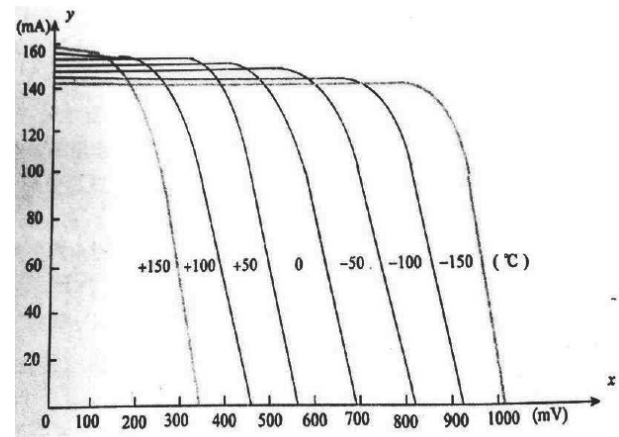


FIGURE 9 – Effet de la température sur la courbe I-V des panneaux solaires

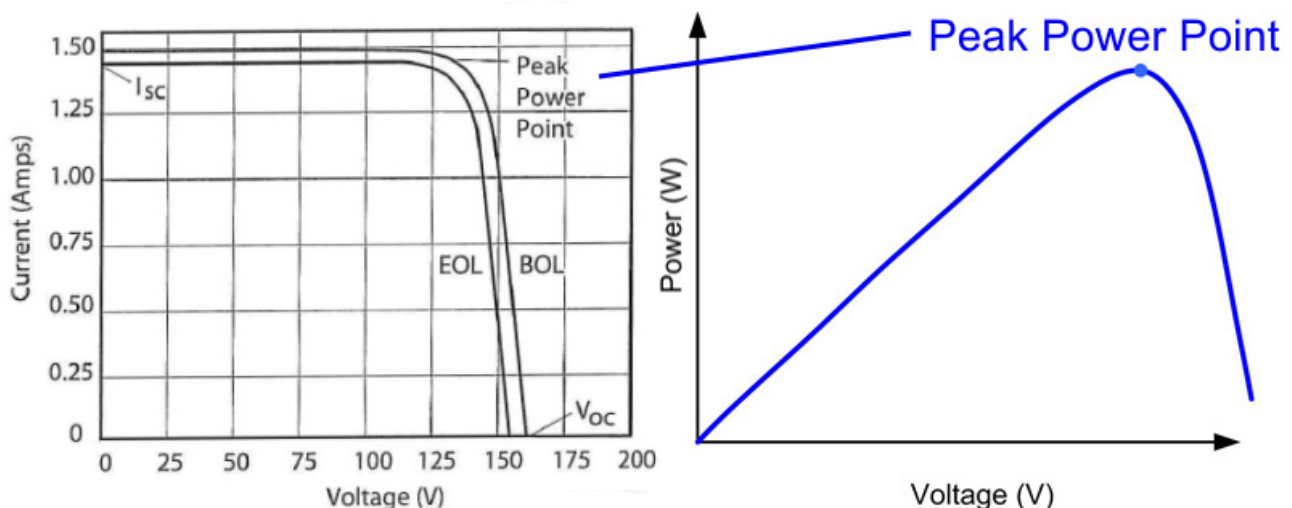


FIGURE 10 – Courbes caractéristiques des panneaux solaires, à gauche courbe I-V (I_{sc} = Courant court-circuit, V_{oc} = Tension circuit ouvert, EOL = End Of Life et BOL = Beginning Of Life), à droite courbe Puissance-Tension avec point de puissance max indiqué [1, 3].

Détermination des caractéristiques des panneaux solaires Le choix et la conception des panneaux solaires n'est pas aisée. Combien de cellules ? Quelle surface ? Quel matériau ? Quel puissance à fournir ?

Il faut dans un premier temps déterminer les contraintes et les exigences pour l'EPS :

- Altitude de l'orbite et temps maximum d'éclipse
- Temps de vie estimé du satellite
- Puissance requise durant la phase d'illumination et d'éclipse

La surface des panneaux solaires est déterminée selon la formule :

$$A_{SA} = \frac{P_{SA}}{P_{EOL}}$$

Les symboles utilisés ainsi que leur estimation sont donnés en Table 2. La quantité d'énergie à produire par les panneaux solaires est donnée par :

$$P_{SA} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{x_e} + \frac{P_d T_d}{x_d}\right)}{T_d}$$

Et la puissance produite en fin de vie (End Of Life EOL) :

$$P_{EOL} = P_{BOL} \times L_d$$

$$P_{BOL} = P_o \times I_d \times AVE \left\{ \sum_{n=1}^4 \cos \theta_n \right\}$$

$$L_d = \eta_{UV} \times \eta_{tc} \times \eta_m \times \eta_r \times \eta_{con} \times \eta_s \times \eta_{rad} \times \eta_t \times \eta_{op}$$

Il faut aussi choisir le type de cellule solaire et estimer l'output de puissance $P_o = S \times \eta_{SC}$, en supposant le Soleil normal à la surface (S, l'intensité solaire = 1368W/m² et η_{SC} l'efficacité de la cellule solaire).

Si(14.8%):	$P_o = 0.148 \times 1,368 \text{ W/m}^2 = 202 \text{ W/m}^2$
GaAs(18.5%):	$P_o = 0.185 \times 1,368 \text{ W/m}^2 = 253 \text{ W/m}^2$
Multijunction(28%):	$P_o = 0.28 \times 1,368 \text{ W/m}^2 = 383 \text{ W/m}^2$

TABLE 2 – Regroupement des symboles utilisés dans la détermination des cellules solaires, leur description, et une estimation lorsque possible. Certains détails de calculs sont donnés en annexe. [1]

Symbole	Description	Estimation
P_e, P_d	puissances requises en éclipse et illumination (d pour daylight)	dépend du payload
T_e, T_d	périodes d'éclipse et d'illumination par orbite	dépend de l'orbite
x_e	efficacité du chemin cellule solaire - batteries - payload	0.65
x_d	efficacité du chemin direct cellules solaires - payload	0.85
P_o	power output	dépend du type de cellule
I_d	fill factor	0.75 W/m ²
θ_n	angles entre le vecteur du Soleil et les 4 vecteurs normaux aux surfaces des panneaux solaires	dépend des opérations
L_d	life decay	0.76
η_{UV}	pertes par décoloration UV du matériau des cellules	0.98
η_{tc}	pertes par cycles thermiques	0.99
η_m	pertes par décalage des cellules	0.975
η_r	pertes par interconnection de résistance dans les cellules	0.98
η_{con}	pertes par contamination de toutes sources	0.99
η_s	pertes par ombrages	1
η_{rad}	pertes par dommages causés par radiations	(1-Désintégration/an) ^{tempsdevie}
η_t	ajustement pour température d'utilisation	0.88
η_{op}	ajustement pour l'intensité sur la position orbitale	1

Batteries

Les batteries permettent de stocker l'énergie reçue par les panneaux solaires durant l'illumination. Celle-ci est délivrée en temps voulu, c'est à dire lorsque la charge énergétique est plus élevée que l'énergie pouvant être fournie par les cellules solaires seules. Durant une phase d'éclipse, seules les batteries peuvent fournir le courant nécessaire au bon fonctionnement des instruments à bord.

La capacité d'une batterie peut largement varier, suivant son nombre de cellules (une batterie Li-ion a généralement 2 cellules), sa composition chimique ou le nombre de cycles charge/décharge déjà effectué. La capacité d'une batterie varie entre 1200 et 1600 mAh.

Suivant le nombre de batteries à bord du satellite reliées à l'EPS, ainsi que le courant disponible pour transférer l'énergie, elles se chargeront et déchargeront à différentes vitesses.

Les types les plus courants sont les batteries Zn-Ag (dans Spoutnik par exemple), Cd-Ni, H₂-Ni et bien-sûr Li-ions.

Les contraintes électriques suivantes déterminent le design de l'appareil pour le stockage d'énergie :

- Courant constant et maximal en éclipse
- Décharge moyenne en tension par cellule
- Efficacité de décharge par batterie
- Profondeur de décharge et nombre de cycles
- Temps maximum en mode éclipse
- Vitesse de charge/décharge
- Efficacité du régulateur de charge/décharge
- Restauration en cas de court-circuit

Nous pouvons aussi mentionner les contraintes physiques : taille, masse, température de travail, configuration, position en opération, environnement statique ou dynamique; et les contraintes logistiques : coût, vie par cycle, mission, fiabilité, maintenance, productibilité et sûreté. D'autres paramètres contrôlant le choix des batteries sont donnés en annexe.

Type	Cd-Ni	H ₂ -Ni	Lithium-ion	Ni-MH
Single cell voltage (V)	1.2	1.25	3.6	1.25
Energy density (W.h/kg)	39	65	125	70
Specific energy (W.h/L)	130	60	260	230
LEO lifetime (years)	3	5	3	3
GEO lifetime (years)	8-10	15	8-10	8-10

FIGURE 11 – Performances des différents types de batteries

Depth-of-Discharge La profondeur de décharge (Depth-of-discharge DoD) est un élément très important concernant les batteries sur les satellites. Il s'agit du pourcentage déchargé par rapport à la capacité totale de la batterie, comme décrit dans l'équation suivante,

$$DoD(t) = \frac{100}{C_B} \times \int_t (I_D(t) - I_C(t)) dt$$

avec :

DoD(t) [%] la profondeur de décharge,
 C_B [A.s] la capacité totale de la batterie,
 $I_D(t)$ [A] le courant de décharge,
 $I_C(t)$ [A] le courant de charge.

La DoD ne peut descendre en dessous d'un certain seuil (typiquement 30% pour les Li-ions) sans influencer de manière significative le nombre de cycles charge/décharge possible. Il faut pour cela ne pas décharger les batteries trop rapidement durant l'éclipse.

La DoD dépend aussi du type de batterie, comme indiqué dans la figure 12.

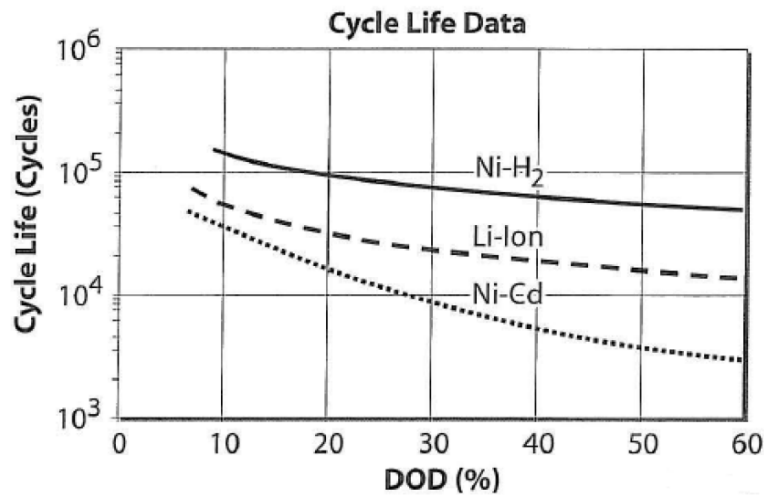


FIGURE 12 – DoD vs Nombre de cycles charge/décharge pour batteries de différentes compositions

Capacité requise Il est important de déterminer au préalable la capacité requise d'une batterie pour la mission. Celle-ci est donnée par :

$$C = \frac{P_e T_e}{DoD \times \eta \times N \times V_{bus}}$$

avec :

C [Ah] la capacité requise,
 P_e et T_e donnés en Table 2,
DoD(t) [%] la profondeur de décharge,
 η le coefficient de transmission entre la batterie et le payload,
N le nombre de cellules,
 V_{bus} [V] la tension nominale.

Par exemple, pour les batteries types Li-ion du BUAA-SAT d'une capacité de 10 Ah, nous avons le calcul

$$C = \frac{16.24W \times 2074s/3600}{0.3 \times 0.9 \times 3 \times 3.6V} = 3.21Ah$$

Il faut prendre une marge de 20% compte tenu de la dégradation de l'efficacité des batteries à cause des cycles charge/décharge au cours de la mission. On calcule donc la capacité requise pour la batterie :

$$C' = 1.2 \times C = 3.85Ah < 10Ah$$

Les batteries de 10 Ah sont donc suffisantes pour le satellite.

Par ailleurs, les batteries offrent la plus grosse contrainte thermique du nanosat : en mode charge, leur température doit être plus élevée que 0°C (et inférieure à 40-45°C). Ce sont donc elles qui détermineront le fonctionnement du système de régulation de température.

Power Control Unit ou PCU

L'unité de contrôle du courant (Power Control ou Conditioning Unit PCU) est utilisée pour contrôler le courant et ses transferts dans le satellite et collecter les données de l'EPS. Le PCU lie les cellules solaires et les batteries pour former le bus primaire, qui fournit l'énergie du satellite. Si trop de courant est reçu par les batteries ou la charge, le PCU va automatiquement le réguler par dissipation.

Les régulations de courant se font habituellement selon 2 méthodes (sans entrer dans le détail) :

- DET (Direct Energy Transfer), qui fournit l'énergie directement, avec panneaux solaires et payloads mis en parallèle. Cette méthode dissipative peut être divisée en un bus non régulé et un bus régulé.
- PPT (Power Point Track), méthode non dissipative. Elle régule les opérations des cellules solaires en fonction de la demande du payload. Les bus électriques sont habituellement de 3.3V et 5V en sortie pour les bus régulés, et de 9 à 12.5V pour le bus non régulé.

Convertisseur et distribution Dans certains cas, pour unifier les différents sous-systèmes et équipements, il faut que le satellite soit équipé d'un convertisseur DC/DC et DC/AC.

Il faut, en plus du système de distribution primaire, un système dit secondaire, le contrôle d'ignition pyrotechnique, le contrôle de distribution thermique, etc. .

Une protection de surcharge de courant (Power Overload Protection) est aussi importante pour (a) protéger le système primaire (bus ou batteries), et (b) protéger l'équipement et les lignes de courant. Ce système de protection utilise généralement des fusibles et un circuit de protection de surcharge récupérable.

Puisque le satellite n'est pas réparable et doit pouvoir fonctionner sans maintenance et comme les fusibles ne sont pas remplaçables, une protection de sur-courant est actuellement de plus en plus adoptée.

2.2 On-board Computer (OBC)

L'ordinateur de bord (ou On-Board Computer OBC en anglais) est littéralement le cerveau du satellite. Il envoie les commandes au PCU pour contrôler le payload, et recevoir les données du PCU par télémétrie. L'OBC contrôle aussi les différents modes d'opération (un exemple typique de changements de modes est donné Fig. 13) et se charge de tous les flux de données (conversion analogique vers numérique, cryptage/décryptage, encodage, multiplexing, stockage de données, traitement des données, détection d'erreurs,...).

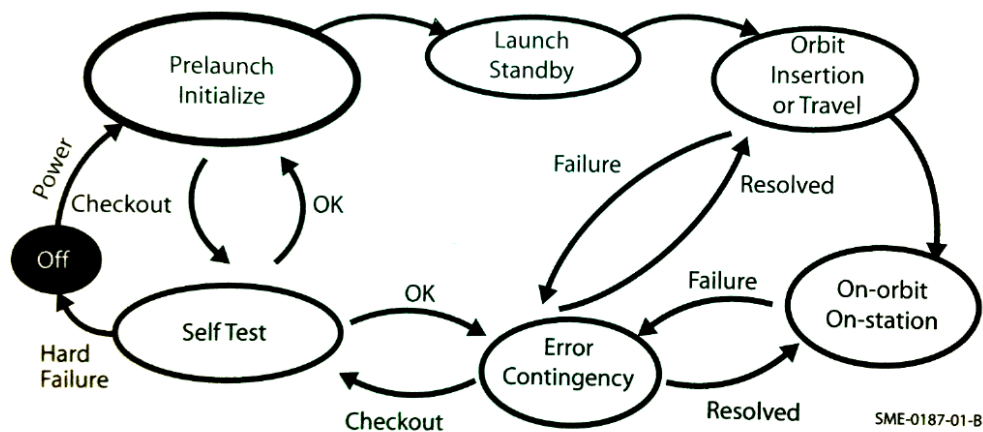
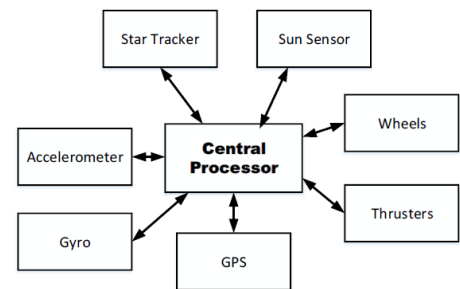


FIGURE 13 – Diagramme typique de transition d'états de l'OBC [1]

Sans entrer dans les détails, il existe différentes topologies de connections entre le processeur central et les capteurs, payloads ou sous-systèmes. Chacune de ces topologies présente des avantages et des inconvénients.

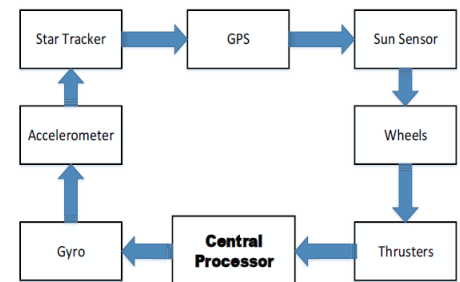
Topologie centralisée

- Pour : Hautement fiable, fonctionne très bien avec peu de sous-systèmes.
- Contre : Câblages et interfaces très diversifiés, si un nouveau composant doit être ajouté, une nouvelle interface doit l'être aussi.



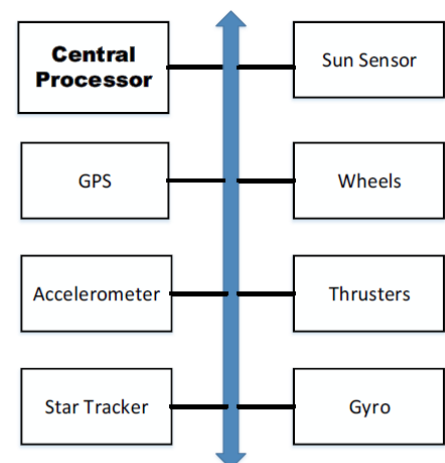
Topologie circulaire

- Pour : Câblage petit et peut être distribué dans tout le vaisseau.
- Contre : Chaque donnée dépend de la transmission du noeud précédent pour atteindre sa destination.



Topologie avec bus

- Pour : bus commun, avec tous les processus qui le partagent. Utilisation de protocoles standards. Très fiable, avec peu de contraintes en taille, poids et puissance. Souvent utilisé.



En plus de la topologie, l'ordinateur doit posséder différents programmes. Les cinq classes principales de programmes informatiques sur l'OBC sont :

- L'Operating System (OS)
- Le system management
- Le système de contrôle
- Le traitement des commandes et des données (Command & Data Handling C&DH)
- Le manager de payload (parfois avec le system management ou le C&DH)

Il est important de pouvoir évaluer le nombre de lignes de code des différents programmes et le nombre de commandes pour les fonctions typiques que le système devra traiter pour pouvoir choisir l'OBC en fonction de la puissance CPU et de la capacité mémoire.

2.3 Payload

Le payload représente le ou les instruments principaux de la mission, ce pourquoi le satellite a été envoyé. Leur bon fonctionnement doit être assuré par tous les autres sous-systèmes, mais ce sont les payloads qui décideront des caractéristiques de ces sous-systèmes. Dans le cas de LUNA, il s'agit avant tout du VLBI pour la démonstration technologique. Y seront ajouté un mEPT et un détecteur GPS, mais peut-être aussi un senseur de radiations et un réflectomètre GPS. Ces payloads seront développés plus loin. Ils ne constituent pas un organe vital du satellite dans le sens où ce dernier peut toujours fonctionner sans, mais cela enlève bien entendu tout l'intérêt de la mission.

2.4 Structure

La structure est l'assemblage sur lequel tous les composants du satellite sont fixés. Elle doit être résistante aux vibrations causées par la fusée de transport lors du décollage, mais aussi résister, comme les autres instruments, à l'environnement difficile de l'espace, comme la température extérieure très basse, les radiations solaires, et l'évacuation de la température interne.

Il faut que la structure soit la plus légère possible pour des raisons économiques liées au lancement, et est donc généralement faite en aluminium.

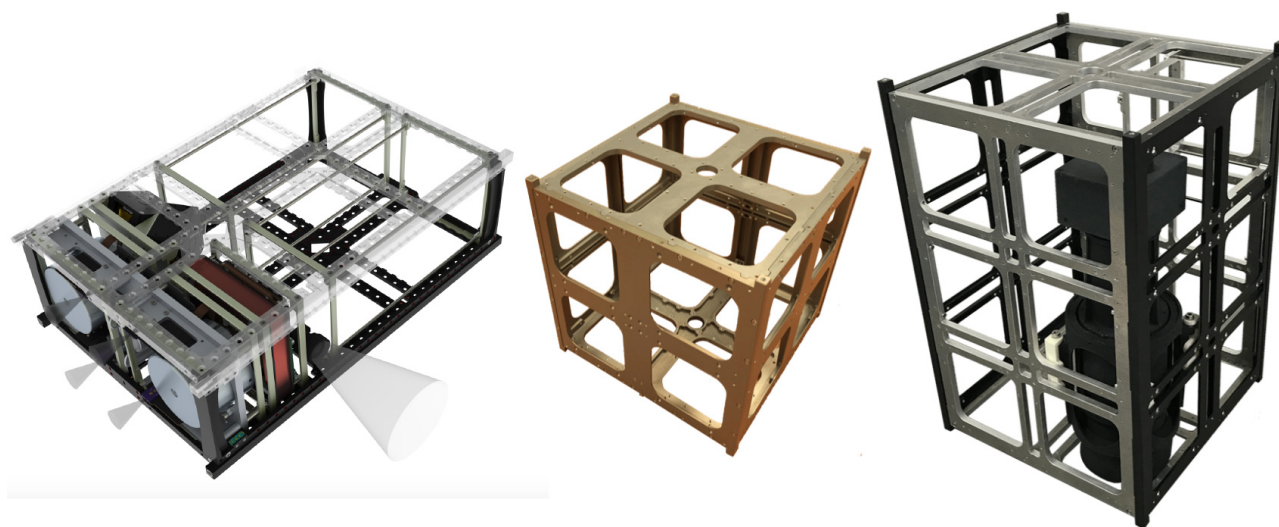


FIGURE 14 – De gauche à droite : structure 6U avec exemple de système de propulsion, structure 8U, structure 12U avec payload [5, 6]

Des exemples de structures de nanosats sont proposés en figure 14. La table 3 reprend les caractéristiques des structures.

TABLE 3 – Caractéristiques des structures de nanosats 6-8-12-16U [6]

	6U	8U	12U	16U
Masse [kg]	0,8-1,1	1-1,5	1,5-2	1,75-2,25
Dimensions externes [mm ³]	100 x 226.3 x 340.5	226.3 x 226.3 x 227	226.3 x 226.3 x 340.5	226.3 x 226.3 x 454
Dimensions internes/1U [mm ³]	96 x 96 x 89.4	94 x 94 par PCB	98.4 x 98.4 x 49.2	94 x 94 par PCB
Limites thermiques [°C]	-40 à +80	-40 à +80	-40 à +80	-40 à +80

2.5 Contrôle d'attitude

Le contrôle d'attitude (parfois noté ADCS pour Attitude Determination and Control System) est le pouvoir de contrôler l'orientation d'un objet, quel que soit son environnement (Fig. 15). Il s'agit d'une composante de haute importance pour les satellites : il faut parfois faire pointer un télescope dans des directions très précises, parfois à la seconde d'arc près pour prendre certaines mesures ou clichés.

Tel est le cas par exemple des satellites de remote sensing (prenant des clichés de la Terre pour établir des cartes, ou aider les populations en cas de catastrophe naturelle), ou encore de ceux étudiant le comportement d'objets spatiaux précis comme une étoile par exemple. Étant particulièrement lointains, une précision extrême est requise, ainsi qu'une bonne stabilisation rapide.

Beaucoup de nanosats se servent du champ magnétique terrestre pour s'auto-orienter (passive attitude control, Fig. 16), leur pointage ne devant pas être d'une précision trop élevée, en fonction du payload embarqué. Concernant LUNA, l'émetteur VLBI requiert un pointage direct vers les antennes au sol : celles-ci étant généralement immensément larges (jusqu'à 50m de diamètre !), et donc très précises (voir section 4.3).

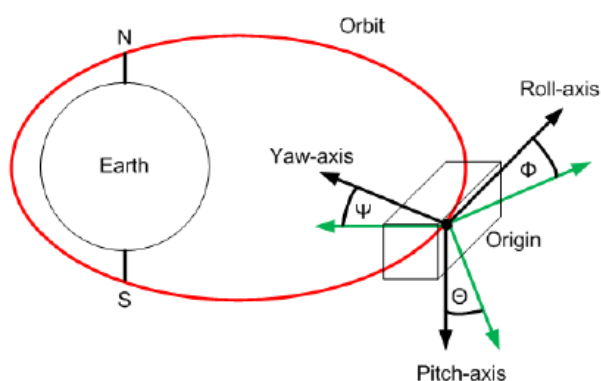


FIGURE 15 – Contrôle d'attitude [2]

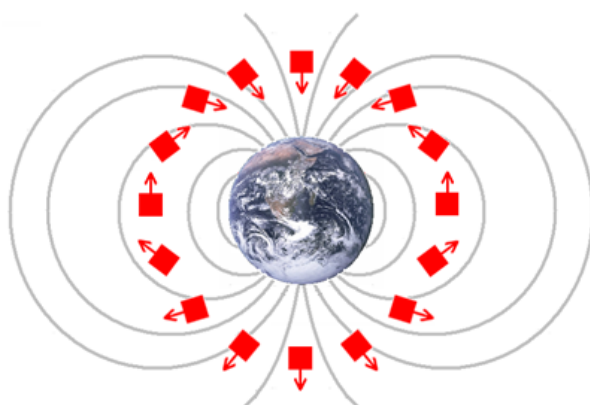


FIGURE 16 – Contrôle d'attitude passif

Une autre raison d'avoir un contrôleur d'attitude à bord est le redressement au moment du largage du nanosat. Étant lancé soit depuis une fusée ou soit depuis l'ISS (ce qui sera le cas pour LUNA), le satellite expulsé tourne sur lui-même ; il lui faut donc un système pour se redresser. Ce type de système peut aussi être conçu avec des rétro-fusées comme sur les plus grands satellites.

2.6 Système de régulation thermique

Il existe 3 types de transferts de chaleur : la conduction, la convection et la radiation. Dans l'espace, il n'y a pas (ou de manière négligeable) de fluide pouvant conduire la chaleur autour ou dans le nanosat, seules la radiation et la conduction sont présentes. La radiation est gouvernée par la loi de Stefan-Boltzmann, tandis que la conduction l'est par la loi de Fourier.

Pour les problèmes de thermique spatiale, il est supposé que les propriétés thermo-optiques sont constantes dans l'infrarouge (de 70K à 700K) et dans le spectre de lumière visible (de 1150K à 10 000K) [7].

Le satellite est soumis à différentes sources de chaleur (voir Fig. 17) :

- Le Soleil (considéré comme corps noir, émettant à 5776K), émettant de 1322 W/m² à 1414 W/m² suivant sa distance
- La Terre (considérée comme corps noir, émettant en infrarouge à 255K, aussi présent en éclipse)
- Le phénomène d'albédo (radiation réfléchie par la Terre)
- Les échanges thermiques lors du décollage et de la ré-entrée
- La chaleur des composants interne dissipée par effet Joule (aussi présent en éclipse).

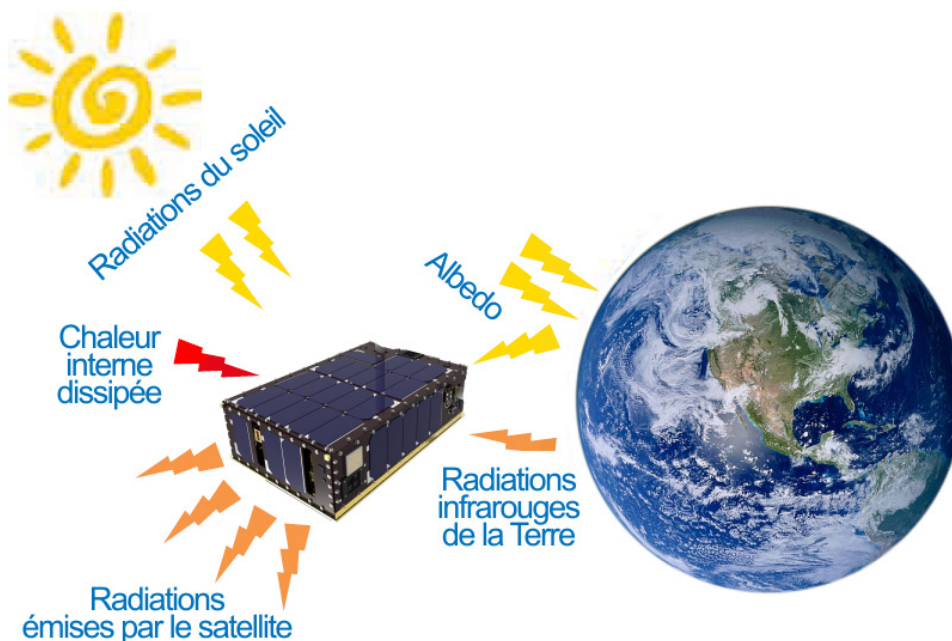


FIGURE 17 – Diagramme des échanges de chaleur subis par un nanosat 6U ([7] amélioré)

Le contrôle thermique cherche donc à réguler la température en constante variation du satellite, pour éviter des dysfonctionnements de composants si la température devient trop basse ou trop élevée ou encore si ils sont soumis à des changements trop brusques et trop fréquents (la thermo-élastique peut causer des problèmes, mais nous n'entrerons pas dans les détails ici). Le système maintient donc la température dans une certaine limite, fixée par la mission et les composants.

Les valeurs critiques sont généralement données par les batteries à maintenir entre 0°C et 40-45°C, comme vu précédemment (le système se régule habituellement autour des 35-40°C max.).

Le système est dans la plupart des petits nanosats (<3U) simplement composé d'une résistance qui chauffe lorsqu'un capteur détecte une température descendant en dessous des 0°C, comme pour SwissCube (résistance de 500 mW), le nanosat de l'EPFL, ou le Compass-1 de Aachen ((résistance de 2010 mW).

Il peut aussi être proposé de ne pas placer de système de régulation thermique pour économiser de la puissance, ou si l'architecture ne le nécessite pas. C'est en effet le cas pour Delfi-C³, où les propriétés thermo-optiques des matériaux ont été étudiées pour maintenir une température dans les limites de

fonctionnement des appareils. Ce satellite ne possédant pas de batteries, les écarts de températures peuvent être plus larges. [7]

2.7 Système de communication

Il s'agit du système transmettant et recevant les données à distance à la station de base située sur Terre. Pour les nanosats, il s'agit d'un émetteur radio, pouvant opérer sur les bandes commerciales ou amateurs dans le spectre VHF/UHF (Very/Ultra High Frequency). L'UHF est généralement choisi pour l'uplink (432-438 MHz), et le VHF pour le downlink (145-146 MHz). D'autres plages de fréquences peuvent être utilisées comme la S-band ou la X-band comme nous le verrons avec le VLBI à la section 4.

Nous verrons aussi dans cette section que les fréquences et la puissance d'émission doivent être choisies selon des normes fixées. La puissance requise variera aussi en fonction de l'altitude à laquelle se trouvera le satellite au moment de la transmission des données. Pour concevoir le système de communication, il est aussi important de connaître le flux de données à transmettre (nombre de bits par seconde).

Le système de communication est directement relié à l'OBC pour que celui-ci puisse interpréter et exécuter les commandes qui lui sont demandées depuis la Terre.

En ce qui concerne le système d'antennes, elles peuvent être de toutes tailles et complètement différentes (Fig. 18). Certains types d'antennes ne nécessitent pas une orientation particulière, ce qui a l'avantage de pouvoir émettre et recevoir des informations tout en restant dans l'orientation optimal pour le payload.

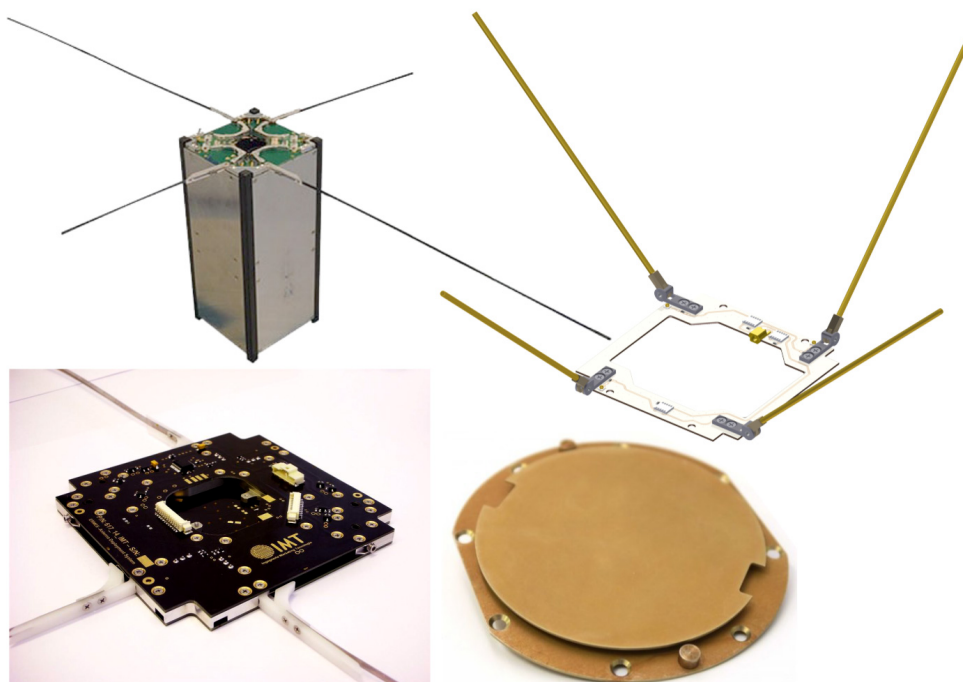


FIGURE 18 – Trois systèmes d'antennes déployables et une antenne compacte à placer sur une des faces du nanosat (en bas à droite). Crédits : ISIS, GOMSpace, IMT et Clyde Space

Alternative : balise CW Une question légitime se pose : le système de communication est-il vraiment nécessaire ? En effet, si les payloads possèdent leur propre émetteur/récepteur, et en supposant que les autres sous-systèmes fonctionnent sans problèmes, le système de communication n'a pas lieu d'être car il prend de l'espace et du poids. Mais il peut aussi simplement servir à rester en contact avec

le vaisseau. Pour cela, une balise en ondes entretenues (Continuous Wave beacon CW beacon, il s'agit des ondes de télégraphie, en morse [8]) peut s'avérer optimal car elle peut recevoir des commandes et envoyer un minimum d'information, est légère et simple, et tourne à faible puissance.

Grâce à ce petit système CW, des informations peuvent être transmises en cas d'erreur ou de panne du nanosat. Et avec ces données, il est peut-être possible de réparer l'appareil en envoyant les bonnes instructions à l'OBC via la balise CW.

Des détails devront être fournis lors d'une étude approfondie du système de communication spécifique à LUNA.

2.8 Propulsion

La plupart des nanosats 1U-3U ne possède pas de système de propulsion. En effet, pour une orbite LEO (Low Earth Orbit, jusqu'à 2000 km d'altitude) proche de celle de l'ISS, aucune poussée ne sera demandée à l'appareil, étant donné qu'il est lancé depuis l'ISS. Il existe bien-sûr d'autres systèmes de lancements de nanosats, comme développé plus loin dans la section 8, mais étant donné que LUNA sera probablement largué à partir de l'ISS, nous nous concentrerons sur cette méthode.

Le système de propulsion devient important lors du transfert d'orbite ou de voyage interplanétaire, comme la mission Mars Cube One (MarCO), une paire de nanosat 6U servant de relais télécom autour de Mars (Fig. 19).



FIGURE 19 – Système de propulsion de MarCO [9]

Pas ou peu de nanosats 3U ou de moindre taille ont été envoyés sur des orbites éloignées (périgée > 550km, Fig. 20, exemple : Jugnu, nanosat 3U à une orbite 850 km x 866 km, 19.9°, sans système de propulsion, mais largué à partir d'un lanceur), et encore moins envoyés depuis l'ISS.

En effet, l'ISS se trouvant sur une orbite dont l'altitude maximale (apoapsis) est de 420 km, un nanosat sans système de propulsion pourra difficilement aller sur des orbites à altitudes plus élevées.

Il faut aussi noter qu'un système de propulsion prend 2U de volume à l'intérieur du nanosat, les instruments généraux environ 1U, ce qui oblige à avoir un minimum de 4U pour un nanosat avec système de propulsion avec payload (de maximum 1U). C'est donc pour ces raisons que la majorité des nanosats avec système de propulsion font au minimum 6U.

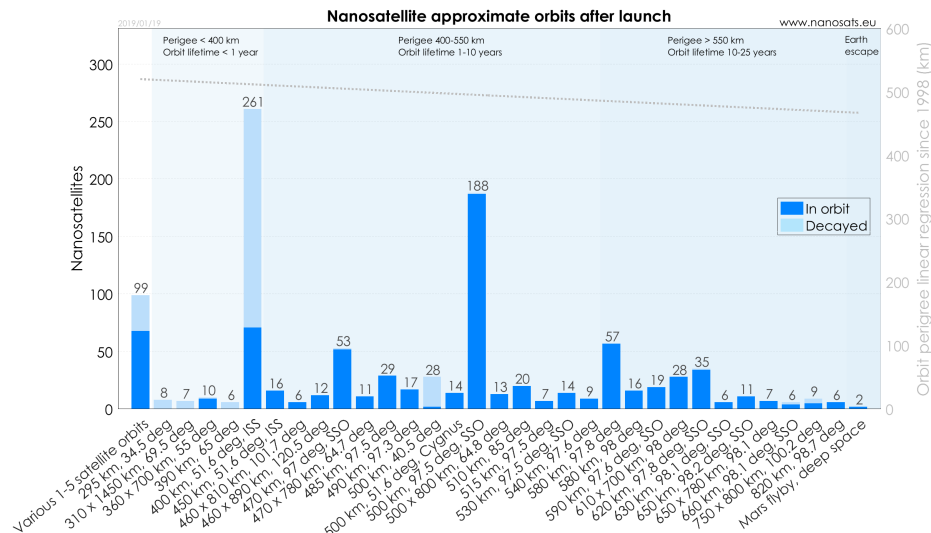


FIGURE 20 – Graphique du nombre de nanosatellites en fonction de leur orbite depuis 1998 [10]

Nous pouvons ajouter qu'un transfert d'orbite est impossible sans une certaine poussée de la part de l'objet spatial (le Δv sur la Fig. 61). Le système de propulsion lui fournit donc cette poussée pour effectuer les manoeuvres orbitales. Celles-ci seront développées à la section 9.6.

Sur un total de 1113 nanosats lancés en 2018, seuls 48 avaient un module de propulsion [10]. Suite à cette faible demande bien que présente, les systèmes de propulsion pour nanosats commencent doucement à se développer. Il en existe déjà de différents types comme pour les plus grands satellites (propulsion ionique, à réaction,...), mais leur commercialisation reste limitée.

Références

- [1] Xinsheng WANG, School of Astronautics/International, BUAA, cours de *Satellite OBDH System Design and Test*, automne 2018.
- [2] C. Pierl et al., *Application of the Systems Engineering methodology to the design of the AOCS of an Earth Observation satellite*, 2012, Conference CSDM.
- [3] Yann (nom d'utilisateur), *Panneau photovoltaïque : Caractéristiques*,
<https://www.dekloo.net/projets/photovoltaïque-autoconsommation/caracteristiques-panneau-photovoltaïque/689>
Publié le 1er mars 2015, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [4] IMT - Caractéristiques techniques de divers produits,
<http://www.imtsrl.it/index.html>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [5] GOMSpace - Caractéristiques techniques de divers produits,
<https://gomspace.com/shop/subsystems/default.aspx>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [6] ISIS - Caractéristiques techniques de divers produits,
<https://www.isispace.nl/products/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [7] L. Jacques, *Thermal Design of the Oufti-1 nanosatellite*, 2009, FSA, Université de Liège.
- [8] C. Bourrier, *La télégraphie, le morse (CW)*,
<https://radio.pagesperso-orange.fr/CW.htm>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [9] VACCO Industries, *JPL MarCO Micro CubeSat Propulsion System*,
<https://www.cubesat-propulsion.com/jpl-marco-micro-propulsion-system/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [10] E. Kulu, *Nanosatellite & CubeSat Database*,
<https://www.nanosats.eu/>
dernière mise à jour le 19 Janvier 2019, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.

3 LUNA

Aujourd'hui, le projet du Louvain University NANosatellite n'en est qu'à ses balbutiements, et ce mémoire est le premier sur le sujet. Quelle taille, quels payloads, quelle orbite, ou encore quels objectifs pour LUNA, sont des questions à trancher dès le début du développement du nanosat.

LUNA est un des grands projets mis en avant par Louvain4Space, idée lancée par Mme V. Dehant et concrétisée le 3 octobre 2017. Il a pour objectifs de regrouper les compétences spatiales et d'élaborer des stratégies pour accroître la participation de l'UCLouvain dans le domaine du spatial. Il permettra aussi d'augmenter la visibilité de l'université, de partager les expériences et de s'appuyer sur les opportunités qui ne manqueront pas de voir le jour dans les années à venir comme la nouvelle Agence Spatiale, la faible présence de l'UCLouvain dans le domaine ou la pyramide des âges inversée dans les métiers du spatial. [1]

3.1 Contenu du satellite

LUNA se veut d'être en premier lieu et au minimum une démonstration technologique du senseur VLBI (Very Long Baseline Interferometry).

Il est souhaité aussi d'y placer un mEPT (miniaturized Energetic Particle Telescope) et même un senseur GNSS (Global Navigation Satellite System).

Par la suite, il est espéré d'avoir des collaborations avec d'autres universités belges telles que l'ULg ou KULeuven, et d'embarquer plusieurs payloads.

Suivant l'orbite qui sera déterminée, un système de propulsion sera éventuellement nécessaire aux manoeuvres orbitales et au placement du nanosat sur son orbite.

En termes d'unités "satellitaires", cela signifie :

TABLE 4 – Taille des différents composants de LUNA

Contenu	Taille estimée
Systèmes de base	1U
Transmetteur VLBI	2U
mEPT	2U
Autres Payloads	1U
Sous-total	6U
Payloads ULg & KULeuven	2U à 4U
Propulsion	2U
Total	10U à 12U

Comme indiqué dans la table 4, la taille minimale de LUNA serait de 6U. En considérant un système de propulsion et les payloads des autres universités, le nanosat atteindrait facilement 10 ou 12 U.

3.2 Objectifs de la mission

Il est demandé à LUNA de :

- Rester le plus longtemps au-dessus de la station de Redu pour le transfert de données
- Être en contact avec au minimum 3 stations VLBI au sol espacée d'au moins 1000 km et pendant une durée la plus longue possible afin de localiser le nanosat

- Rester en dessous des 20 000 km d'altitude, région des satellites GPS
- Passer par dessus l'Antarctique (ou à des latitudes proches) pour les tests du mEPT, mais à vitesse pas trop élevée pour avoir le temps de collecter les données

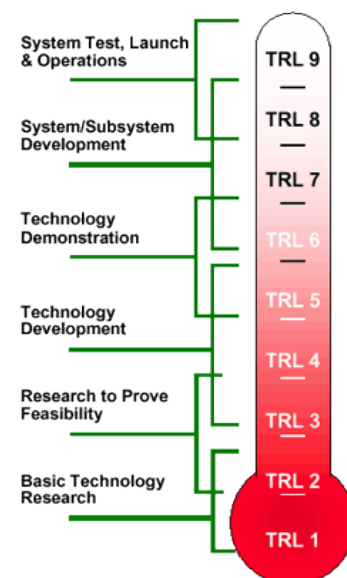
3.3 TRL des Payloads

Tous les payloads n'ont pas encore été développés et sont tous à des stades technologiques différents.

Comme discuté plus loin dans la section qui lui sera dédiée, le VLBI est à un TRL (Technology Readiness Level) 2 et sera composé d'éléments déjà à TRL 5. Le mEPT est pour l'instant à TRL 3, et le capteur de radiations à TRL 4. Le VLBI et mEPT existent déjà dans une version grand format et demandent maintenant d'être miniaturisés.

Le récepteur GNSS et le réflectomètre GPS sont déjà prêts à être envoyés en mission.

D'ici 2-3 ans, les payloads devraient être prêts à être embarqués.



3.4 Résumé des caractéristiques techniques

En majorant les caractéristiques des différents composants des nanosats vus dans le chapitre précédent, il est possible de dresser la table 5. La comparaison s'effectue vis-à-vis de composants préexistants pour déjà donner une idée approximative (mais tout de même relativement précise) du nanosat. Des comparaisons peuvent être trouvées en annexe. Le module de régulation thermique n'est pas inclus car aucune information ne fut trouvée à son sujet.

TABLE 5 – Bilan général majoré

Instrument	Masse [g]	Puissance consommée [mW]	Dimensions [mm ³]
EPS	150	75	90x96x20
Batteries 4 cellules	325 (10 [g/Wh])	0	65 x 10 x ? (dépend du type)
Panneaux PV 22 dm ²	1100 (50 [g/dm ²])	0	sur les faces
OBC	100	1000 - 2000	90x96x16
Structure	1500-2000	0	226.3 x 226.3 x 340.5
ACDS	200	1200	96 x 90 x 17 à 30
Module S-band/X-band	100/150	5000/10 000	90 x 96 x 15
Système de propulsion	2000 + 1000	8000 - 15 000 (pleine puissance)	1 à 2U
VLBI	4000 - 10 000	10 000 - 12 000	180 x 200 x 50
mEPT	250	1000	< 2U
Autres payloads	< 641	< 6100	1U
TOTAL MAX.	11 915 - 17 915	32 375	8U

Les valeurs proposées pour le VLBI, le mEPT et les autres payloads sont décrits dans les chapitres 4, 5 et 2. La masse totale dépendra bien-sûr du transmetteur VLBI une fois celui-ci prêt à l'envoi. La surface des panneaux solaires et le nombre de batteries sont déterminés plus loin.

3.5 Caractéristiques de certains sous-systèmes de LUNA

Il est difficile de prévoir à l'avance les caractéristiques techniques précises d'un nanosat ne connaissant pas encore en détails quels sous-systèmes seront choisis pour sa composition.

Ce document sera une première estimation de cette composition, basée sur les caractéristiques des différents sous-systèmes disponibles sur le marché ou ayant déjà été envoyés à bord de nanosats semblables à LUNA. Les caractéristiques des payloads sont précisées dans leur section respective.

Il n'est à ce jour pas encore possible de s'inspirer d'autres nanosats 12U pour la simple raison qu'aucun d'entre eux n'a déjà été lancé, bien que de plus en plus sont prévus pour 2019, 2020 et 2021 comme indiqué sur la figure 21. Les paragraphes suivants sont estimés de manière grossière, basés sur les résultats obtenus tout au long de ce document.

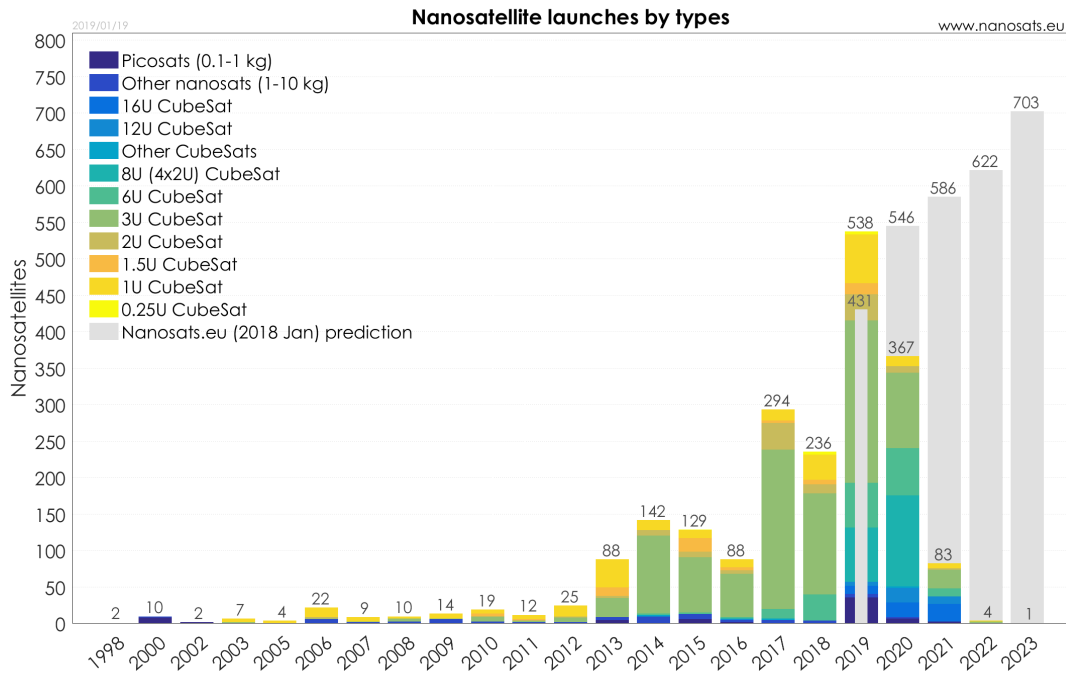


FIGURE 21 – Évolution du nombre de nanosats lancés en fonction de leur type [2]

3.5.1 Panneaux solaires

Sachant que la puissance totale nécessaire maximale devrait être de 33 W (les instruments ne fonctionnent pas en même temps que le système de propulsion), majorée à 35 W, il est possible de déterminer la surface de panneaux solaires nécessaire. En reprenant les équations de la section 2.1,

$$P_{SA} = \frac{\left(\frac{35 \times 2995}{0.65} + \frac{35 \times 17523}{0.85} \right)}{17523} = 50.38W$$

$$P_{BOL} = 1358W/m^2 \times 0.28 \times 1.09 \times 0.75 = 310.85W/m^2$$

$$L_d = 0.98 \times 0.99 \times 0.975 \times 0.98 \times 0.99 \times 1 \times 0.945 \times 0.88 \times 1 = 0.76$$

P_{SA} est la puissance minimale fournie par les panneaux solaires au cours d'une orbite (la moins illuminée). Des cellules multi-jonctions GaAs ont été choisies, avec une efficacité de 28%. On détermine maintenant la surface nécessaire ainsi que P_{EOL} :

$$P_{EOL} = 310.85W/m^2 \times 0.76 = 236.25W/m^2$$

$$A_{SA} = \frac{50.38W}{236.25W/m^2} = 0.213m^2$$

Il faudra une surface minimale de $0.213 m^2$ pour subvenir aux besoins énergétiques du nanosat. C'est une très grande surface et il ne sera pas possible de récolter autant d'énergie sans panneaux solaires déployables, d'une surface totale de $22 dm^2$.

Le calcul de la masse des panneaux solaires donne :

$$50g/dm^2 \times 22dm^2 = 1100g$$

Bien-sûr, il faut relativiser : le calcul a été effectué avec tous les appareils tournant tous en même temps à pleine puissance, ce qui ne sera évidemment pas le cas dans la réalité. Il s'agit ici d'une surestimation.

En réalité, les satellites possèdent différents modes de fonctionnement pour ne pas surcharger l'EPS et économiser de l'énergie. Lorsque le satellite est dans l'ombre (éclipse), il passe généralement dans un mode spécial réduisant sa consommation d'énergie au maximum l'évitant de tomber en panne. Ces différents modes devront être implémentés par la suite pour donner plus de précision et d'exactitude sur l'évaluation de la puissance totale consommée de ce document. Un exemple des différents modes est donné dans l'annexe A pour le BUAA-SAT.

3.5.2 Batteries

A nouveau, en se basant sur le chapitre précédent, la capacité maximale requise par les batteries (en supposant 4 cellules) est déterminée :

$$C' = 1.2 \times \frac{35 \times 2995/3600}{0.3 \times 0.9 \times 4 \times 3.3} = 9.8Ah$$

La masse totale des batteries est donc de :

$$11.2Ah \times 3.3V \times 10g = 325g$$

Il s'agit d'une valeur approchée : s'il est décidé d'acheter tous les composants de LUNA déjà construits, il ne sera peut-être pas possible d'obtenir exactement les valeurs obtenues, mais peut-être un petit peu plus ou un petit peu moins (on ne peut pas acheter de demi batteries !).

3.5.3 Un système de propulsion : nécessaire ?

N'étant pas encore décidé si un système de propulsion serait embarqué, les deux cas sont considérés dans un premier temps.

Dans les nanosats 6U embarquant déjà un système de propulsion, on peut citer MarCO (Mars Cube One A et B, lancés en 2018, pour servir de relais télécom d'une mission vers Mars), EQUULEUS (EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft, prévu pour 2020, doit tester des techniques de navigation autour du point Lagrange L2), ou même Lunar Flashlight (prévu aussi pour 2020, mesure par spectromètre de l'eau dans les régions polaires de la Lune).

Dans les cas des 6U sans propulsions, on peut donner l'exemple de RaInCube (Radar In a Cube-sat, lancé en 2018, ayant pour mission de tester un radar miniaturisé), ASTERIA (Arcsecond Space Telescope Enabling Research in Astrophysics, lancé en 2017, teste un télescope et son système de pointage très précis) ou encore SPARCS (Star-Planet Activity Research CubeSat, prévu pour 2021,

observe avec un télescope UV des étoiles de masse faible) pour les satellites sans système de propulsion.

La principale différence provient de l'orbite de ces satellites. C'est elle qui, avec les manoeuvres à effectuer, déterminera si un système de propulsion est nécessaire. Pour des orbites basses de maximum 500 km d'altitude sans manoeuvres, une propulsion n'est pas nécessaire : les nanosats sont largués directement depuis l'ISS, se mouvant elle-même entre 400 et 450 km d'altitude.

Pour ce qui est des orbites à altitude plus élevée, les satellites sont déployés à partir d'un lanceur. Si celui-ci possède à son bord différents satellites allant sur la même orbite, ceux-ci seront regroupés et déployés en même temps. L'exemple du nanosat indien Jugnu peut être à nouveau cité : son orbite est une 850 km $\times$ 866 km, 19.9° d'inclinaison et ne possède pas de système de propulsion. Il fut déployé par le lanceur PSLV-CA avec les satellites Megha-Tropiques (orbite 867 km $\times$ 867 km, 20° d'inclinaison), SRMSAT et VesselSat-1 [4].

Les données utiles sont reprises dans les tables ci-dessous. Notons que le payload fait environ un peu moins de 50% de la masse du satellite.

TABLE 6 – Comparaison des caractéristiques de différents nanosats 6U (sans propulsion) [5, 6]

Mission	Masse [kg]	Masse Payload [kg]	Puissance électrique [W]	Dimensions [mm ³]
RaInCube	12	5.5	45	10 x 20 x 30
ASTERIA	10.165	?	48	239 x 116 x 366
SPARCS	12	? (3U)	<35	10 x 20 x 30

TABLE 7 – Comparaison des caractéristiques de différents nanosats 6U (avec propulsion) [5, 6]

Mission	Masse au sol [kg]	Masse ergols [kg]	Δv [m/s]	Puissance électrique [W]	Dimensions [mm ³]
MarCO	13.5	~2	215	35 (Terre), 17 (Mars)	118 x 243 x 366
EQUULEUS	14	1.2	70	50	100 x 200 x 300
Lunar Flashlight	14	2	290	51	100 x 200 x 300

En prenant comme références les tables 6 et 7 ainsi que d'autres satellites 6U exemples non mentionnés, on trouve qu'un système de propulsion fait entre 3 kg et 3,5 kg, dont environ 2 kg d'ergols. [3]

L'orbite de LUNA déterminée dans la section 9 nécessite un système de propulsion, quel que soit son type de déploiement.

Références

- [1] UCLouvain, *Louvain4Space*,
<https://uclouvain.be/fr/chercher/louvain4space>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [2] E. Kulu, *Nanosatellite & CubeSat Database*,
<https://www.nanosats.eu/>
dernière mise à jour le 19 Janvier 2019, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [3] VACCO Industries, *JPL MarCO Micro CubeSat Propulsion System*,
<https://www.cubesat-propulsion.com/jpl-marco-micro-propulsion-system/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [4] Gunter Dirk Krebs, *Jugnu*,
https://space.skyrocket.de/doc_sdat/jugnu.htm
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [5] Gunter Dirk Krebs, différentes pages sur *Gunter's Space Page* pour chaque nanosat. Index :
https://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [6] ESA, Herbert J. Kramer (principalement), différentes pages sur *eoPortal Directory* pour chaque satellite. Index :
<https://directory.eoportal.org/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [7] GOMSpace - Caractéristiques techniques de diverses produits,
<https://gomspace.com/shop/subsystems/default.aspx>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [8] ISIS - Caractéristiques techniques de diverses produits,
<https://www.isispace.nl/products/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [9] Endurosat - Caractéristiques techniques de diverses produits,
<https://www.endurosat.com/products/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [10] Pumpkin Space - Caractéristiques techniques de diverses produits,
https://www.pumpkinspace.com/store/c1/Featured_Products.html
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [11] Clyde Space - Caractéristiques techniques de diverses produits,
<https://www.clyde.space/products>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [12] IMT - Caractéristiques techniques de diverses produits,
<http://www.imtsrl.it/index.html>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [13] NASA TRL Meter (image du thermomètre TRL), disponible sur
https://commons.wikimedia.org/wiki/File:NASA_TRL_Meter.png

4 VLBI

Le transmetteur VLBI est le payload principal de LUNA. A l'instar de la mission APOD en 2016, il sera utilisé comme une démonstration technologique. Il devra fonctionner dans toutes les stations VLBI, ainsi que les nouvelles stations VLBI Global Observing System (VGOS).

4.1 Mise en contexte et principe de fonctionnement

Géodésie Il est important de pouvoir déterminer avec précision la position d'un objet comme nous le faisons déjà depuis des années avec le système GPS. Pour déterminer une position, il faut mesurer les distances et connaître les caractéristiques de l'espace dans lequel nous nous trouvons. Cette science s'appelle la **géodésie**, comme formulé par Friedrich Robert Helmert en 1880. Il existe 4 systèmes de techniques géodésiques, se complétant les uns les autres, permettant ensemble de déterminer tous les paramètres géodésiques :

- GNSS (Global Navigation Satellite System) : système de positionnement au moyen d'une constellation de satellites (exemples : GPS, Beidou, Galileo)
- SLR (Satellite Laser Ranging) : mesure la distance d'un satellite grâce à un système de miroirs à bord de celui-ci réfléchissant un laser envoyé (précision de l'ordre du millimètre !)
- DORIS (Détermination d'Orbite et Radio-positionnement Intégré par Satellite) : système de positionnement satellite, une station au sol lui envoie un signal soumis à un effet Doppler
- VLBI (Very Long Baseline Interferometry) : systèmes d'antennes sur Terre très éloignées les unes des autres permettant de mesurer la distance entre elles et son l'orientation dans l'espace

Principe Le VLBI est un réseau d'antennes capables de déterminer la position d'une source émettrice dans l'espace, quelle que soit sa distance dans l'espace.

La technologie VLBI désire pouvoir localiser une source artificielle avec une extrême précision, et, afin d'améliorer celle-ci, les antennes situées sur Terre sont séparées de plusieurs milliers de kilomètres.

Une seule et même source est observée par minimum trois antennes distinctes recevant donc le même signal...mais déphasé, avec un délais permettant ainsi de connaître l'orientation de la distance reliant deux des stations par rapport à la source en fonction du temps [1].

Bien-sûr, plus il y a de stations captant en même temps le signal, meilleur sera le résultat. Si le nombre de stations est faible, de grandes lignes de base sont préférables, mais un réseau dense de stations avec des lignes de base courtes est aussi très important.

Il est aussi possible de mesurer avec une extrême précision la distance séparant les antennes VLBI. Ceci fut utilisé pour montrer entre autres les conséquences de la tectonique des plaques. Bien que la technologie ne soit pas toute récente (années 1950), l'année 2016 vit pour la première fois un nanosat équipé d'un transmetteur VLBI utilisant le réseau d'antennes.

En effet, la mission APOD (imitant le signal d'un quasar, ayant pour but de localiser précisément le nanosat), et la future E-GRASP/Eratosthenes (European Geodetic Reference Antenna in Space / European Reference Antenna of Space Geodetic Techniques Enhancing Earth Science) utilisent le VLBI pour aider à l'obtention d'un système de référence (précisément, l'orientation de la longueur de base entre deux antennes par rapport à un satellite ; E-GRAPS a pour but de réaliser un système de référence terrestre et d'améliorer les références spatiales et temporelles sur Terre au millimètre près et avec une stabilité d'au moins 0.1 mm/an).

Dans l'utilisation de la technologie VLBI, il existe deux situations différentes : soit la source radio est considérée infiniment loin (quasars), soit la source est proche des récepteurs (par exemple en orbite autour de la Terre) et est en mouvement par rapport à ceux-ci.

Les quasars Un "Quasi-stellar radiosource" est un objet spatial extrêmement énergétique et lumineux, généralement positionné autour du trou noir supermassif situé au centre des galaxies. Les quasars tirent leur énergie de leur disque d'accrétion.

Ces objets sont extrêmement éloignés (plusieurs milliards d'années-lumières), ce qui permet de les considérer comme fixes et d'ainsi tracer une toile de fond de l'espace et d'obtenir un système de référence spatial. Néanmoins, suite à leur éloignement, ce qui reste de leurs émissions à la surface de la Terre est extrêmement faible, de l'ordre de 10^{-26} Ws/m² (unité baptisée 1 Jansky).

Les satellites La technique utilisant le VLBI pour localiser un point mobile dans l'espace est différente, mais se base sur le même principe. Il faut en effet introduire un décalage Doppler et modifier la géométrie du problème, ainsi qu'y rajouter des effets relativistes. Ces derniers sont déjà présents dans le cas des quasars, mais sont plus importants dans ce cas-ci, et doivent également être modifiés.

4.2 Technologie

Le signal émis est capté par des antennes (radiotélescopes) au sol, très éloignées (very long baseline). Ces antennes ont parfois des diamètres immenses pour atténuer le bruit du signal, comme par exemple celle d'Effelsberg faisant 100 m, allant même jusqu'à 305 m pour Arecibo, le plus grand télescope au monde. Une autre contrainte due au bruit est le fait que la source émettrice doit se trouver à au moins 10° d'élévation par rapport au sol, sans quoi le signal serait trop brouillé par le bruit provenant de sol.

4.2.1 Source infiniment éloignée

L'idée est simple : un signal émis est capté par deux antennes A et B, avec B plus éloignée de la source. B recevra le signal avec un certain délai, dépendant de la différence de distance entre la source et A et entre la source et elle-même.

Si la vitesse de propagation du signal (dans notre cas et dans la plupart des autres, il s'agit d'ondes électromagnétiques, ayant pour vitesse dans le vide $c = 299\,792\,458$ m/s) est connue et constante, temps et distance parcourus ne sont plus que les deux facettes d'une même pièce.

Nous pouvons donc parler de différence temporelle d'arrivée du signal entre A et B, ou TDOA (Time Difference Of Arrival). Le quasar étant tellement loin, les ondes nous apparaissent comme planes. Un schéma du problème est donné à la figure 22.

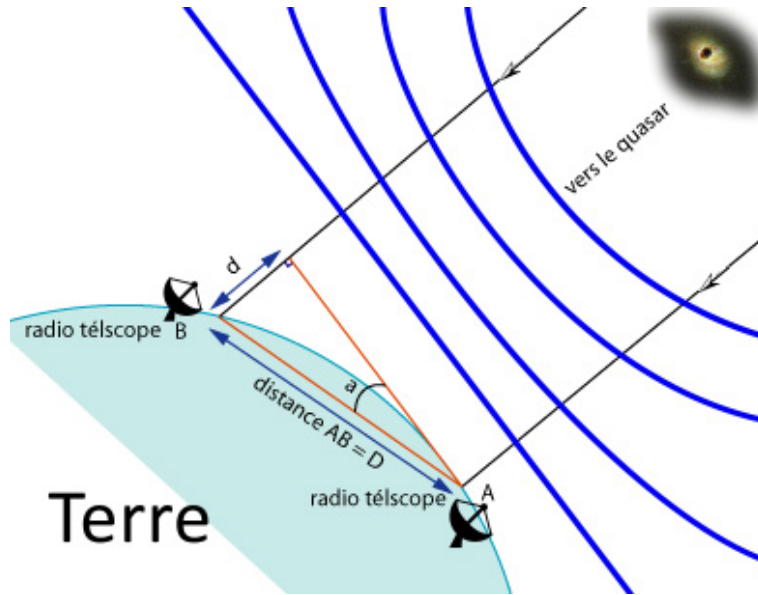


FIGURE 22 – Illustration graphique du fonctionnement du VLBI [4]

Soient :

- $s(t)$ le signal émis,
- $s_1(t)$ et $s_2(t)$ les signaux reçus (fronts d'ondes bleus sur la figure),
- t_1 et t_2 les temps de propagation de signaux arrivant aux antennes A et B respectivement,
- t l'instant où le signal est reçu à l'antenne A,
- ϕ le décalage temporel dont nous parlions (TDOA).

C'est à dire,

$$s_1(t) = s(t - t_1)$$

$$s_2(t) = s(t - t_2)$$

$$\phi = t_2 - t_1$$

Nous pouvons donc écrire :

$$s_2(t + \phi) = s(t + \phi - t_2)$$

$$s_2(t + \phi) = s(t - t_1 + t_2 - t_2) = s(t - t_1)$$

Cette technique est appelée géolocalisation par TDOA, qui est une technique très précise et efficace si elle est bien implémentée et réalisée dans les bonnes conditions.

Nous mesurons la distance entre A et B (ligne de base entre les deux antennes VLBI) en supposant une géométrie euclidienne (les symboles utilisés correspondent à ceux de la figure 22, avec $\phi \times c = d$) :

$$D = \frac{\phi \times c}{\sin a}$$

Précisons que D est la distance la plus courte dans l'espace où l'on travaille. La référence étant ici la vitesse de l'onde (et de la lumière, c), cette dernière est plongée dans un espace-temps courbe, suivant les géodésiques de cet espace pour relier un point à un autre en la plus courte distance.

a représentant l'angle formé par D et la direction vers le quasar moins 90° , il est donc possible de déterminer la position de celui-ci, à savoir que D est connue de façon très précise.

Pour déterminer ce TDOA, il faut utiliser une fonction de corrélation. En utilisant les mêmes notations que précédemment, nous pouvons écrire que :

$$(s_1 * s_2)(\tau) = \int s_1(t)s_2(t - \tau)dt = \int s(t - t_1)s(t - t_2 - \tau)dt$$

Cette fonction aura un maximum lorsque $t - t_1 = t - t_2 - \tau$, autrement dit lorsque

$$\tau = t_1 - t_2 = -\phi,$$

nous permettant de déterminer le TDOA.

Délais Il faut bien-sûr ne pas oublier que ces signaux sont soumis à des délais extérieurs dûs entre autres à l'ionosphère, la troposphère, le fait que les instruments ne soient pas parfaits, les effets relativistes, etc. Nous modélisons le TDOA comme suit :

$$\phi_{mesuré} = \phi_{réel} + \tau_{iono} + \tau_{tropo} + \tau_{relat} + \tau_{intru}$$

Le détail de calculs des différents délais a été fait par Bertrand Steenput dans [1].

4.2.2 Source proche en mouvement

Maintenant que nous connaissons le principe de fonctionnement pour une source infiniment éloignée (ou source fixe émettant à ondes planes), qu'en est-il d'une source émettrice mobile proche des stations de réception, comme par exemple un satellite autour de la Terre ?

Tout d'abord, il faut que le signal émis depuis la source artificielle soit de même nature que celui d'un quasar pour que les stations VLBI puissent y appliquer le même traitement.

Puissance, spectre et régulations Le signal des quasars est d'une puissance extrêmement faible, de l'ordre de quelques Jansky, lors de son arrivée au sol. Notre système artificiel n'est pas obligé de se limiter à de telles puissances, mais une faible puissance garanti une meilleure couverture du spectre, et donc une plus large gamme de fréquences.

En effet, tout comme pour le système de communication des satellites, il existe des réglementations limitant la quantité de puissance pouvant être récupérée au sol par les antennes d'observation dans l'espace lointain (deep space) comme expliqué dans la section 4.3.

Différence avec les quasars Nous savons maintenant que le signal à émettre doit être de même nature que celui des quasars. Néanmoins, ce qui fait la différence avec ceux-ci est la vitesse relative de l'émetteur.

Là où les quasars étaient considérés comme "fixés" sur la toile de fond céleste, les satellites, eux, sont en mouvement autour de la Terre. Dans le cas des quasars, la vitesse de défilement était simplement celle du mouvement de la rotation de la Terre. Pour les sources artificielles "proches" de la Terre, la vitesse de défilement devient la vitesse relative du satellite par rapport à la vitesse des stations au sol se déplaçant avec la rotation de la Terre. Cela se représente généralement par ce qu'on appelle la trace au sol du satellite sur un planisphère.

Outre la différence de géométrie du problème, il existe un problème dû à la source en mouvement. Qui dit source en mouvement dit effet Doppler. Il faudra donc prendre cet effet en compte avant de corréler les signaux.

Correction Doppler Soit $s(t)$ le signal émis par un satellite en mouvement, se déplaçant horizontalement (s'éloignant) à vitesse constante v par rapport à une antenne fixe. Le signal (onde électromagnétique, de vitesse c dans le vide) est émis au temps t et récupéré au temps $t + \Delta t$. R_1 désigne la distance séparant les 2 objets au moment de l'émission. Après quelques calculs, nous pouvons écrire les lignes suivantes :

$$t + \Delta t = t \left(1 + \frac{v}{c - v} \right) + \frac{R_1}{c - v}$$

En faisant le changement de variable

$$t' = t \left(1 + \frac{v}{c - v} \right) + \frac{R_1}{c - v}$$

avec

$$t' = t + \Delta t$$

le moment où le signal est capté, nous pouvons écrire le signal reçu $s_1(t')$ comme :

$$s_1(t') = s \left(\frac{t' - \frac{R_1}{c - v}}{1 + \frac{v}{c - v}} \right)$$

Ceci veut dire que nous connaissons la transformation à appliquer au signal original en fonction du temps d'arrivée t' .

L'effet Doppler se traduit par un déphasage de $\frac{\frac{R_1}{c - v}}{1 + \frac{v}{c - v}}$ et un scaling de $1 + \frac{v}{c - v}$ du spectre du signal.

Dans le cas du satellite, la vitesse relative n'est pas constante. Le problème énoncé ci-dessus est un cas d'illustration simplifié : la vitesse est constante et il s'agit d'une géométrie 1D.

L'effet Doppler est proportionnel à la vitesse relative de l'objet. Toutefois, sur des temps très courts, nous pouvons considérer la vitesse comme constante. Néanmoins, cela implique de connaître les conséquences de l'effet Doppler sur chacun de ces intervalles ; il faut donc déterminer la variation d'effet Doppler. Celle-ci sera calculable si nous connaissons la variation de la vitesse relative (puisque le Doppler est proportionnel à la vitesse, leur variation le sera aussi).

Correction de la géométrie Bien que le principe de récupération de signal soit le même qu'auparavant, il existe des différences.

Premièrement, la source n'étant pas infiniment éloignée, le front d'onde n'est plus plane, mais courbé (voir géométrie du problème, Fig. 23). Pour calculer le TDOA ϕ (τ_g sur la figure 23), nous utiliserons le formalisme de Klioner [2].

On définit :

$$\begin{aligned} t_1 \text{ et } t_2 &\text{ correspondant aux temps de réception à l'antenne } x_1 \text{ et } x_2 \text{ respectivement,} \\ \vec{\dot{x}}_2(t_1) &\text{ le vecteur vitesse relative de la station } x_2 \text{ en } t_1, \\ \vec{n}_2 &\equiv \frac{\vec{R}_2}{R_2} \end{aligned}$$

En utilisant le GCRS (Geocentric Celestial Reference System) comme système de coordonnées (spatiales **ET** temporelles), nous pouvons écrire :

$$\phi_{GCRS} \equiv \Delta t = t_2 - t_1 = \frac{R_1 - R_2}{c} \left(1 - \frac{\vec{n}_2 \cdot \vec{\dot{x}}_2(t_1)}{c} \right)$$

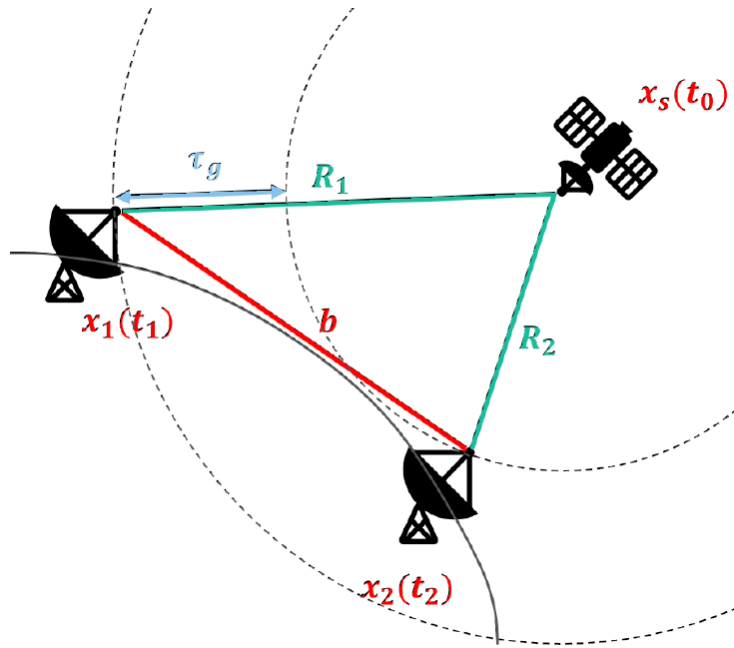


FIGURE 23 – Géométrie du problème VLBI avec source mobile autour de la Terre

Pour avoir le temps propre (temps local) τ au niveau des horloges atomiques des stations, il faut convertir le temps GCRS. D'après (4.19) du papier de Klioner [2],

$$\Delta\tau = \Delta t \left\{ 1 - \frac{1}{c^2} \left(\frac{\dot{x}_2^2(t_1)}{2} + U_T(t_1, \vec{x}_2(t_1)) \right) \right\} + \Delta\tau_{sync}$$

avec le $\Delta\tau_{sync}$, la désynchronisation des horloges, inférieur à la picoseconde ; nous n'entrerons pas dans le détail. U_T représente le potentiel gravifique terrestre. Le coefficient du Δt est quasi constant et est évalué à $1 - 6.969290 \cdot 10^{-10}$.

Les autres corrections des délais se font de la même manière que dans le cas de quasars.

4.3 Antennes réceptrices

Le réseau d'antennes terrestres du VLBI est géré partiellement par la collaboration d'organisations internationales IVS (International VLBI Service for geodesy and astrometry). Sur les 45 stations fonctionnelles actuellement, 33 font parties de ce réseau (Fig. 25).

Avant de nous attaquer à la conception de l'émetteur il nous faut connaître les récepteurs déjà présents. Il s'agit d'antennes, généralement de (très) grande envergure, pouvant capter les fréquences et puissances extrêmes provenant de l'espace lointain.

Les bandes de fréquences pouvant être captées par ces antennes limiteront les fréquences allouables à l'émetteur placé dans le nanosat. De plus, il faudra respecter les contraintes de l'ITU (International Telecom Union) sur la puissance au sol des ondes émises (Fig. 24).

A chaque antenne, une horloge atomique indique avec une précision extrême le temps propre d'arrivée du signal. Lors de la corrélation des signaux des différentes antennes, un pic apparaîtra à la position de l'émetteur. Au plus l'erreur de synchronisation des signaux sera élevée, au plus le TDOA sera décalé, et le pic se verra élargi, laissant un certain degré d'incertitude sur la position de l'émetteur. Pour cette raison, il faut au minimum trois stations VLBI capables de repérer l'émetteur au même moment, comme dans toutes les techniques utilisant le TDOA [3].

Bande (GHz)	Densité spectrale de puissance de brouillage maximale admissible (dB(W/Hz))	Densité spectrale de puissance surfacique de brouillage maximale admissible (dB(W/m ² · Hz))
2,29-2,30	-222,5	-257,0
8,40-8,45	-220,9	-255,1
12,75-13,25	-220,5	-254,3
31,8-32,3	-217,3	-249,3

FIGURE 24 – Puissances d’interférence maximales autorisées pour les stations terrestres d’observation de l’espace lointain [5]

Il faut aussi prendre en compte une contrainte qui sera importante lors de la détermination de l’orbite : les satellites en orbite basse (LEO ou MEO) possèdent des vitesses qui n’ont pas été prévues pour les antennes VLBI. Bien que celles-ci soient mobiles, il leur faudrait une vitesse d’environ 0,5°/s, ce qui peut s’avérer difficile pour la plupart des stations. Bien que des mises à jour soient en cours (permettant d’aller jusqu’à 12°/s en azimut et 6°/s en élévation), nous reviendrons sur cette contrainte lors de la détermination de l’orbite. Dans la table 9, nous pouvons voir que l’antenne d’Effelsberg se déplace à une vitesse azimutale de 0,53°/s et une vitesse d’élévation de 0,27°/s.



FIGURE 25 – Carte mondiale du réseau VLBI. Le réseau comptait 45 antennes fin 2018 ; 4 stations, en rouge, sont en construction

VGOS Le VGOS (VLBI2010 Global Observing System) est la mise à jour des antennes VLBI mentionnée au paragraphe précédent. Celles-ci furent principalement construites dans les années 60-70 et commencent à dater (électronique obsolète, problèmes d'interférences, coûts de maintenance élevés). Il devient donc difficile de garder en fiabilité et précision.

Suite à cela, l'IVS développe et met en place un nouveau système VLBI (appelé VLBI2010). Celui-ci couplé avec le GGOS (Global Geodetic Observing System) forme le VGOS, lancé en mars 2012. Ses buts principaux sont d'obtenir des précisions de position au millimètre près et de pouvoir faire des mesures en continu (24h/24).

Techniquement, le VGOS change l'architecture des systèmes électriques des antennes, permettant non seulement de capter en S-band et X-band (VLBI), mais plutôt sur une large plage de fréquence (de 2 à 14 voire 18 GHz).

La figure 26 reprend les principales améliorations techniques du VLBI2010. Des informations détaillées peuvent être trouvées en [7, 8, 9].

	Current	VLBI2010
antenna size	5–100 m dish	~ 12 m dish
slew speed	~20–200 deg/min	≥ 720 deg/min
sensitivity	200–15,000 SEFD	≤ 2,500 SEFD
frequency range	S/X band	~2–14 (18) GHz
recording rate	128, 256 Mbps	8–16 Gbps
data transfer	usually ship disks, some e-transfer	e-transfer, e-VLBI, ship disks when required

FIGURE 26 – Améliorations techniques entre le réseau VLBI actuel et le réseau futur VLBI2010 [7].

Caractéristiques techniques des antennes Malheureusement, chaque antenne est différente, depuis le diamètre jusqu'à la localisation. Nous pouvons toutefois donner quelques précisions. Étant donné que les antennes sont calibrées pour recevoir des signaux de l'ordre de ceux émis par les quasars, c'est à dire de 1 à 4 W/m²Hz (ou J/m²), nous pouvons utiliser les équations suivantes :

$$P_r = S_0 B A_{\text{Antenne}} \eta_{\text{eff}}$$

$$P_n = k_B T_n B$$

$$SNR = \frac{P_r}{P_n}$$

$$SNR_{\text{cor}} = \frac{P_r \sqrt{2Bt}}{P_r + P_n}$$

En prenant

- t le temps d'intégration [s] de 1 s,
- T_n la température du bruit de l'antenne [K] de 50 K,
- B la bande passante [MHz] de 256 MHz,
- le diamètre de l'antenne [m] de 50 m,
- η l'efficacité de l'antenne [-] de 0.7 pour une parabole,

il est possible d'obtenir la table 8 :

TABLE 8 – Caractéristiques usuelles antenne VLBI

Symbole	Paramètre	Valeur min	Valeur max
S_0	Puissance au sol [W/m ² Hz]	10^{-26}	$4 \cdot 10^{-26}$
P_r	Puissance reçue par l'antenne [W]	$1.6 \cdot 10^{-15}$	$6.4 \cdot 10^{-15}$
P_n	Puissance du bruit de l'antenne [W]	$1.77 \cdot 10^{-13}$	$1.77 \cdot 10^{-13}$
SNR	Rapport de puissance signal/bruit [-]	$9.04 \cdot 10^{-3}$	$3.62 \cdot 10^{-2}$
SNR_{cor}	SNR corrigé après corrélation [-]	203	791

Ces valeurs sont tout à fait acceptables et réalistes. On corrige le SNR en corrélant les signaux de différentes stations pour augmenter sa valeur, sinon le SNR est bien trop faible.

Nous verrons plus loin dans la détermination de l'orbite que nous aurons besoin de l'angle d'ouverture des antennes. Celui-ci est donné pour le lobe principal d'une antenne parabolique par (Fig. 27) :

$$\theta = \frac{70\lambda}{D} = \frac{70c}{\nu D}$$

avec

- θ l'angle d'ouverture [°],
- λ la longueur d'onde [m],
- D le diamètre de la parabole [m],
- 70 le coefficient d'illumination [°],
- c la vitesse de la lumière dans le vide [m/s],
- ν la fréquence de l'onde [Hz]

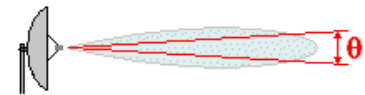


FIGURE 27 – Angle d'ouverture du lobe principal [6]

Un coefficient d'illumination de 70° représente une illumination non-uniforme. Dans le cas d'une illumination uniforme, il aurait fallu choisir un coefficient 58°.

Pour donner une idée de valeurs techniques d'une antenne, la table 9 en propose quelques-unes.

4.4 Émetteur à bord de LUNA

Maintenant que nous avons expliqué le fonctionnement du VLBI, nous allons désormais présenter le transmetteur VLBI.

Il s'agit de l'appareil qui sera à bord du satellite. Les informations importantes le concernant sont sa masse, sa taille, sa puissance consommée, mais aussi les plages de fréquence dans lesquelles émettre. LUNA devra émettre dans les plages de fréquences VLBI et VGOS, en utilisant les standard utilisés par l'IVS pour les mesures habituelles de géodésie dans le but de s'intégrer parfaitement dans le planning régulier des observations depuis les stations de l'IVS.

TABLE 9 – Caractéristiques techniques du radiotélescope d'Effelsberg

Coordonnées	6.53'01"E 60.31'29.4"N
Altitude (au dessus du niveau de la mer)	319 m
Diamètre	100 m
Distance focale	30 m
Surface	9090 m ²
Azimut (0=N, 90=E)	30 - 510°
Vitesse max. azimuth	32°/min
Temps pour rotation de 360°	~15 min
Élévation	7.5 - 94°
Vitesse max. élévation	16°/min
Temps pour tilt de 7.5 à 90	~5 min
Précision effective (pointage)	1-2" d'arc
Angle d'ouverture (via formule)	0°5'37" (S-Band)

Fréquences d'utilisation Il existe trois contraintes majeures dans le choix de la fréquence à être utilisée.

Premièrement, l'atmosphère terrestre ne laisse pas passer tout le spectre électromagnétique, comme nous pouvons le voir sur la figure 28. Cela limite déjà fortement la gamme de fréquences possibles.

La deuxième contrainte provient de l'appareil lui-même : comme mentionné plus haut, le signal émis doit être proche de celui des quasars pour être capté par les stations au sol. Il faut également émettre des bandes de fréquences précises pour que la puissance au sol respecte les limitations de la figure 24. Troisièmement, l'ITU régit quel appareil utilise quelle fréquence afin d'éviter les interférences. En effet, si deux objets émettent à la même fréquence ou à des fréquences relativement proches, cela peut créer des interférences, néfastes pour les deux signaux.

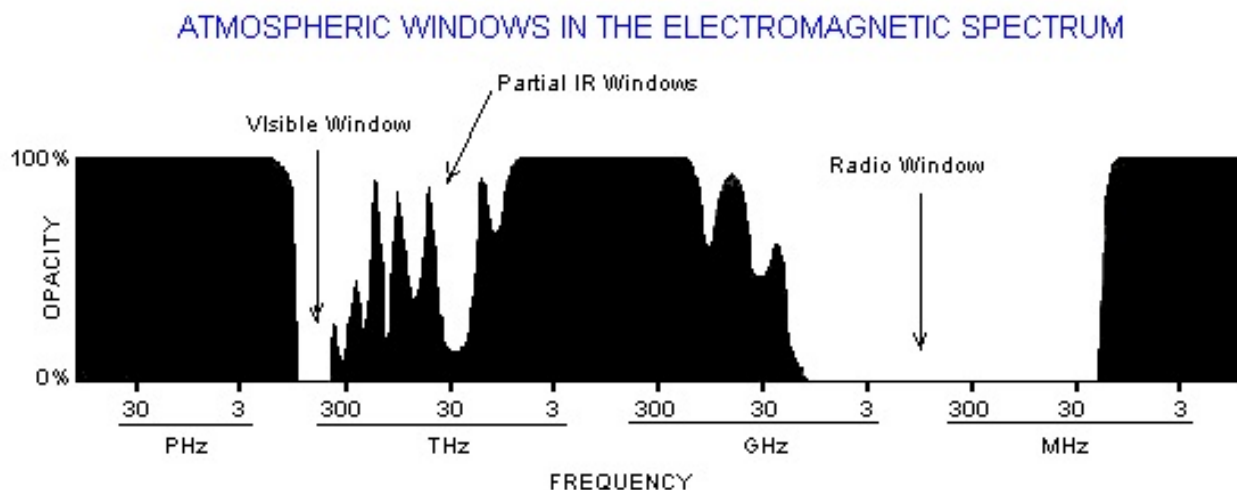


FIGURE 28 – Spectre d'absorption de l'atmosphère [11]

Les fréquences d'émissions sont généralement situées entre 2 et 14 GHz (VGOS). Trois bandes de fréquences sont compatibles avec ce que les stations VLBI peuvent observer : S-band, X-band, et Ku-band. Toutes les stations pourront donc voir le signal dans au minimum 2 plages de fréquences distinctes.

Le choix d'une troisième plage s'effectue pour avoir un maximum de stations capables de lire le signal, étant donné que les stations VLBI s'équiperont d'une bande Ku dans le futur proche (VGOS), mais aussi pour déterminer la correction sur certains délais.

Le signal émis Comme mentionné plus haut, le signal émis par le transmetteur VLBI à bord du nanosat doit avoir la même signature qu'un quasar. Il s'agit en fait d'une tâche relativement simple : un bruit passant par une série de filtres et d'amplificateurs suffit, envoyé dans une antenne large-bande. Le link budget (bilan de liaison) est disponible Table 10. La puissance reçue a été obtenue de la même façon que précédemment, avec cette fois une antenne de 12 m de diamètre.

TABLE 10 – Link budget du signal VLBI émis par le nanosat

	S-band	X-band	Ku-band
Fréquence [GHz]	2.245	8.2125	13.625
Largeur de la bande [MHz]	90	375	750
Puissance émise [mW]	1	4.17	8.3
Portée max [km]	11750	11750	11750
Densité de puissance au sol [W/m ² Hz]	4	4	4
Puissance reçue [mW]	$2.82 \cdot 10^{-13}$	$1.175 \cdot 10^{-12}$	$2.34 \cdot 10^{-12}$

Le transmetteur L'intérieur du système et les circuits électroniques seront basés sur les composants de la mission de la Nasa GRAIL. Le transmetteur S-band sera basé sur le Time Transfer System (TTS) de GRAIL, et le X-band sur son Radio Science Beacon (RSB). Les composants internes sont déjà à TRL-5. L'antenne en forme de trompette (Quad-Ridge Flared Horn ou QRFH) qui servira à l'émission du signal a été conçue pour les sites VGOS et des variantes ont été testées [10].

Un prototype de transmetteur a déjà été construit par le JPL très récemment [9, 10], mais n'a pas encore été miniaturisé, ce qui explique le stade de TRL-2 pour l'objet total et non 5. La Table 11 reprend les caractéristiques techniques du transmetteur VLBI.

TABLE 11 – Caractéristiques techniques transmetteur VLBI à bord du nanosat (pas encore d'info sur l'antenne Ku-band)

Instrument	Dimensions [mm ³]	Masse (est.) [kg]	Masse totale [kg]	Puissance consommée [W]
Transmetteur VLBI	180x200x50	3-9		
Antenne S-band	100x100x6	0.3	4-10 (avec câbles, antennes, et électronique)	10-12
Antenne X-band	Ø=44, h=200	0.4		

Références

- [1] B. Steenput, *Utilisation du VLBI pour la localisation de source artificielle : étude de faisabilité*, 2018, EPL, Université catholique de Louvain.
- [2] S. A. Klioner, *General relativistic model of vlbi observables*, 1991, NOAA Technical Report, American Geophysical Union, p. 16.
- [3] CRFS, *How accurate is TDOA geolocation ?*,
<https://www.crfs.com/blog/how-accurate-tdoa-geolocation/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [4] Edusol (Ministère de l'Éducation nationale et de la Jeunesse), *L'interférométrie à très longue longue base : VLBI pour Very Long Baseline Interferometry*,
<https://eduscol.education.fr/localisation/pedago/geologie/vlbi.htm>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [5] ITU, *Protection criteria for deep-space research*,
publié en mars 2006 et toujours en vigueur le 6 juin 2019.
Rec. ITU-R SA.1157-1
- [6] [auteur inconnu], *Antenne parabolique : le gain*,
<https://f5zv.pagesperso-orange.fr/RADIO/RM/RM09/RM09i03D.html>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [7] IVS, *IVS Technology VGOS System Development*,
<https://ivscc.gsfc.nasa.gov/technology/vgos-general.html>
Dernière mise à jour le 27 mai 2019 et consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [8] A. Niell, A. Whitney, et al., *VLBI2010 : Current and Future Requirements for Geodetic VLBI Systems*, septembre 2016.
- [9] C. Ma et D. Behrend, *The Development of the VLBI2010 Global Observing System (VGOS)*, août 2012, Solar System Exploration Seminar for the Director of Science and Exploration.
- [10] A. Akgiray et al., *Circular Quadruple-Ridged Flared Horn Achieving Near-Constant Beam-width Over Multioctave Bandwidth : Design and Measurements*, 2012
DOI : 10.1109/TAP.2012.2229953
- [11] Australian Space Academy, *Radio frequencies for space communication*,
<https://www.spaceacademy.net.au/spacelink/radiospace.htm>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.

5 mEPT

Le mini Energetic Particle Telescope (ou mEPT) serait le deuxième payload de LUNA. Il s'agit d'un spectromètre mesurant les flux de particules énergétiques chargées dans l'espace. Il est basé sur le principe de l'EPT [1] et serait donc une version miniaturisée de cet instrument qui vole actuellement sur Proba-V. [2]

Ce dernier a été conçu par les différentes équipes de l'IASB (aspects mécaniques), du centre des radiations spatiales de l'UCLouvain (aspects scientifiques) et de QinetiQ Space (électronique du mEPT, fabrication et intégration sur PROBA-V) avec le soutien de l'ESA et de Belpo. La récolte des données se fait au centre de Redu par le BUSOC. D'autres pays ont des satellites faisant des missions similaires, comme le CSES (China Seismic Electromagnetic Satellite, avec leur instrument appelé Low Energy Particle Detector LEPD) pour la Chine [3, 4].

L'EPT (version non miniaturisée) vole à bord du satellite PROBA-V, lancé en 2013 sur un lanceur Véga. L'appareil est conçu pour mesurer les flux de particules énergétiques en LEO dans les régions aurorales et au niveau de l'Anomalie Sud Atlantique. Comme nous le verrons plus loin dans la section 7 sur l'environnement spatial, ces flux de particules sont nocifs aux appareils électroniques, aux matériaux, et aux êtres vivants. Il est donc très important de pouvoir décrire le plus précisément les flux de particules dans les différents endroits de l'espace ainsi que leur évolution. *Les données acquises par le mEPT serviront à l'étude expérimentale et théorique de ces mécanismes afin de pouvoir prédire les variations de flux dans le cadre de ce qui est convenu d'appeler la "météorologie spatiale", mais aussi pour la mise à jour des modèles de radiations spatiales.* [5]

Bien que l'EPT est déjà parti en mission, le mini EPT n'existe pas encore, c'est-à-dire que sur papier et se trouve à un TRL 3. Cette section expliquant les détails de l'appareil et son fonctionnement se base donc sur le principe de l'EPT.

5.1 Principe de fonctionnement

Le principe de mesure n'a pas changé depuis les débuts de la physique des particules avec les chambres à brouillard : l'EPT mesure l'énergie de chaque particule pénétrant dans son système en tenant compte de la distance d'arrêt de ces particules. Ici, les particules détectées sont les protons, les électrons et les particules alpha. Deux informations sont utilisées pour déterminer le type de particule incidente et son énergie :

- En traversant les senseurs (des détecteurs semi-conducteurs au silicium ou matériau "actif") de l'EPT, les particules y déposent une énergie (elles perdent en fait de l'énergie). Un signal électrique est créé proportionnellement à la quantité d'énergie déposée dans le senseur. Dans l'EPT, le dépôt d'énergie n'est évalué que pour les deux premiers senseurs traversés.
- La distance de pénétration qui donne des informations sur l'énergie initiale de la particule est enregistrée. Chaque particule a sa propre signature : pour une même énergie incidente, un électron aura une distance d'arrêt plus grande que celle d'un proton, lui-même en aura une plus grande que celle d'une particule alpha).
Ou bien, pour une même épaisseur de pénétration, l'électron a besoin d'une énergie moindre que le proton et ce dernier a besoin d'une moindre énergie que la particule alpha. [3]

5.2 Appareil à bord

Chaque module de détection est composé d'un capteur au silicium (épais de 0.375 mm) et éventuellement d'un absorbeur en aluminium ou en tungstène (inerte) : comme visible sur la figure 29, les trois

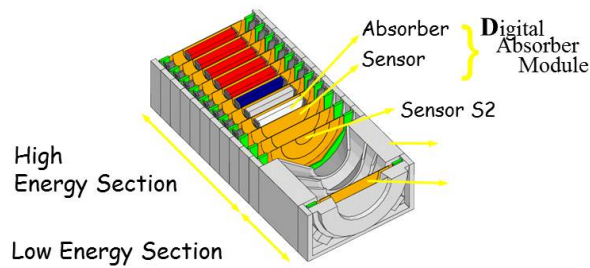


FIGURE 29 – Modules de l'EPT en coupe

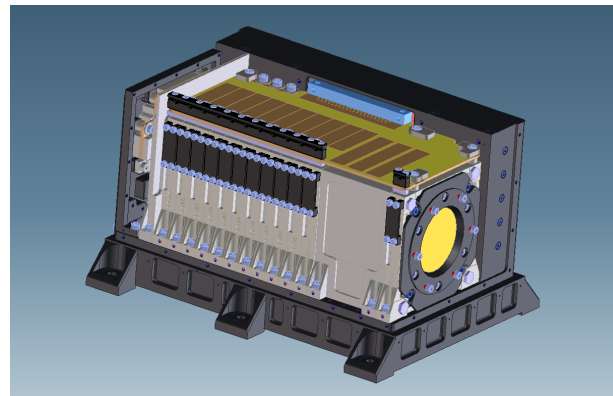


FIGURE 30 – Vue en CAO de l'EPT

premiers modules ont des capteurs ronds seuls ; dans les modules suivants, le capteur est précédé par un absorbeur de matériau et d'épaisseur adaptés.

Les absorbeurs servent à faire perdre l'énergie des particules et ainsi les arrêter plus rapidement.

Au total, 12 couches actives peuvent être traversées par les particules chargées.

L'EPT est fait de deux parties en série, l'une pour les basses énergies (2 détecteurs), et l'autre pour les hautes énergies. La distinction entre les deux parties vient du fait que pour les deux premiers senseurs traversés le dépôt d'énergie est évalué, alors que pour les suivants seul le passage est enregistré.

La connaissance de la profondeur de pénétration (dernier senseur touché) et du dépôt d'énergie dans les deux premières couches des senseurs permet d'identifier les particules et d'avoir une indication sur leur énergie.

La table 12 reprend les aspects techniques de l'EPT et du mEPT à bord.

TABLE 12 – Caractéristiques techniques du mEPT à bord du nanosat [6]

Paramètres	EPT	mEPT
Dimensions	205 x 205 x 190 mm ³	< 2U
Masse [kg]	6	0.25
Puissance consommée [W]	< 6	1
Diamètre ouverture [mm]	35	5 (à confirmer)
Angle d'ouverture [degrés]	50	~25
Facteur géométrique du détecteur [cm ² sr]	~1.5	(pas encore déterminé)
Gamme en énergie couverte pour les électrons [MeV]	0.5 - 20	0.1 - 7
Gamme en énergie couverte pour les protons [MeV]	9.5 - 300	4 - 300
Gamme en énergie couverte pour les particules alpha [MeV]	38 - 1200	ions < 100/nucléon

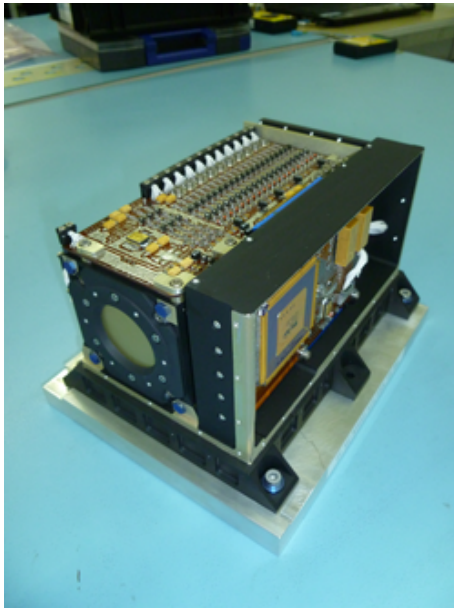


FIGURE 31 – Vue du EPT

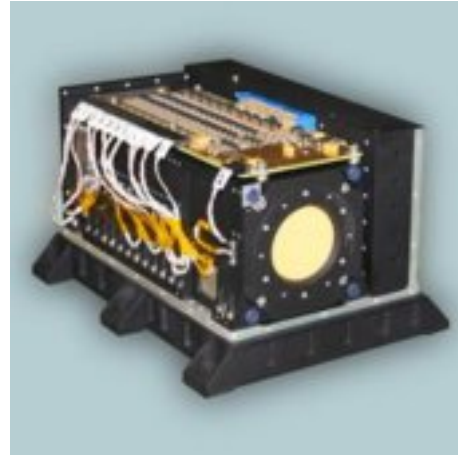


FIGURE 32 – Vue du EPT

Traitement des données Chaque particule passant dans les détecteurs crée un évènement qui est traité directement par le DPU (Data Processing Unit) de l'appareil : détermination du type de particule, classification dans les différents canaux qui constituent les spectres brutes, etc. Le *mEPT* ainsi que l'EPT mettent donc à jour constamment le spectre des particules détectées et ceci pendant un temps d'intégration défini (par exemple, pour l'EPT, le temps d'accumulation pour une mesure est de 2 secondes). Ces spectres sont ensuite transmis à la base au sol. Ils peuvent par ailleurs directement être utilisés pour différentes applications et ne nécessitent qu'un traitement rapide après réception. A noter que lors de la transmission des données à la base terrestre, l'appareil n'accumule pas nécessairement de nouvelles données, comme visible sur cette carte formée par les données de PROBA-V/EPT en 6 jours (Fig. 33, les zones blanches ne contiennent pas d'information).

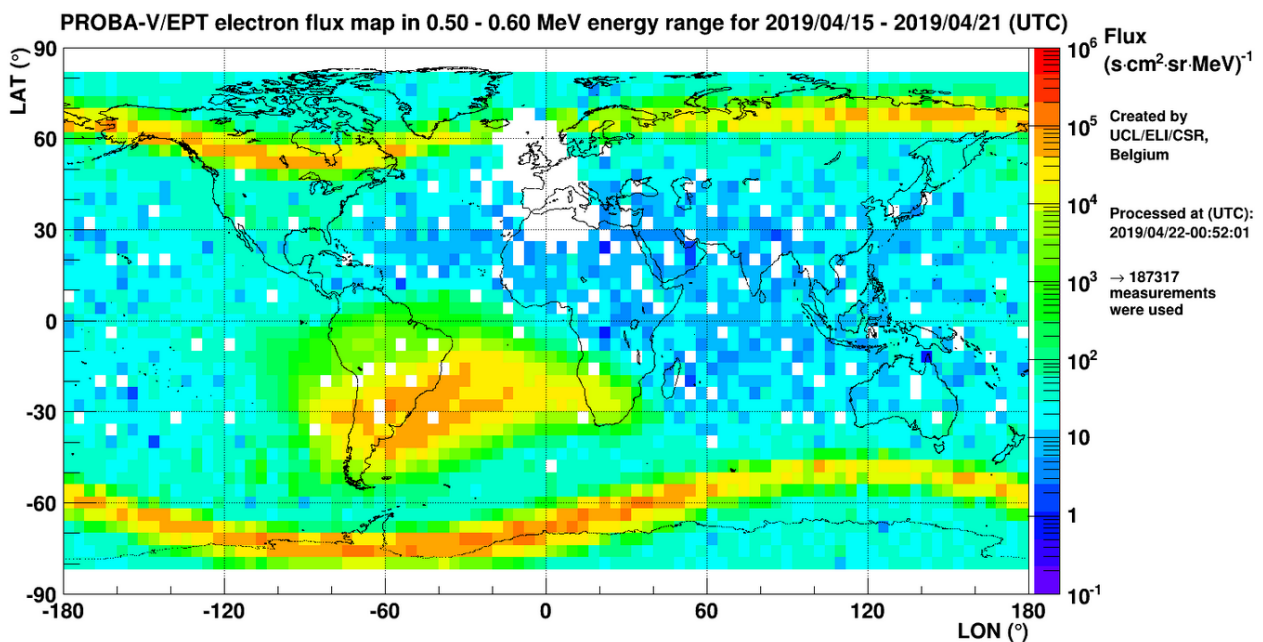


FIGURE 33 – Carte LEO des données collectées par l'EPT à bord de PROBA-V sur 6 jours

La table 13 dresse le bilan de données à transmettre par temps d'intégration. La taille des mesures est

adaptée pour des orbites MEO (Medium Earth Orbit, entre 2000 et 35 000 km d'altitude) ou GEO (GEosynchronous Orbit, orbite circulaire d'environ 42 200 km de demi-grand axe).

Une orbite LEO entraînera moins de données (statistiques dans les spectres); pour avoir une bonne résolution spatiale, un temps d'intégration de 10s est un bon choix au vu du bref temps court de parcours du ciel des satellites en LEO. Ce temps étant plus long en MEO et GEO, un temps d'intégration plus grand peut être sélectionné.

TABLE 13 – Data-budget pour un mEPT en MEO ou GEO par temps d'intégration

Paramètre	Taille du vecteur	Bits/valeur	Nbre de bits
Table du nombre d'électrons (Spectre) dans chacune des 8 canaux	8	25	200
Table du nombre de protons (Spectre) dans chacune des 12 canaux	12	25	300
Table du nombre d'ions (Spectre) dans chacune des 8 canaux	8	25	200
Energie totale déposée dans S1 pour chaque canal des électrons	8	36	288
Energie totale déposée dans S1 pour chaque canal des protons	12	36	432
Energie totale déposée dans S1 pour chaque canal des ions	8	36	288
Energie moy. déposée par les protons lors d'un évènement dans S8	8	12	96
Données "tests" dans les 8 capteurs centraux	8	25	200
Données "tests" dans les 7 capteurs anti-coïncidence	7	25	175
Données auxiliaires (Température, tension,etc.)	10	12	120
Temps auquel la mesure a été prise	1	40	40
Espace requis pour les mesures par temps d'intégration		TOTAL	2339

Si le satellite parcourt plusieurs orbites sans décharger ses informations à la station au sol (soit parce qu'il ne la survole pas ou soit parce qu'elle n'est pas disponible), il faudra penser à installer une mémoire interne suffisante pour stocker les données récoltées par le mEPT à bord de LUNA.

Références

- [1] M. Cyamukungu & G. Grégoire, *The energetic particle telescope (EPT) concept and performances*, Proc. SPIE 4 - Solar Physics and Space Weather Instrumentation vol. 8148, 6 Octobre 2011.
- [2] M. Cyamukungu et al., *The Energetic Particle Telescope (EPT) on Board PROBA-V : Description of a New Science-Class Instrument for Particle Detection in Space*, IEEE Transactions on Nuclear Science, vol. 61 Issue : 6, pp3667-3681, December 2014.
DOI : 10.1109/TNS.2014.2361955
- [3] Institut royal d'Aéronomie Spatiale de Belgique, *Energetic Particle Telescope*, <http://ept.aeronomie.be/fr/index.htm>, dernière mise à jour le 12 novembre 2015, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [4] H. Wang et al., *A geometric factor calculation method based on the isotropic flux assumption* in Chinese Physics C. 37, décembre 2013. DOI 10.1088/1674-1137/37/12/126201.
- [5] Institut royal d'Aéronomie Spatiale de Belgique, *Pourquoi faut-il mesurer les flux des particules dans l'espace ?*, <http://ept.aeronomie.be/fr/details.htm#goal>, dernière mise à jour le 10 mars 2017, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [6] Center for Space Radiations, *The Energetic Particle Telescope*, http://csrsrv1.fynu.ucl.ac.be/csr_web/ept/eptinfos.php consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.

6 Autres Payloads

Outre le VLBI et le mEPT qui seront les deux principaux payloads de LUNA, l'Observatoire Royal de Belgique et l'UCLouvain espèrent, avec les autres universités partenaires, pouvoir y placer d'autres payloads comme un GPS receiver, un dispositif de réflectométrie GPS ou encore un capteur de radiations. Ces payloads sont brièvement décrits ci-après.

6.1 Récepteur GNSS

Un récepteur (avec antenne) GNSS est généralement utilisé pour le positionnement. Néanmoins, le but serait ici de déterminer des paramètres importants de l'atmosphère. [1]

Comme le montre la figure 34, le signal GNSS est déformé par l'atmosphère neutre (dont nous pourrions caractériser la densité et la température), l'ionosphère (dont nous pourrions caractériser la densité en électrons) et la scintillation ionosphérique (le "climat spatial"). Tout cela pourra être mesuré grâce au positionnement du nanosat et par occultation radio.

L'appareil utilisé à bord de LUNA sera le Novatel OEMV-1DF ou le Septentrio AstRx-m2, avec un patch d'antenne. La table 14 donne les caractéristiques techniques du récepteur GNSS.

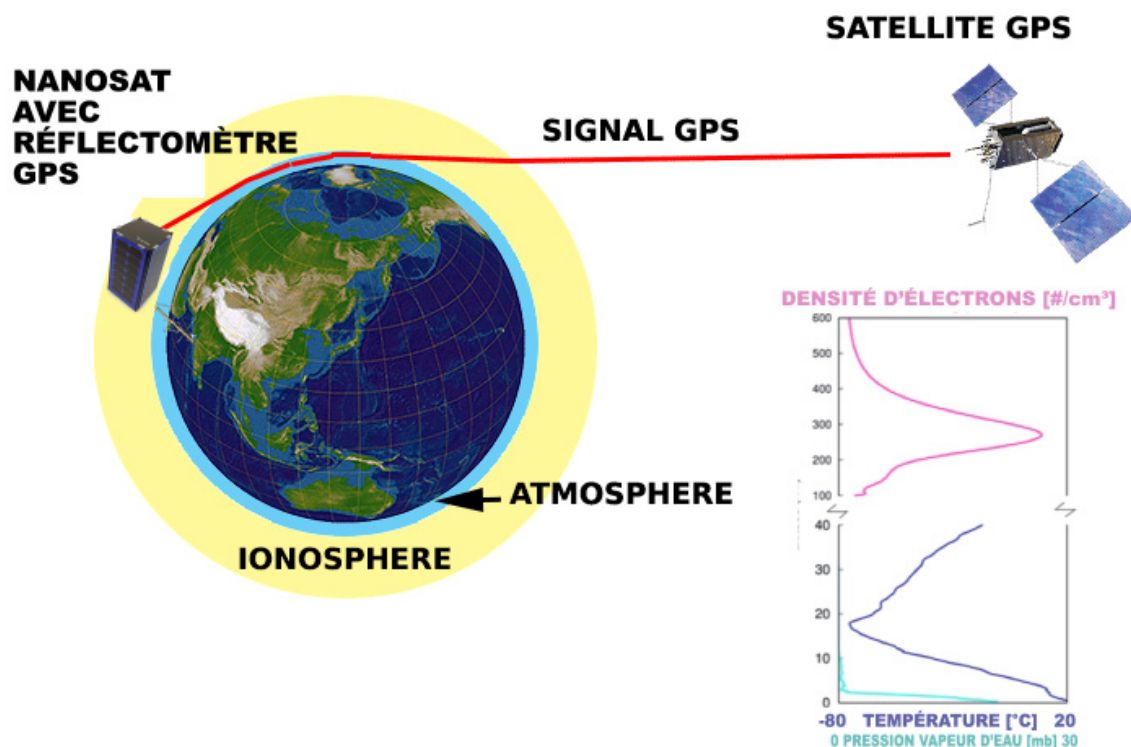


FIGURE 34 – Principe de fonctionnement des différentes mesures de l'atmosphère (Crédit : Wikimedia Pline, GMT Advanced Structures et L. Feruglio)

TABLE 14 – Caractéristiques du récepteur GNSS [2]

Paramètre	Valeur
Température de fonctionnement [°C]	-40 à +85
Masse [g]	21
Tension d'entrée [V]	3.3
Puissance consommée [W]	1.1
Dimensions [mm ³]	71 x 46 x 13

6.2 Réflectomètre GPS/GNSS

La réflectométrie GNSS consiste à faire des mesures des signaux de GNSS (comme le GPS par exemple en L-band, 1.2 à 1.6 GHz) à partir de leur réflexion sur la Terre, principalement sur les zones couvertes d'eau, de glace ou de neige (Fig. 35).

Ces techniques sont utilisées en océanographie et glaciographie. Grâce à cette technique, il est possible de mesurer le niveau de la mer à 5 cm près ! [1]

Cette technique est utilisée pour :

L'océanographie :

- Vents de surface
- Tsunamis
- Topologie
- Géodésie, niveau moyen des mers

La Terre :

- Humidité des sols
- Étendue des zones humides
- État de gel/dégel
- Caractéristiques de la végétation

La cryosphère :

- Expansion mer-glace
- Niveau de la glace
- Profondeur de la neige
- Âge de la glace

TABLE 15 – Caractéristiques du réflectomètre GPS (FOTON) [3]

Paramètre	Valeur
Masse [g]	< 400
Puissance max. consommée [W]	< 4.5
Dimensions [mm ³]	83 x 96 x 38

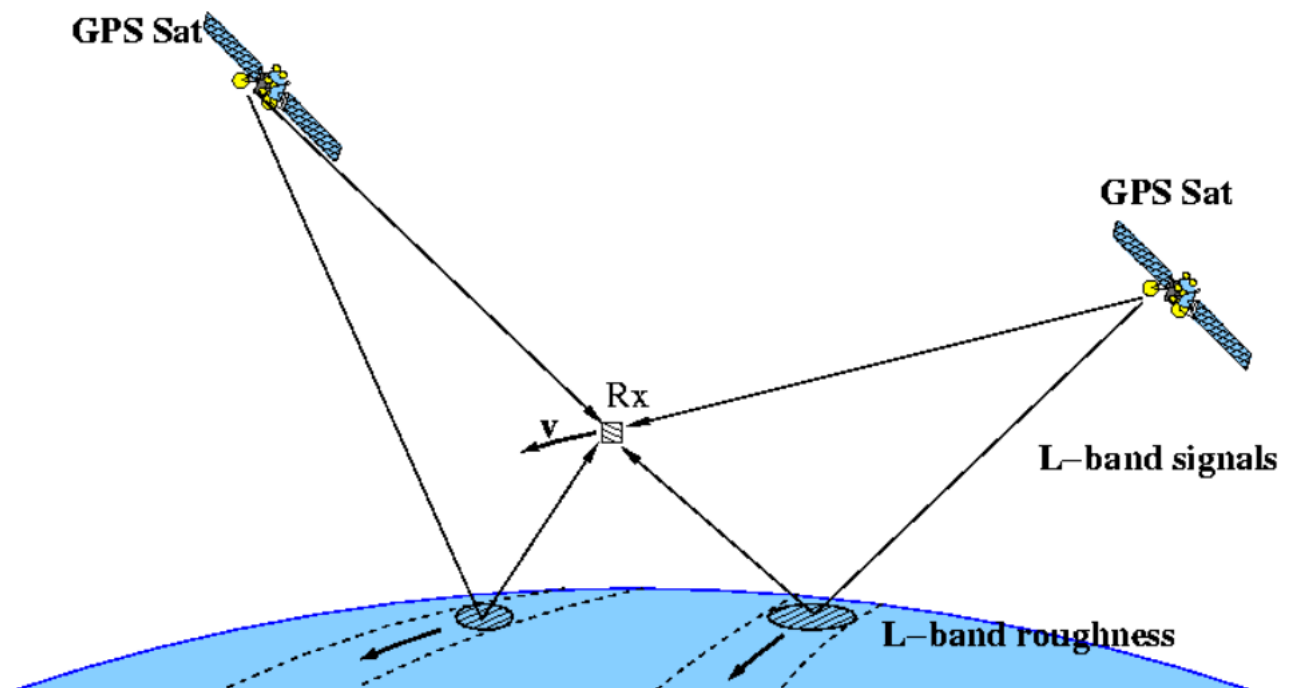


FIGURE 35 – Principe de fonctionnement de la réflectométrie GNSS [4]

6.3 Radiation Sensor

Il s'agit d'un capteur de radiations à spectre allant des UV aux infrarouges lointains. Il sera utilisé pour mesurer l'éclairement énergétique (puissance d'un rayonnement électromagnétique par unité de surface, une mesure est donnée en Fig. 36) et autres évènements solaires, ainsi que les bilans et prédictions des radiations terrestres.

Le capteur (Fig. 37) n'est pour l'instant qu'à un TRL de 4.

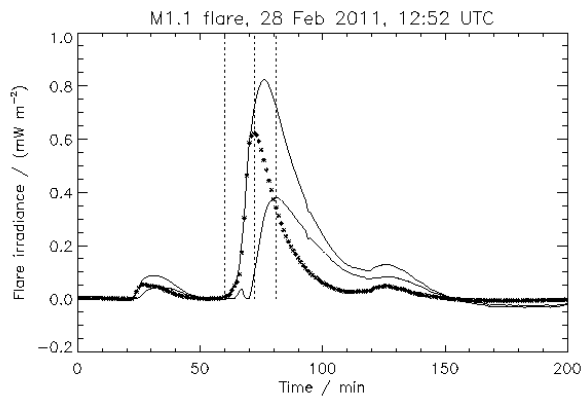


FIGURE 36 – Graphe d'éclairement énergétique (temps vs puissance/surface)

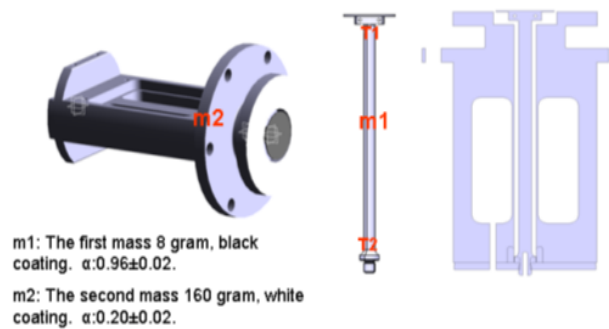


FIGURE 37 – Illustration du capteur de radiations

TABLE 16 – Caractéristiques du capteur de radiations

Paramètre	Valeur
Masse [g]	220
Puissance consommée [W]	0.5
Dimensions [mm ³]	30 x 70, Ø = 60

6.4 Bilan total payloads secondaires

Les valeurs techniques du GPS Receiver, du Reflectomètre GPS et du Radiation Sensor sont reprises toutes ensemble dans la table 17 ci-dessous :

TABLE 17 – Récapitulatif des caractéristiques principales des payloads secondaires

Paramètre	Valeurs max.
Masse [g]	< 641
Puissance consommée [W]	< 6.1
Volume total	< 1U

Références

- [1] GITEWS, *GPS Reflectometry*,
<https://www.gitews.org/en/gps-technology/gps-reflectometry/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [2] Novatel Inc. , *OEMV-1 GPS Receivers Datasheet*, disponible sur
https://www.novatel.com/assets/Documents/Papers/OEMV-1_Series.pdf
publié le 1er avril 2011.
- [3] J. N. Gross et al. , *The CuSPED Mission : CubeSat for GNSS Sounding of the Ionosphere-Plasmasphere Electron Density*, 2016.
DOI : 10.2514/6.2016-1463
- [4] L. Feruglio, *GNSS Remote Sensing : CubeSat case study*, année de publication inconnue.

7 Environnement spatial

Avant de parler de l'orbite du satellite, il faut d'abord savoir dans quel environnement il compte évoluer. L'univers étant tellement large et varié, nous ne parlerons que de l'environnement spatial se trouvant autour de la Terre [1]. Outre celle-ci, l'astre le plus influençant n'est autre que le Soleil lui-même. Bien qu'éloigné, il reste la source principale

- de la variation des niveaux de densité d'atmosphère
- de l'environnement thermique qu'un objet spatial subira
- des niveaux de densité de plasma et des niveaux orbitaux de débris
- des radiations ionisantes
- du champ magnétique terrestre

L'atmosphère terrestre est bien-sûr toute aussi importante, et nous verrons ce que la combinaison des deux peut provoquer.

Par exemple :

- Une atmosphère plus dense crée plus de traînée
- Des particules chargées de haute énergie peuvent causer des erreurs (Single Event Upset)
- Des particules de basse énergie peuvent charger les appareils

7.1 L'atmosphère terrestre

Il s'agit de la couche de gaz entourant la Terre et retenue par sa gravité.

Il existe différents "étages" dans l'atmosphère (Fig. 38), définis par leurs caractéristiques thermiques, chimiques et dynamiques.

La **troposphère**, où nous vivons, s'étend de la surface terrestre jusqu'à environ 20 km d'altitude. La température diminue jusqu'à -51°C et l'air se raréfie.

La **stratosphère** s'étend de la fin de la troposphère jusqu'à environ 50 km d'altitude. Elle contient 19% des gaz de l'atmosphère mais quasiment pas d'eau. La température y augmente jusqu'à -15°C à cause des radiations se faisant absorber par l'oxygène.

La **mésosphère** s'étend de la couche précédente à environ 85 km d'altitude. L'air se raréfiant de plus en plus, les radiations peuvent moins le réchauffer, menant à des températures allant jusqu'à -120°C . C'est ici que les météores se désagrègent et brûlent.

La **thermosphère** (ou haute atmosphère) s'étend quant à elle de 85 à 690 km au dessus du sol. L'air devenant toujours plus fin, seuls les rayons de hautes énergies (UV, rayons X) du Soleil sont absorbés, menant à une augmentation de la température jusqu'à 2000°C !

L'**exosphère**, la dernière couche, s'étend jusqu'à 10 000 km d'altitude. C'est ici qu'orbitent les satellites et où les molécules s'échappent de la Terre.

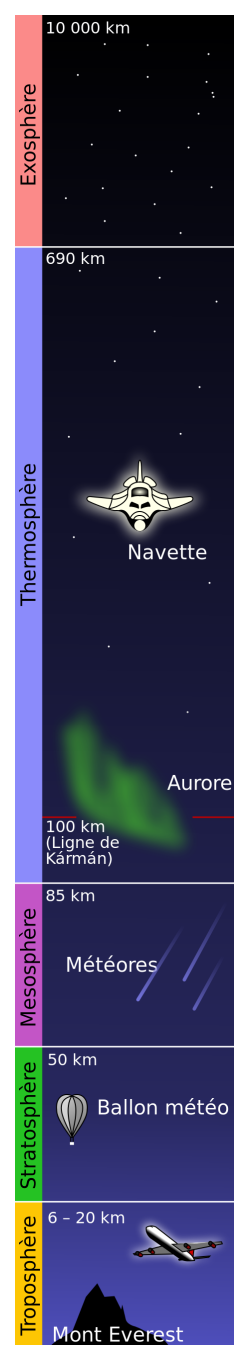


FIGURE 38 – Couches atmosphériques

On désigne par **ionosphère** la partie de l'atmosphère ionisée par les radiations solaires. Pour la Terre, elle s'étend de 60 km à 800 km d'altitude.

Il n'y a ensuite pas de frontière précise avec le reste de l'espace (outer space). La ligne de Karman peut être parfois mentionnée. Elle se situe à une altitude de 100 km.

L'évolution en température, densité et pression de l'atmosphère est donnée Fig. 39.

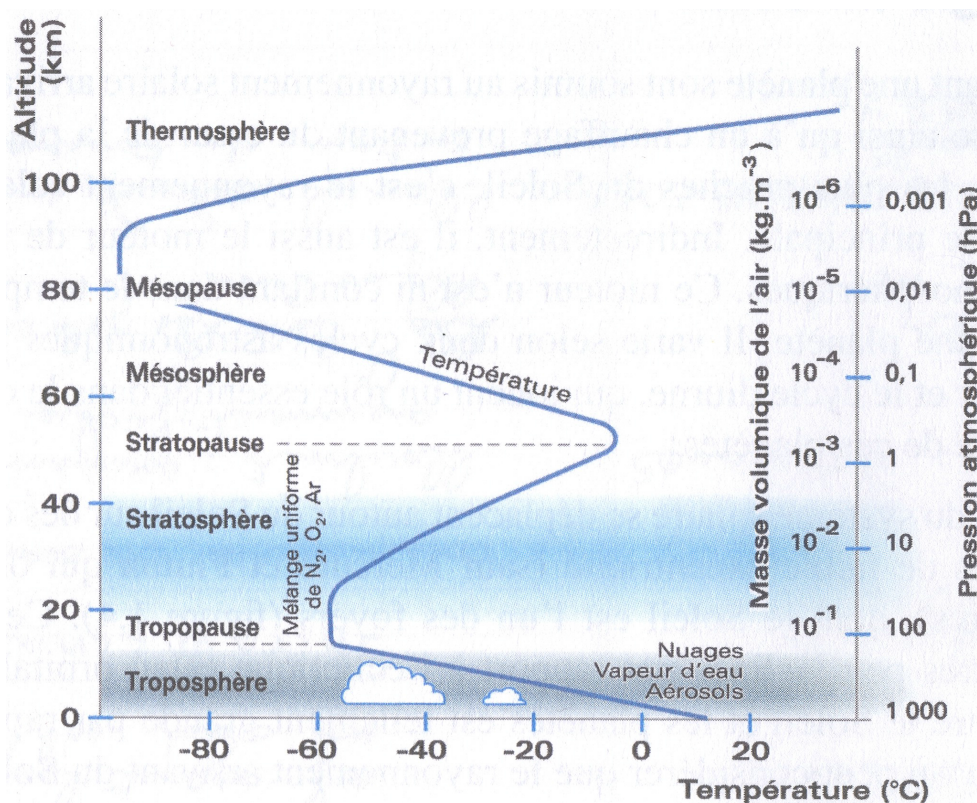


FIGURE 39 – Les différentes couches de l'atmosphère et leur évolution en température, pression et densité. Le suffixe -pause signifie "limite de".

7.2 Vide spatial

Il s'agit de l'espace se situant entre les astres. Bien qu'appelé "vide", il reste encore des atomes et des particules. La table 18 reprend la densité du vide aux différentes altitudes.

TABLE 18 – Évolution de la pression atmosphérique en fonction de l'altitude

Altitude [km]	Pression atmosphérique [Pa]
0 (niveau de la mer)	101 325
90	0.2
100	10^{-2}
200	$1.5 \cdot 10^{-4}$
500	10^{-6}
1000	10^{-8}
10 000	10^{-11}
380 000 (Lune)	10^{-12}

La différence de pression peut donc causer des dégâts et doit être prise en compte lors de la conception d'un satellite car celui-ci pourrait se déformer ou être soumis à des contraintes et efforts indésirables au niveau de sa structure. C'est d'autant plus important pour les satellites avec système de propulsion liquide ou gazeux, puisque la différence de pression peut provoquer des fuites dans les réservoirs et réduire le temps de fonctionnement, et ainsi compromettre la mission.

Le gaz piégé dans les matériaux va également avoir tendance à être diffusé vers le vide et à sortir à la surface du matériau. Cela peut être dangereux si le gaz vient d'une partie à haute température et sort à un endroit de basse température, pouvant contaminer la surface et en modifier ses propriétés.

Les appareils au sol sont toujours en contact avec de l'O₂ et de l'H₂O, ceux-ci recouvrant les objets d'un fin film protecteur, réduisant leur coefficient de friction. Au-delà de 10⁻⁷ Pa, le film protecteur se trouvant dans l'air ambiant n'est plus présent.

A cette pression là, il est aussi possible d'avoir un effet de friction sèche et de soudure froide. Ces effets peuvent accélérer l'abrasion des roulements à billes, des engrenages et des interrupteurs, ce qui peut les endommager ou réduire leur durée de vie.

L'effet de décharge Lorsque le niveau de vide atteint les 10⁻² Pa, les surfaces métalliques peuvent libérer plus d'électrons si celles-ci sont bombardées d'électrons énergétiques. Cela crée un état stationnaire de décharge appelé micro-décharge. Cet effet peut dégrader les fréquences et appareils radio, ainsi que les guides d'ondes.

De plus, le métal peut commencer à chauffer.

7.3 Le champ magnétique terrestre

Nous avons déjà mentionné un effet du champ magnétique terrestre dans la section 2.5 avec le contrôle d'attitude passif. Bien que relativement faible, le champ peut influencer le moment magnétique d'un satellite et donc affecter son attitude.

Le moment magnétique interférentiel peut conduire au ralentissement de la vitesse de rotation du satellite. Ce moment peut être calculé selon la formule

$$L = MH$$

avec :

L le moment magnétique interférentiel,

M le moment magnétique du satellite,

H l'intensité du champ magnétique terrestre.

On décompose généralement ce moment en un moment d'atténuation de spin et un moment de cisaillement.

En plus de l'effet du moment, des courants de Faraday peuvent apparaître lorsque le satellite est en rotation. Ces effets sont d'autant plus forts en orbite basse.

7.4 Le Soleil

Le Soleil est de loin le plus grand et le plus gros objet du système solaire. Il peut être assimilé à un corps noir, avec une température de surface de 5777 K, et une intensité de 1367 W/m² à la Terre.

Le **cycle solaire** mesure l'activité du Soleil et a une grande influence sur le climat terrestre et spatial. La lumière du Soleil a d'ailleurs une grande influence sur l'activité magnétique de la Terre, et le champ magnétique solaire change de polarité tous les 11 ans, porté par le vent solaire. Tout cela peut influencer le comportement du satellite.

Le vent solaire est absorbé par les objets. Avec lui, le champ magnétique interplanétaire (Interplanetary Magnetic Field IMF) peut être complètement dévié et créer des formes parfois très inattendues, comme pour Venus qui, à la base, n'a pas de champ magnétique intrinsèque (Fig. 40).

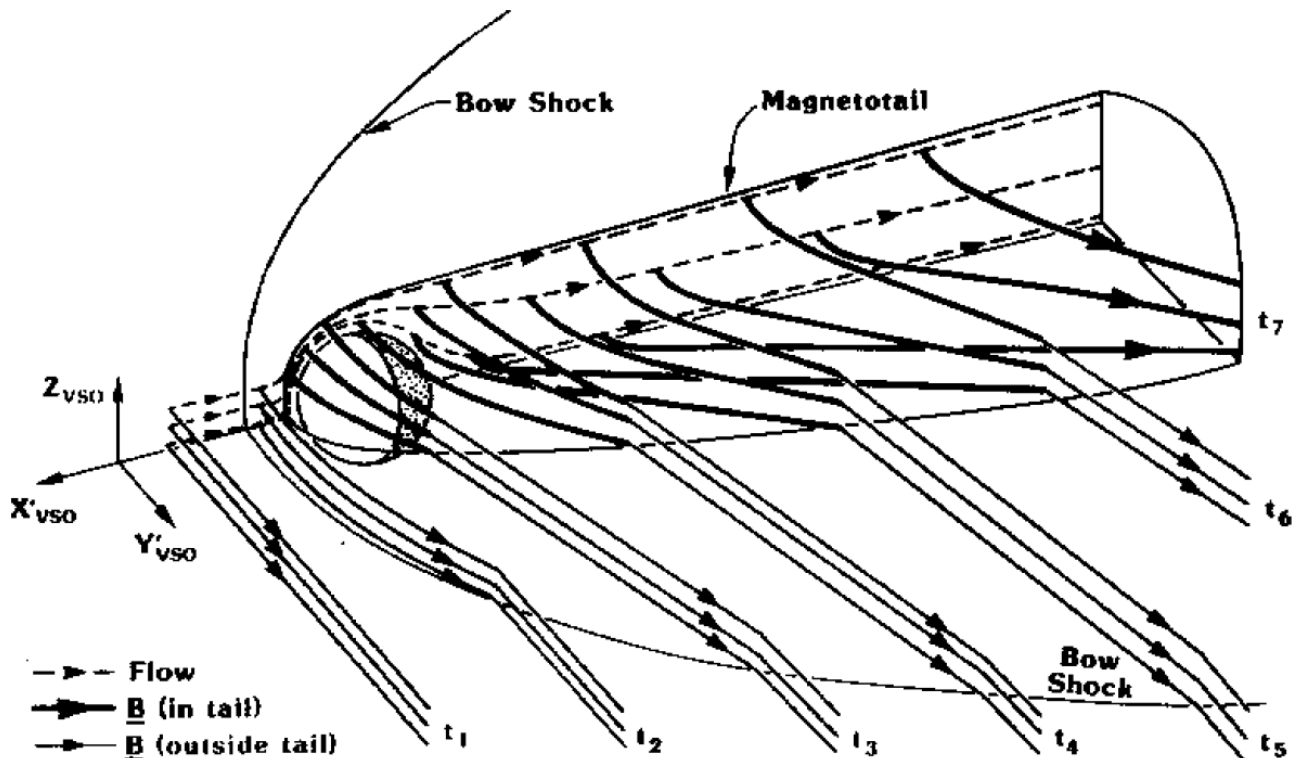


FIGURE 40 – Formation d'un queue magnétique sur Vénus qui n'a pas de champ magnétique intrinsèque, mais qui possède une ionosphère dense. **B** les lignes de l'IMF et "Flow" le vent solaire [2]

Suivant la direction du champ magnétique interplanétaire, les astres peuvent créer une sorte de cavité de protection (Fig. 41). Sur la figure, on voit que le vent solaire s'écrase de plein fouet sur la surface illuminée de la Lune, tandis que l'IMF n'en sort que peu déformé. Néanmoins, la cavité dépend de l'orientation relative du flux de vent solaire par rapport à l'IMF. L'émission des photons se fait avec des longueurs d'ondes de 10^{-14} à 10^4 m. Elles transportent différentes énergies, et les longueurs d'ondes les plus énergétiques (90% du spectre lorsque la température de corps noir atteint les 6000 K) sont celles visibles, avec les UV et l'infrarouge.

Les UV sont particulièrement nocifs pour l'équipement. Ils peuvent entre autre altérer la conduction électrique des céramiques ou porcelaines isolantes, ou changer la couleur des optiques ou des enveloppes des cellules solaires.

Les radiations sur du métal peuvent également créer beaucoup d'électrons libres par photo-émission et interférer avec le système électrique du satellite. Dans certains cas, il peut y avoir rupture de liens chimiques des macromolécules des polymères, résultant en la décomposition du matériau et modification de propriétés mécaniques (élasticité, masse, résistivité,...).

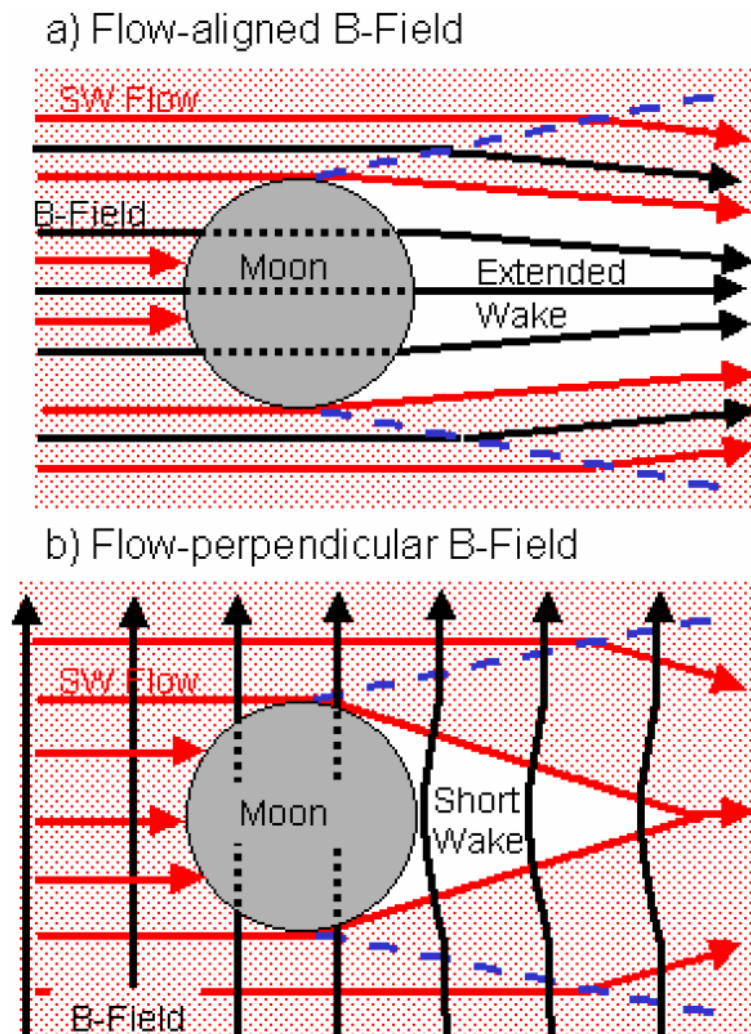


FIGURE 41 – Interaction entre le vent solaire et l'IMF avec la Lune, un corps intrinsèquement non-magnétique et sans ionosphère [2]

7.5 Les ceintures de radiation de Van Allen

A cause du champ magnétique terrestre, les vents solaires se trouvent piégés autour de la Terre, créant deux volumes en forme de tores appelés les ceintures de Van Allen (Fig. 42), où la quantité de radiations y est bien plus intense qu'à l'extérieur. En cas de vent solaire, une troisième ceinture peut se manifester entre les deux premières.

Les ceintures de Van Allen sont principalement constituées de protons énergétiques dans la première ceinture (plusieurs centaines de MeV avec un flux de l'ordre de 10^4 protons/cm²s pour les régions intenses) et d'électrons énergétiques dans la seconde ceinture (plus de 5 MeV, flux d'ordre de 10^3 électrons/cm²s). La première ceinture s'étend de 700 km à 10 000 km d'altitude, tandis que la seconde va de 13 000 km à 65 000 km d'altitude. Il faut savoir que les ceintures suivent le champ magnétique terrestre, et non l'axe de rotation de la Terre (Fig. 43); elles se rapprochent de la surface dans l'hémisphère sud, dans la zone appelée "Anomalie Atlantique Sud" (South Atlantic Anomaly SAA, Fig. 46).

Impact sur le voyage spatial Le vent solaire et l'IMF sont dangereux pour l'électronique. Les cellules solaires, circuits intégrés et capteurs peuvent subir des dommages, et la miniaturisation des appareils pour les nanosats les rendent encore plus vulnérables, étant donné que les ions sont main-

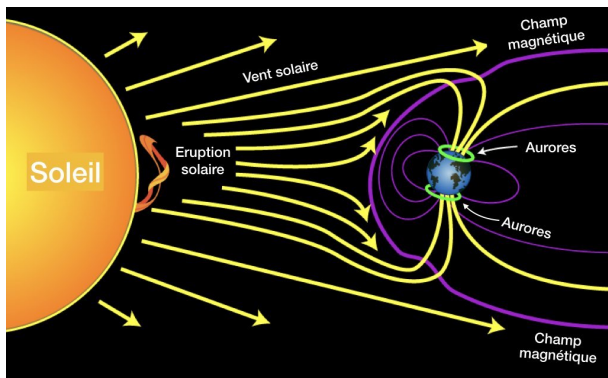


FIGURE 42 – Schéma de l'influence du vent solaire sur le champ magnétique terrestre

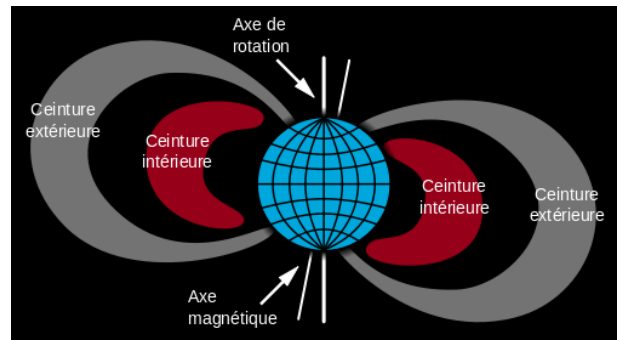
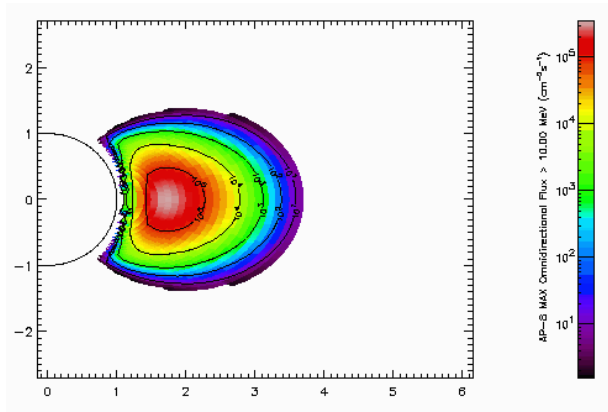
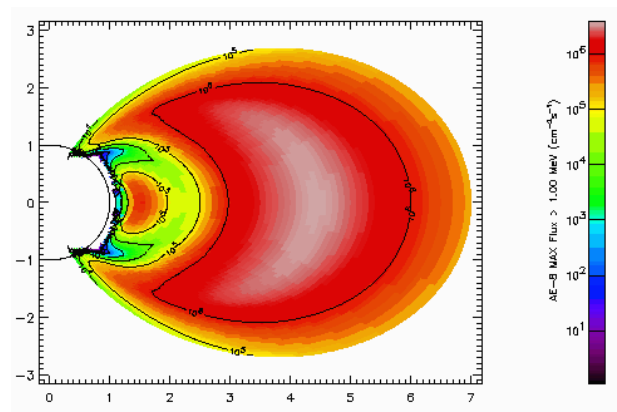


FIGURE 43 – Schéma des ceintures de Van Allen [3]

FIGURE 44 – Flux [$\#/\text{cm}^2\text{s}$] de protons (> 10 MeV) dans la ceinture intérieure de Van AllenFIGURE 45 – Flux [$\#/\text{cm}^2\text{s}$] d'électrons (> 1 MeV) dans la ceinture extérieure de Van Allen

tenant plus grands par rapport à la taille des circuits. Même le satellite Hubble éteint ses systèmes lorsqu'il croise une région de forte activité.

Un satellite d'orbite elliptique 320 km x 320 000 km passant donc au travers des deux ceintures reçoit une dose de 25 J/kg (= 25 Sv) par an, avec un blindage de 3 mm d'aluminium. Cette dose étant très élevée, les compagnies de lancement essaient soit de contourner un maximum ces ceintures, soit de les traverser le plus rapidement possible (~ 30 min), tout en observant attentivement l'activité solaire afin que les ceintures soient le moins chargées possible avant le décollage. Pour donner un exemple, la mission Apollo ayant subi le plus haut taux de radiation s'élève à 2,24 mJ/kg (l'équivalent d'une radio à l'hôpital).

7.6 Autres effets

Il existe une multitude d'autres effets dus à l'environnement spatial à prendre en compte, tous ayant une influence différente. Nous pouvons rajouter les effets suivants dont nous ne rentrerons pas dans les détails :

- La microgravité : la gravitation ne disparaît jamais totalement, et est d'approximativement de $10^{-4}g$. Elle a surtout de l'influence sur les tissus vivants envoyés dans l'espace.
- Les atomes d'oxygène : l'atmosphère restante n'est quasiment plus composée que d'oxygène atomique (pas moléculaire, les rayons UV les cassent), surtout entre les altitudes de 200 à 800

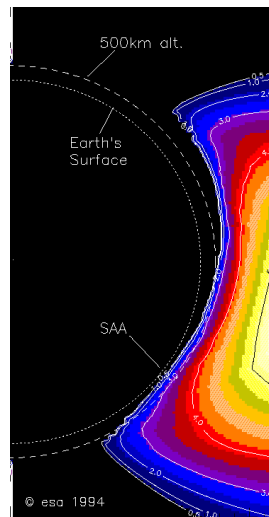


FIGURE 46 – Illustration de l’anomalie Atlantique Sud (Crédit : ESA 1994)

km. Ces atomes d’oxygène peuvent causer de l’oxydation sur les coating en argent, et causer des pertes de masses sur les films de carbone.

- Les micro-météorites : il s’agit de météorites de moins d’un millimètre de diamètre et plus légères que 1 mg, voyageant à des vitesses entre 10 et 30 km/s. Elles peuvent causer entre autres l’érosion de la surface du satellite et la rendre rugueuse, détruire le coating thermique extérieur, affecter les surfaces optiques, les cellules solaires et même faire fondre des matériaux ou les vaporiser. Plus elles sont petites plus elles sont dangereuses ; les plus destructrices étant celles pesant 10^{-7} g et mesurant $100\ \mu\text{m}$ de diamètre, à cause de la probabilité élevée de collision.
- Les débris spatiaux : ceux-ci sont connus et trackés, et peuvent causer d’énormes dommages comme des perforations de la coque, des destructions de panneaux solaires ou de surfaces fragiles,... Les débris de plus de 10 cm sont répertoriés à environ 17 000 en 2016 en orbite basse.

Tout cela laisse donc espérer de nouveaux domaines de recherche et d’amélioration ou adaptation pour l’avenir, notamment dans la recherche et collecte des débris, les calculs de probabilité de collision, tests de simulation, etc.

Références

- [1] Linshu HE & Hui YOU, School of Astronautics/International, BUAA, cours de *Space environment, orbits and spacecraft systems*, automne 2018.
- [2] C.J. Owen, MSSL Book, Imperial College Press, *Solar Wind Interaction with Other Bodies*, 2004, disponible à
http://www.mssl.ucl.ac.uk/~cjo/STMP/Lecture_28_30/Other_bodies_handout.pdf
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [3] M. Palomino, *Trois ceintures de radiation de Van Allen*, 2006,
<http://www.volenatmosphere.byethost9.com/10.1.Trois.ceintures.radiation.VanAllen.NASA.htm?i=1>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [4] Wikipedia, the free encyclopedia, *Van Allen radiation belt*,
https://en.wikipedia.org/wiki/Van_Allen_radiation_belt
dernière mise à jour le 13 avril 2019, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.

8 Bref commentaire sur la mise en orbite des nanosats

Avec la miniaturisation des satellites, leur déploiement s'est diversifié. En effet, lorsque ceux-ci sont transportés par les fusées, les nanosats sont bien moins lourds et bien plus petits que leurs aînés. Comme développé auparavant, cela va de paire avec le marché et l'évolution des technologies. [1]

Il existe aujourd'hui 2 façons de lancer les nanosats en orbite. La première est le largage depuis le véhicule de lancement et la seconde, un déploiement depuis l'ISS, solution qui sera probablement choisie pour LUNA.

8.1 Largage depuis un lanceur

Les nanosats sont placés dans l'étage supérieur du lanceur, généralement avec un autre payload principal (par exemple, un satellite de télécommunication). Lors de la séparation avec le dernier étage, une trappe s'ouvre pour expulser les nanosats.

Il est à noter que les nanosats déployés depuis un lanceur sont rarement seuls (comme déjà mentionné avec Jugnu) et que le payload principal se trouve dans la coiffe de la fusée. Les nanosats se trouvent en bas de l'étage, habituellement près des réacteurs de cet étage. Cela ajoute la contrainte que les nanosats doivent pouvoir résister aux vibrations et à l'environnement voisin des propulseurs en marche de la fusée.

Le nanosat doit cependant être placé dans un dépoyeur (qui sera perdu) pour pouvoir être lancé depuis la fusée. Le système de déploiement le plus connu est P-POD (Poly-Picosatellite Orbital Deployer), développé par la Caltech, pouvant contenir jusqu'à 3 CubeSats et qui s'assure que les nanosats une fois déployés ne constituent pas de risque pour le lanceur et son payload. *Le lanceur envoie un signal électrique au P-POD qui déclenche l'ouverture de la porte et l'éjection à l'aide d'un ressort des CubeSats.* [2]

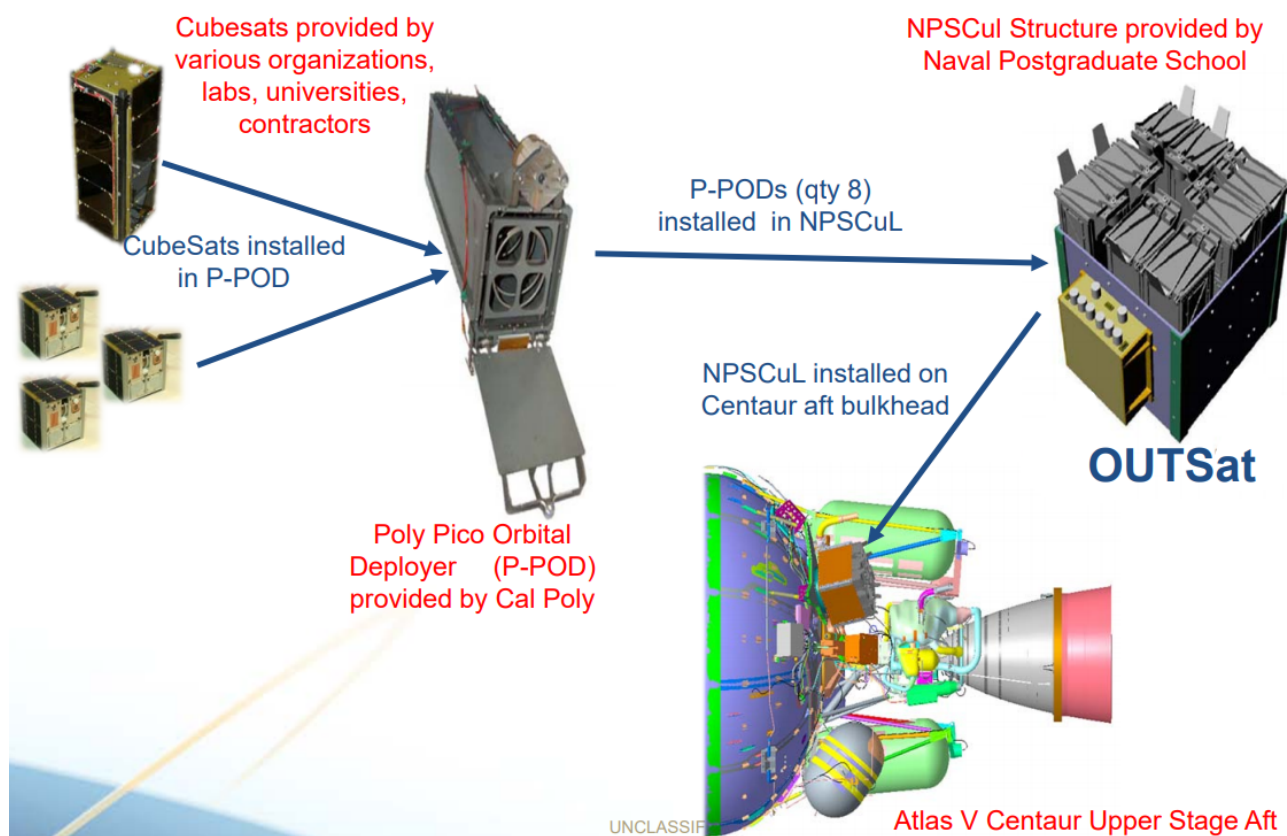


FIGURE 47 – Placement des nanosats dans le P-POD lui-même dans le NPSCuL, lui-même dans l'ABC de l'étage Centaur de l'Atlas V

Les P-POD sont placés verticalement tous en parallèle dans un module appelé NPSCuL (Naval Post-graduate School CubeSat Launcher) pouvant contenir entre 8 et 10 P-POD. Le NPSCuL est lui-même placé dans l'*Aft Bulkhead Carrier* (ABC) de l'étage Centaur de l'Atlas V. L'ABC est une petite région de l'espace laissée vide entre les réservoirs à hélium pour un payload auxiliaire et placée juste à côté de la machinerie du réacteur de l'étage, au dessus de la tuyère (Fig. 47 et 48). [3]

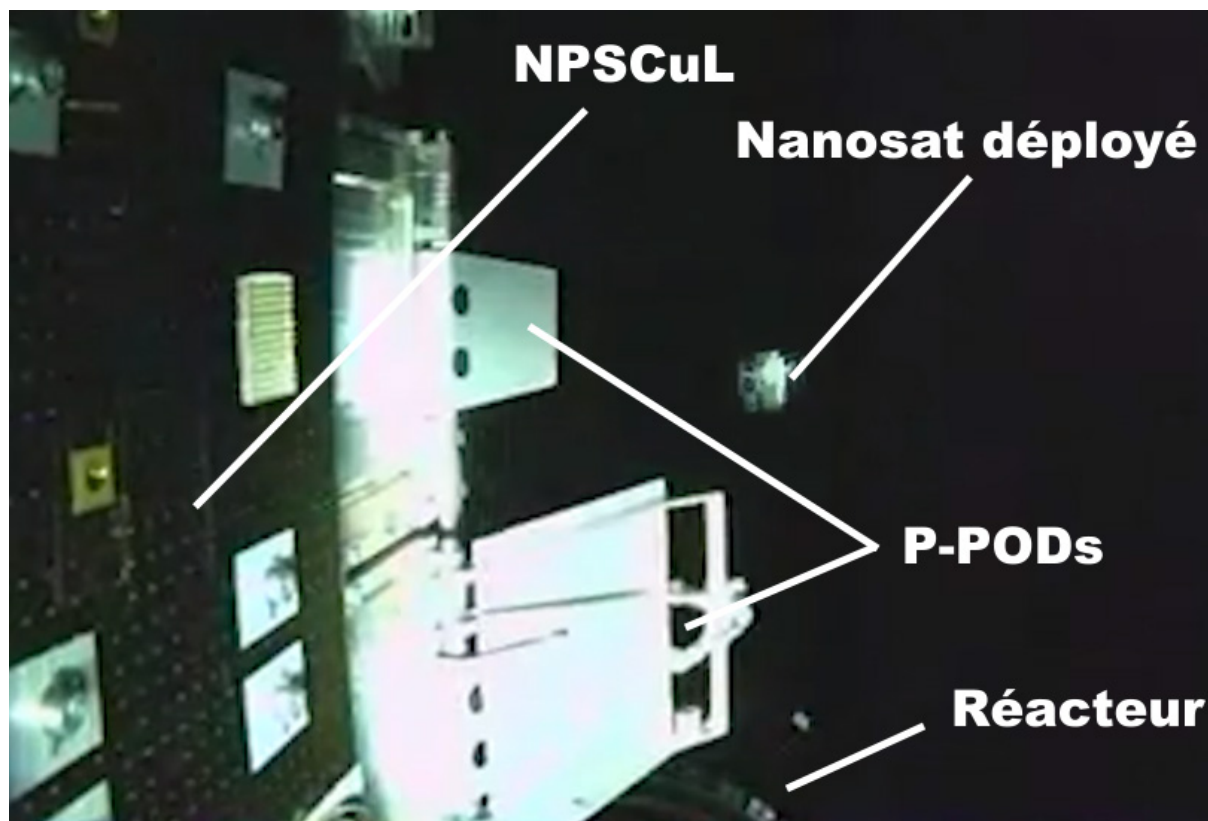


FIGURE 48 – Photo du déploiement d'un nanosat depuis l'Atlas V (vol NROL-55)

8.2 Largage depuis l'ISS

Les nanosats peuvent aussi être largués depuis l'ISS. Ils sont dans un premier temps transportés jusqu'à la station dans un vaisseau cargo pressurisé et récupérés à la main. Ils seront déployés entre 1 et 3 mois après leur arrivée à bord.

NanoRacks est actuellement l'unique société commerciale (l'autre étant la société japonaise JAXA avec le J-SSOD pour motifs scientifiques [4, 5]) proposant le déploiement de nanosats depuis l'ISS. Un système est fixé au bout du bras de l'ISS dans lequel sont chargés les nanosats (jusqu'à 24U, 82 kg) prêts à être déployés. Le bras se déploie et éjecte les nanosats à une vitesse entre 1,1 et 1,7 m/s (Fig. 49). Le système d'éjection fonctionne comme pour les P-POD avec un ressort.

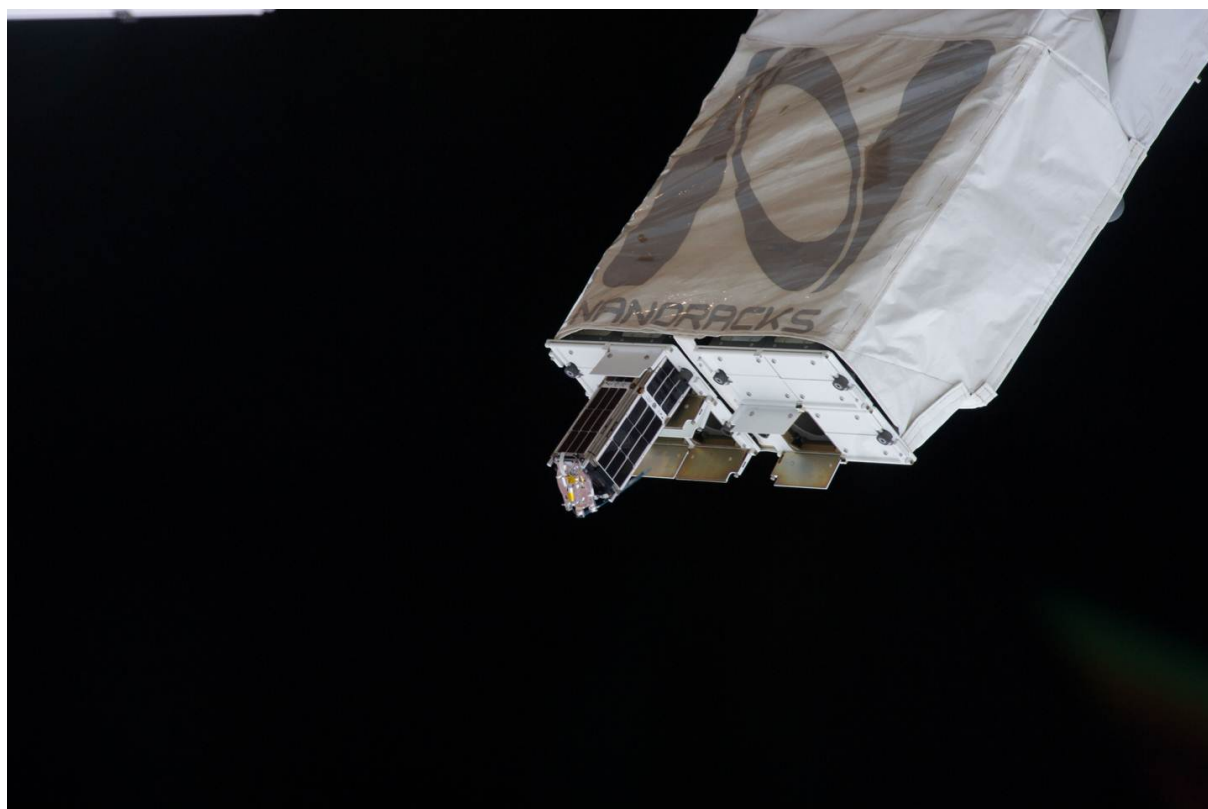


FIGURE 49 – Déploiement de nanosats via NanoRacks à bord de l'ISS

Pour aller plus loin...

Une vidéo d'une caméra placée sur Centaur montrant le déploiement des nanosats depuis les P-PODs :

<https://www.youtube.com/watch?v=2yq0PXzRxsY>

Une vidéo montrant le cheminement des CubeSats depuis leur laboratoire jusqu'au décollage du lanceur :

<https://www.youtube.com/watch?v=6OMT493w29M>

Une présentation sur le placement du NPSCuL :

http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2009/1_Tito-NPSCuL.pdf

Des caractéristiques techniques des dépoyeurs :

<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-deployer>

Documents de chez NanoRacks :

<http://nanoracks.com/resources/documents/>

...dont le guide d'utilisation/datasheets du NanoRacks CubeSat Deployer (NRCSD) :

NanoRacks CubeSat Deployer (NRCSD) - Interface Definition Document (IDD), 2018, NR-NRCSD-S0003

Références

- [1] Various Writers (for NASA), *CubeSat 101 - Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*, NASA CubeSat Launch Initiative, révision de 2017.
- [2] J. Puig-Suari et al., *CubeSat Design Specification*, Rev. 13, The CubeSat Program, Cal Poly SLO
https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019
- [3] Capt. T. Willcox, *Atlas V Aft Bulkhead Carrier & Operationally Unique Technologies Satellite*, National Reconnaissance Office,
http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2011/24_Willcox_ABC.pdf
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [4] Wikipedia, *CubeSat*, *NanoRacks*,
<https://fr.wikipedia.org/wiki/CubeSat#Specs>
<https://en.wikipedia.org/wiki/NanoRacks>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [5] Japan Aerospace Exploration Agency, *JEM Small Satellite Orbital Deployer (J-SSOD)*,
<http://iss.jaxa.jp/en/kiboexp/jssod/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.

9 Orbite de LUNA

La détermination de l'orbite est influencée par beaucoup de paramètres mentionnés tout au long de ce document. Nous avons pour contraintes principales :

- Être visible par un maximum de stations VLBI possibles en même temps (avec un minimum de 3 stations)
- Rester en contact avec les stations VLBI le plus longtemps possible (min. une dizaine de secondes)
- Se trouver sous les 20 000 km d'altitude (en dessous des orbites GPS)

Comme nous l'avons vu dans le chapitre sur le mEPT (section 5), il est important d'avoir une large couverture du planisphère.

Si les ceintures de Van Allen peuvent a priori poser problème à cause des radiations, c'est précisément ce que doit mesurer le mEPT (ceinture interne préférable car ceinture externe plus dynamique, en lien avec l'activité solaire).

Ajoutons que, LUNA étant un nanosat, il n'est pas nécessaire pour lui d'avoir un long temps de vie (1-2 ans max.). De ce fait, une détérioration des matériaux peut être tolérée si ceux-ci ne sont affectés qu'au minimum après la fin de ses opérations. Néanmoins, il faut faire primer le but scientifique sur cette restriction (élevant le coût de la mission) : les composants électroniques peuvent être choisis pour résister aux radiations sous une certaine dose.

Finalement, l'apogée doit se tenir dans l'hémisphère nord puisque la station au sol se trouve en Belgique, à Redu, où il est espéré avoir un maximum de temps de communication pour transférer les données.

9.1 Mécanique orbitale

Avant de donner les propositions retenues pour l'orbite de LUNA, voici un bref rappel des paramètres orbitaux utilisés et du fonctionnement de la mécanique orbitale.

Éléments orbitaux Pour localiser un objet dans l'espace, sa trajectoire et sa position sont définis par les *éléments orbitaux*. La figure 50 indique leur définition, avec les appellations reprises dans la Table 19.

TABLE 19 – Noms des paramètres orbitaux

Symbole	Description
S	Corps central (à un des foyers)
γ	Point Vernal
P	Périastre
a	Demi-grand axe
e	Excentricité
i	Inclinaison
ω	Argument du périégée
Ω	Longitude du noeud ascendant
θ	Anomalie vraie (parfois notée ν)

L'anomalie vraie θ est indiquée sur la figure 51. Il ne faut donc que 6 éléments pour positionner en temps et en espace un objet en orbite autour d'un corps.

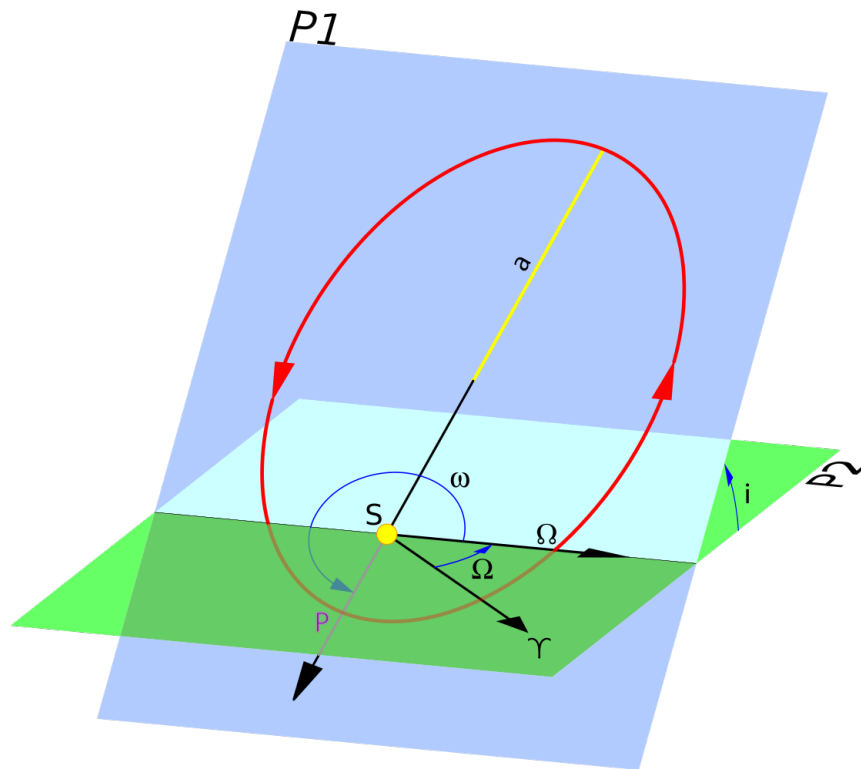


FIGURE 50 – Éléments orbitaux (Crédit image : Wikipédia)

- Ω et i positionnent le plan de l'orbite
- a et e donnent la forme de l'ellipse
- ω oriente l'ellipse dans le plan de l'orbite
- θ positionne l'objet à tout instant

Mathématiques La mécanique orbitale repose sur les lois de Kepler (1609 et 1618), énoncées ci-dessous :

- K1 : les objets spatiaux décrivent des mouvements elliptiques autour d'un corps central situé à un des foyers de l'ellipse décrite
- K2 : des aires égales sont balayées dans des temps égaux par le vecteur joignant le corps central à l'objet en orbite autour de celui-ci
- K3 : $\frac{a^3}{T^2} = cste$ avec a le demi-grand axe et T la période de l'orbite

Les équations des ellipses peuvent donc être appliquées, c'est à dire :

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$$

$$\frac{a^3}{(T/2\pi)^2} = GM$$

$$p = a(1 - e^2) (= \frac{b^2}{a})$$

$$h = rv \cos \phi_{fpa}$$

Les différents paramètres sont définis comme dans la figure 51.

L'influence de la Lune et du Soleil seront aussi pris en compte sur la détermination de l'orbite de LUNA.

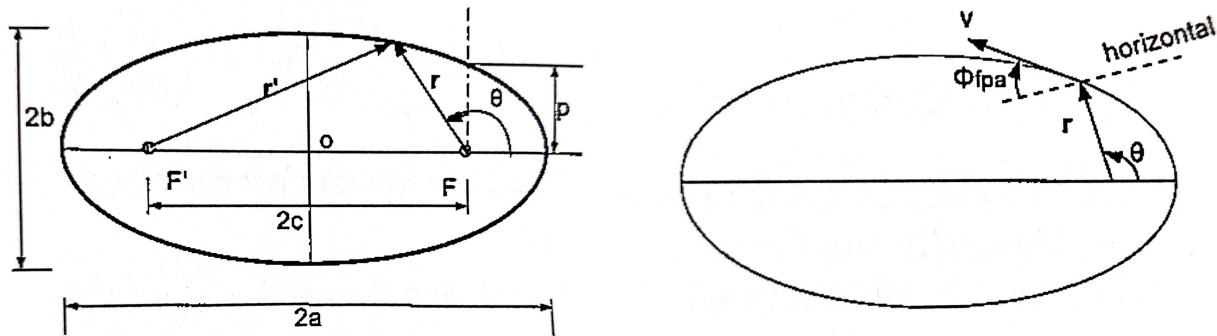


FIGURE 51 – Illustration des différents paramètres d'une ellipse et du mouvement d'un objet sur une orbite elliptique [1]

9.2 Perturbations par rapport au modèle idéal

Toutes les équations que nous venons de voir sont correctes, mais il existe 3 principales perturbations à ce modèle. Dans le cas d'une estimation, d'une détermination ou d'une approximation de l'orbite seule la perturbation gravitationnelle est à prendre en compte. Les deux autres seront utiles lors des analyses de l'évolution de l'orbite au cours de sa vie et devront être modélisées avec soin pour déterminer la position du satellite avec précision.

- **La force de traînée** : comme vu dans la section 7, il reste toujours de l'air en orbite, bien que très peu. Cela crée néanmoins une force de frottement (la force de traînée) qui ralentit l'objet suivant la direction dans laquelle il se déplace. Lorsque le satellite passe par de faibles altitudes, cet effet est d'autant plus intense.
- **La pression radiative** : il s'agit de l'équivalent de la force de traînée pour le rayonnement solaire. Cette force est appliquée dans la direction objet-Soleil, et est nulle dans l'ombre de la Terre.
- **La non-sphéricité de la Terre** : il s'agit d'une perturbation gravitationnelle car le potentiel gravitationnel terrestre est modifié par non-sphéricité de la Terre (ellipsoïde).

9.3 Modèles mathématiques des perturbations

Force de traînée La force de traînée est décrite de manière générale par la formule

$$\vec{F}_{drag} = \frac{1}{2} A \rho C_D v_{rel}^2 \frac{\vec{v}_{rel}}{||\vec{v}_{rel}||}$$

avec :

- C_D le coefficient de traînée (drag) fixé à 2.2,
- V la vitesse relative de l'objet par rapport au fluide [m/s],
- ρ la masse volumique du fluide [kg/m³],
- A l'aire de référence [m²].

Le modèle utilisé est le modèle Jacchia-Roberts qui calcule la densité atmosphérique basé sur la composition de l'atmosphère, prenant en compte l'altitude du satellite et les variations saisonnières. Ce modèle est valide entre 90 et 2500 km d'altitude.

Pression radiative La force due à la pression radiative est décrite de manière générale par la formule

$$\vec{F}_{PR} = AP_0 C_r \frac{\vec{r}_{sat-sol}}{\|\vec{r}_{sat-sol}\|}$$

avec :

P_0 la pression de radiation solaire ($\simeq 4.63 \cdot 10^{-6} \text{ N/m}^2$),

C_r le coefficient de réflectivité fixé à 1,

m la masse de l'objet [kg],

A l'aire de référence [m^2].

Géoïde terrestre La Terre n'est pas parfaitement sphérique, elle est un peu aplatie, lui donnant la forme d'un ellipsoïde. Le potentiel gravitationnel donc n'est pas $\frac{GM}{r}$ comme dans Kepler, mais plutôt comme décrit ci-dessous (Fig. 52). Dans les modèles utilisés, on s'arrête généralement aux termes de second ordre (le terme J_2).

Potential central U_0 :
Mouvement Keplerien

Potential perturbateur U_p :
Perturbations du
mouvement Keplerien

Ce potentiel est entièrement
décrit par le jeu de coefficients
 C_{lm} , S_{lm} , a_e et GM .

Avec:
(r, f, λ) : coordonnées sphériques d'un point P à l'extérieur de la planète
(le repère définissant ces coordonnées est centrée au centre de masse).
 a_e : rayon équatorial de la planète
 $P_{lm}(\sin(\phi))$: Polynôme de Legendre non-normalisés

l et m : degré et ordre du développement en harmoniques sphériques
Pratiquement on tronque à un degré maximum L .
 $GM (=C_{00})$: Constante universelle de gravitation x Masse de la planète.
 C_{lm} et S_{lm} : Coefficients de Stokes non-normalisés

FIGURE 52 – Description de Kaula du potentiel terrestre

Après certains développements, il est possible de réécrire le potentiel comme ceci (dont P_n sont les polynômes de Legendre et ϕ la latitude) :

$$\Phi(r, \phi) = \frac{GM}{r} \left\{ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{R_e}{r} \right)^n J_n P_n \cos \phi \right\}$$

Les constantes de Jeffery J_n représentent les harmoniques sphériques de la distribution de masse planétaire. La perturbation la plus importante vient du terme J_2 (C_{20} sur la Fig. 52 rendant compte de l'aplatissement de la planète, deuxième harmonique) du potentiel terrestre. Il crée une précession des termes Ω , ω et θ , alors que a , e et i ne sont pas perturbés. Par exemple, l'influence du terme J_2 sur le noeud ascendant Ω est décrite par (R_E le rayon terrestre) :

$$\dot{\Omega}_{J_2} = -\frac{3}{2} \frac{J_2 R_E^2}{(a(1-e^2))^2} n \cos i$$

Ces constantes dépendent du système géodésique (par exemple NAVD88, ETR89, WGS84,...) choisi. Celui-ci est un système de référence nécessaire pour décrire l'ellipsoïde et le géoïde terrestre. Le système géodésique WGS84 étant précis au mètre près sera utilisé, la table 20 en reprend les valeurs importantes.

TABLE 20 – Paramètres du modèle de gravité WGS84.

Symbole	Description	Valeur
G	Constante gravitationnelle [m ³ /kg s ²]	6.67 10 ⁻¹¹
M	Masse de la Terre [kg]	5.98 10 ²⁴
R _e	Rayon équatorial terrestre [m]	6 378 137
R _p	Rayon polaire terrestre [m]	6 356 752
ω	Vitesse de rotation [rad/s]	7.292115 10 ⁻⁵
f	Aplatissement ($\frac{a-b}{a}$)	1/298.25722356
J ₂	Terme d'aplatissement dynamique	1081.87 10 ⁻⁶
J ₃	Constante de Jeffery 3	-2.546 10 ⁻⁶
J ₄	Constante de Jeffery 4	-1.61 10 ⁻⁶
J ₅	Constante de Jeffery 5	-0.21 10 ⁻⁶

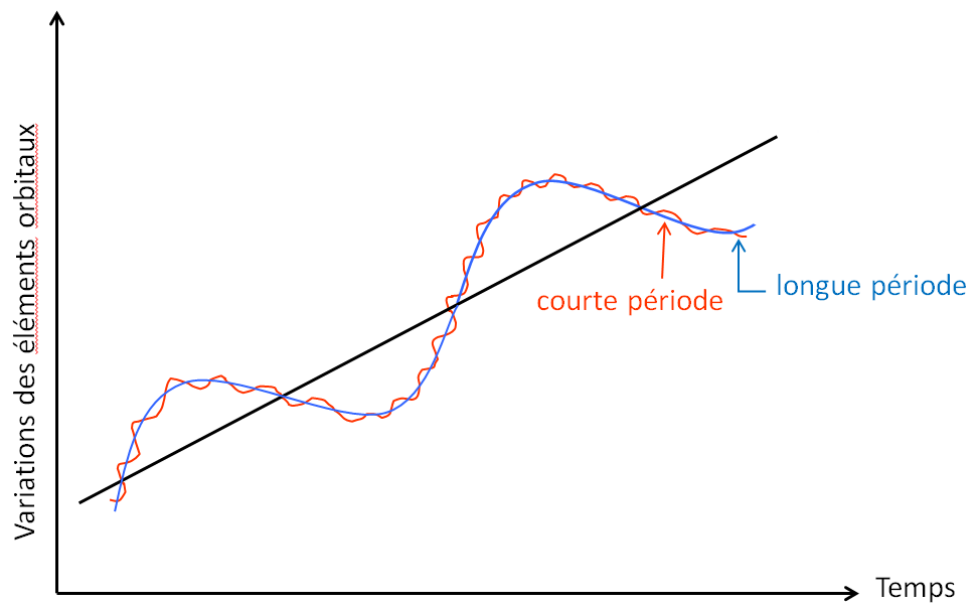


FIGURE 53 – Effet de l'aplatissement de la Terre sur les paramètres orbitaux

9.4 Proposition d'orbite pour LUNA

Molnia Les orbites Molnia sont des orbites particulières en ce sens qu'elles possèdent leur argument du périégée fixe. En effet, dû au fait que la Terre n'est pas parfaitement sphérique, l'argument du périégée (ω) sera perturbé, et l'apogée va se déplacer. Il est possible de corriger cela avec les propulseurs du satellite si il possède ce système, mais mieux vaut économiser le carburant. La variation de l'argument du périégée en un jour est donnée par :

$$\Delta\omega_{\text{jour}} = 4.98^\circ \left(\frac{R_E}{a} \right)^2 \frac{5 \cos^2 i - 1}{(1 - e^2)^2}$$

avec :

i l'inclinaison [°],
 R_E le rayon terrestre [km],
a le demi grand-axe [km],
e l'excentricité.

Pour annuler cette dérive, on trouve une inclinaison de 63,435°.

Néanmoins, il y existe une faible variation de l'inclinaison de l'orbite (Fig. 59 bas), entraînant tout

de même une dérive de l'argument du périégée d'environ 1,5 millièmes de degré sur 3 ans, ce qui est totalement négligeable ((Fig. 57 haut).

L'orbite molnia propose aussi l'avantage de rester longtemps au-dessus d'une zone (haut de la trace au sol) et de passer plus vite dans d'autres (bas de la trace au sol), cela permettra ainsi de rester en contact avec plus de stations VLBI (étant majoritairement en hémisphère nord) durant un plus large intervalle de temps et d'échanger des données.

L'orbite choisie passera aussi autour de l'Antarctique en ses latitudes les plus basses, afin de récolter un maximum de données pour le mEPT. En ayant un peu plus de 4 orbites par jour, le décalage de la trace au sol par révolution permet de couvrir un maximum de surface terrestre pour ce second payload.

La position de l'apogée a été choisie pour se trouver au-dessus de Redu (antenne de 15m de diamètre en S-band), la station au sol qui récoltera les données. Ainsi, la trace au sol au dessus de Redu sera la portion où le déplacement du satellite projeté sur le planisphère sera le plus lent. De plus, la plupart des stations VLBI se trouvant dans l'hémisphère Nord, il a été choisi de rendre la course du satellite plus lente dans la partie supérieure du globe, et plus rapide dans la partie inférieure. Cela s'est fait au moyen d'une ellipse fortement excentrique et très inclinée.

Il faut ajouter qu'une telle inclinaison fait éviter la ceinture de radiations externe à LUNA. Elle ne nous intéresse pas (vu plus haut) et ne nuira pas (ou moins) au vaisseau.

Pour nous aider à la visualisation, mais aussi pour effectuer les optimisations sous les contraintes susmentionnées, nous utiliserons le logiciel STK de AGI. Les modèles mathématiques des perturbations mentionnées à la section précédente sont regroupées sous le terme HPOP (High-Precision Orbit Propagator).

La position de certaines antennes des stations du réseau VLBI a du être entrée dans STK avant d'en donner les paramètres précis (visibilité, bande de fréquences, vitesse de rotation, limite des angles de vue, précision, azimuth et élévation, etc.). Nous y avons ajouté la contrainte d'une élévation d'au minimum 10° car le signal VLBI est trop bruité par le sol pour des valeurs plus basses.

Orbite retenue La table 21 donne les paramètres orbitaux de l'orbite retenue pour LUNA, et les figures 54 et 55 en montrent la trace au sol (sur 24h) et la position dans l'espace (vue 3D) de la mission à différents moments, avec les contacts avec les stations VLBI.

TABLE 21 – Paramètres orbitaux pour l'orbite de LUNA

Symbole	Description	Valeur
a	Demi-grand axe [km]	16228.1
e	Excentricité [-]	0.563836
i	Inclinaison [°]	63.4349
ω	Argument du périégée [°]	270
Ω	Longitude du noeud ascendant [°]	356.226
T	Période [h]	5.71794

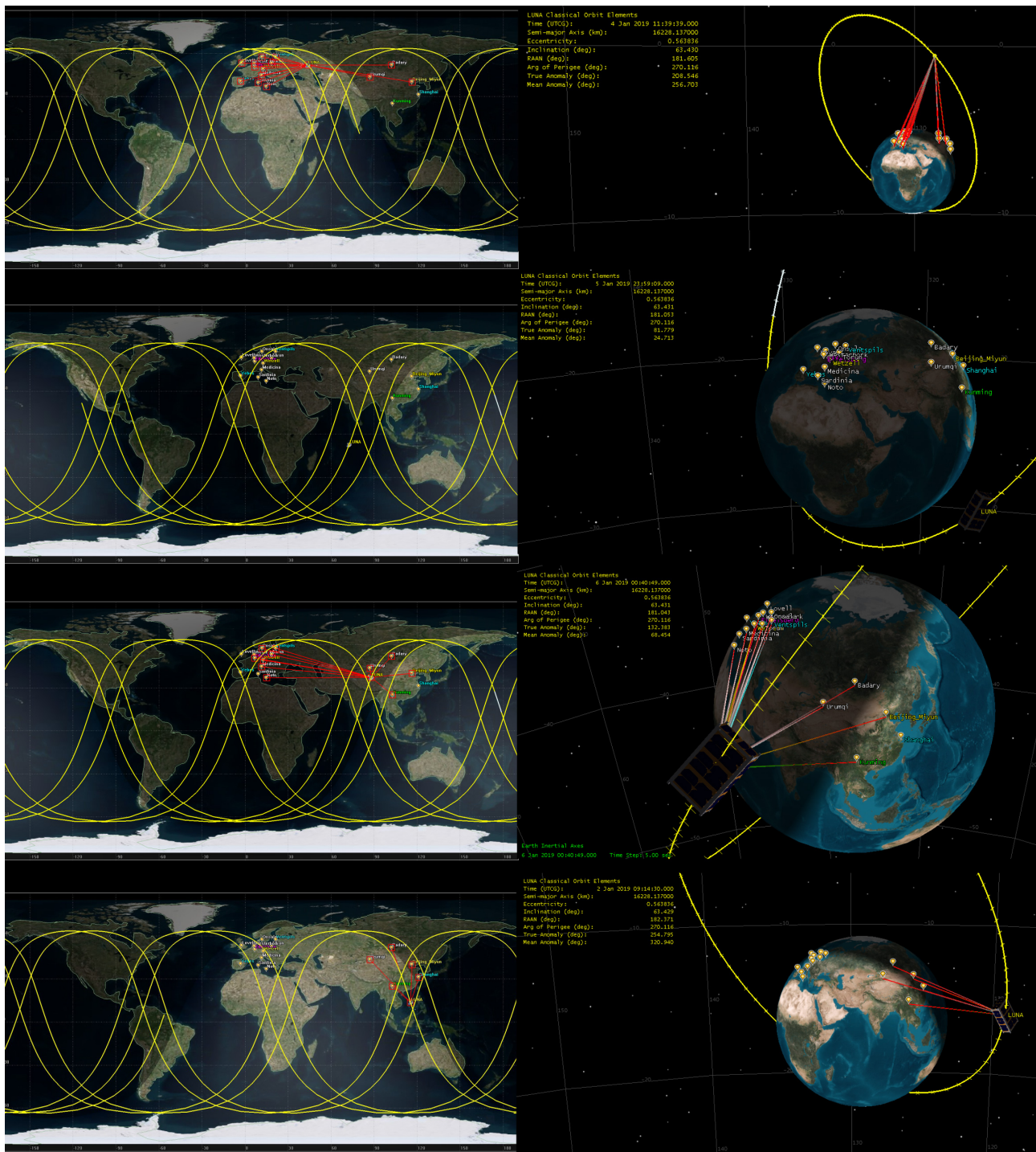


FIGURE 54 – Images de l’orbite de LUNA (droite trace au sol, gauche visualisation 3D). De haut en bas : contact avec des stations d’Europe et de Chine - aucun contact - contact avec quasiment toutes les stations - contact avec les stations chinoises uniquement

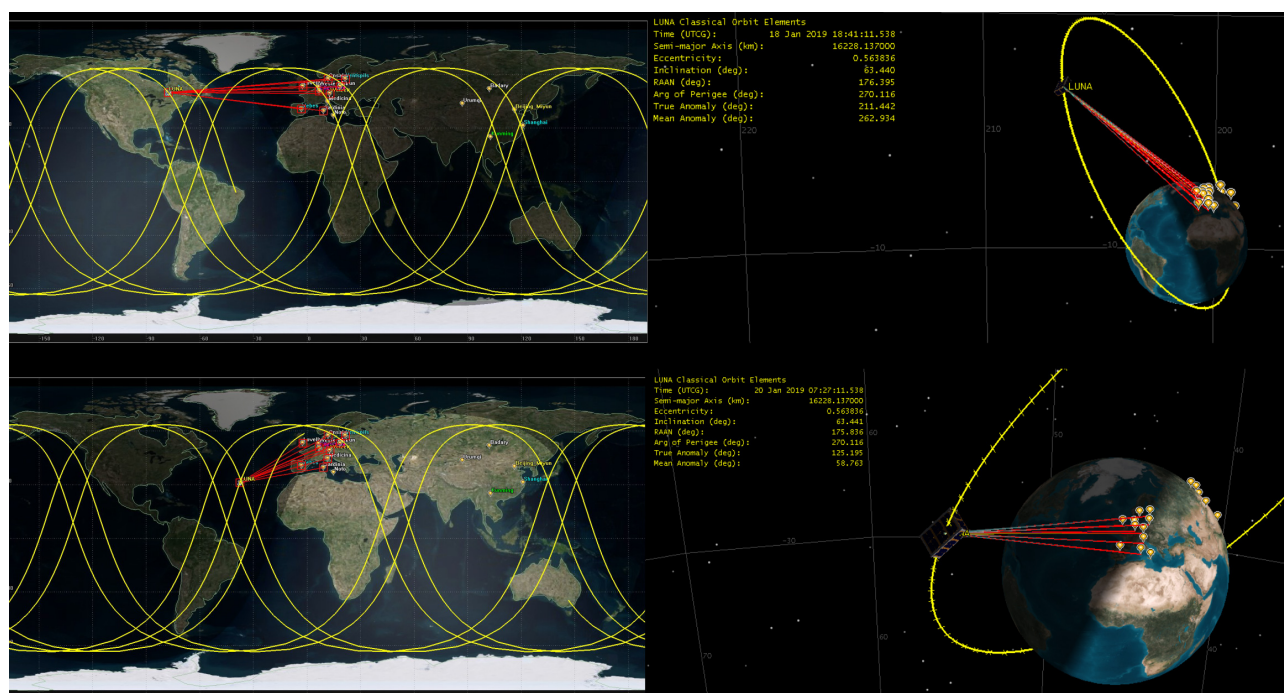


FIGURE 55 – Images de l'orbite de LUNA (droite trace au sol, gauche visualisation 3D). Contact avec les stations européennes

9.5 Analyse

9.5.1 Influence des perturbations

Les perturbations susmentionnées ont été calculées en utilisant le propagateur HPOP de STK. En voici l'influence sur les différents paramètres orbitaux de l'orbite de LUNA (période de simulation : 1 an, pas de temps : 1200 secondes).

Nous voyons que le modèle de Kepler est "trop" parfait : les paramètres orbitaux restent tous constants et ne sont pas perturbés (Fig. 56).

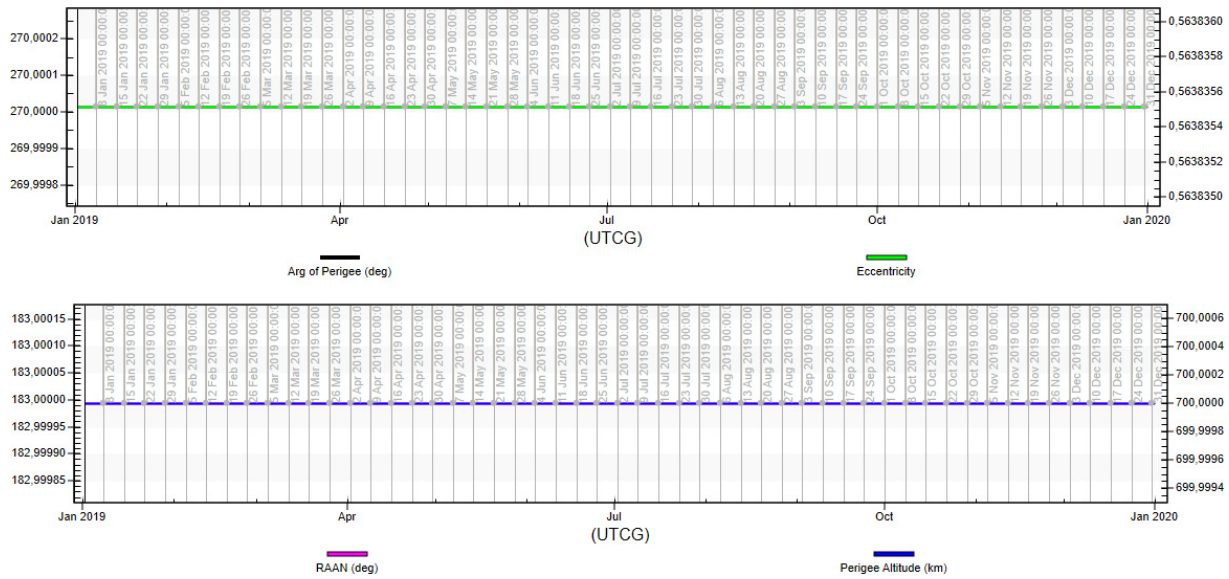


FIGURE 56 – Évolution des paramètres orbitaux de LUNA sur 1 an - Modèle de Kepler (problème à 2 corps)

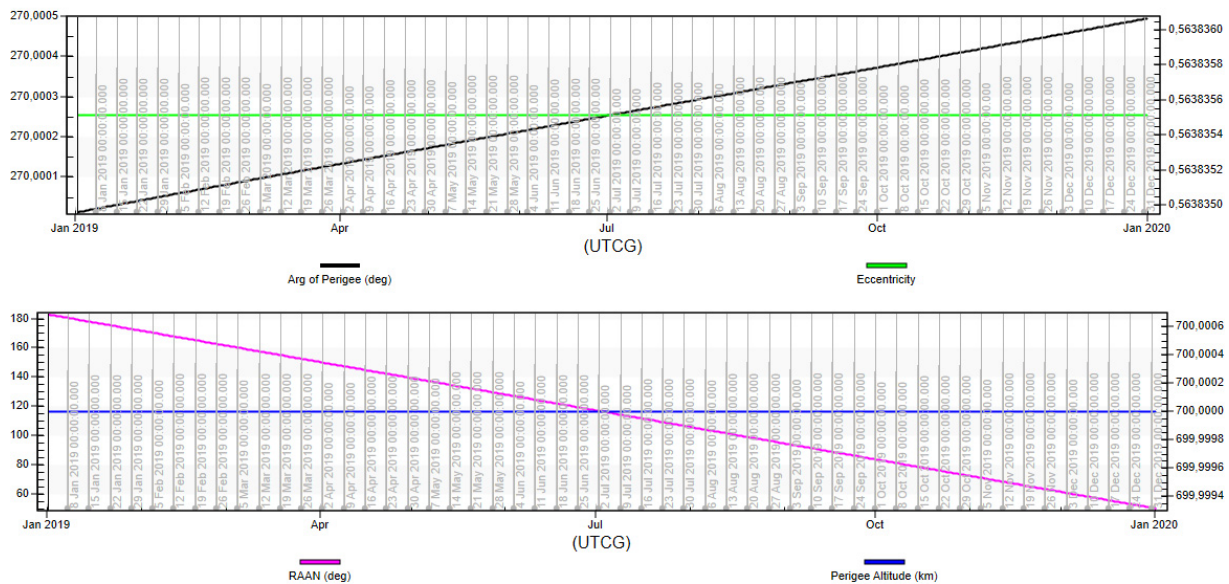


FIGURE 57 – Évolution des paramètres orbitaux de LUNA sur 1 an - Modèle prenant en compte le terme J_2

L'introduction de l'aplatissement terrestre nous montre une augmentation de l'argument du périégée, quoique minime : $5 \cdot 10^{-4}$ degrés par an ! Le périégée reste fixe, mais la précession du RAAN (Right Ascension of the Ascending Node, peut être utilisé à la place de la longitude du noeud ascendant) est claire (Fig. 57).

Finalement, le modèle complet HPOP prédit en plus une décroissance de l'altitude du périégée (100 km par an, Fig. 58) et donc de son argument. Il ajoute aussi une augmentation de l'excentricité.

En regardant à plus long terme (3 ans), on observe des variations hautes et basses fréquences pour chacun des paramètres. A l'exception des basses fréquences du RAAN dues au terme J_2 , toutes les autres oscillations sont dues aux perturbations HPOP. La période de révolution du RAAN est de 2 ans, 9 mois, 15 jours et 13 heures.

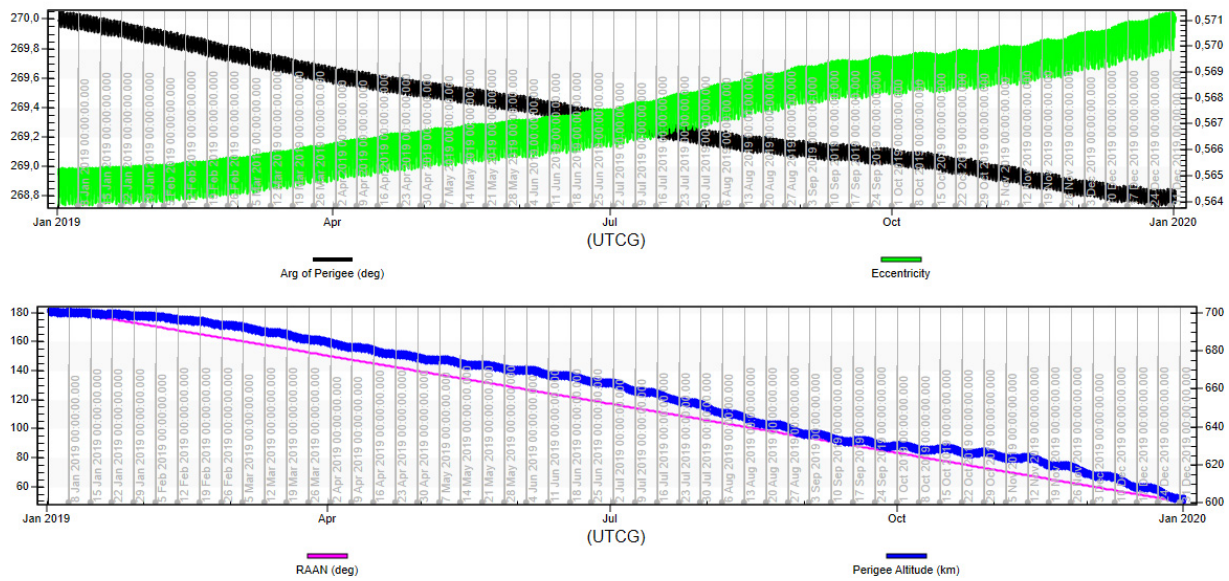


FIGURE 58 – Évolution des paramètres orbitaux de LUNA sur 1 an - Modèle prenant en compte le terme J2, la pression radiative et la force de traînée (HPOP)

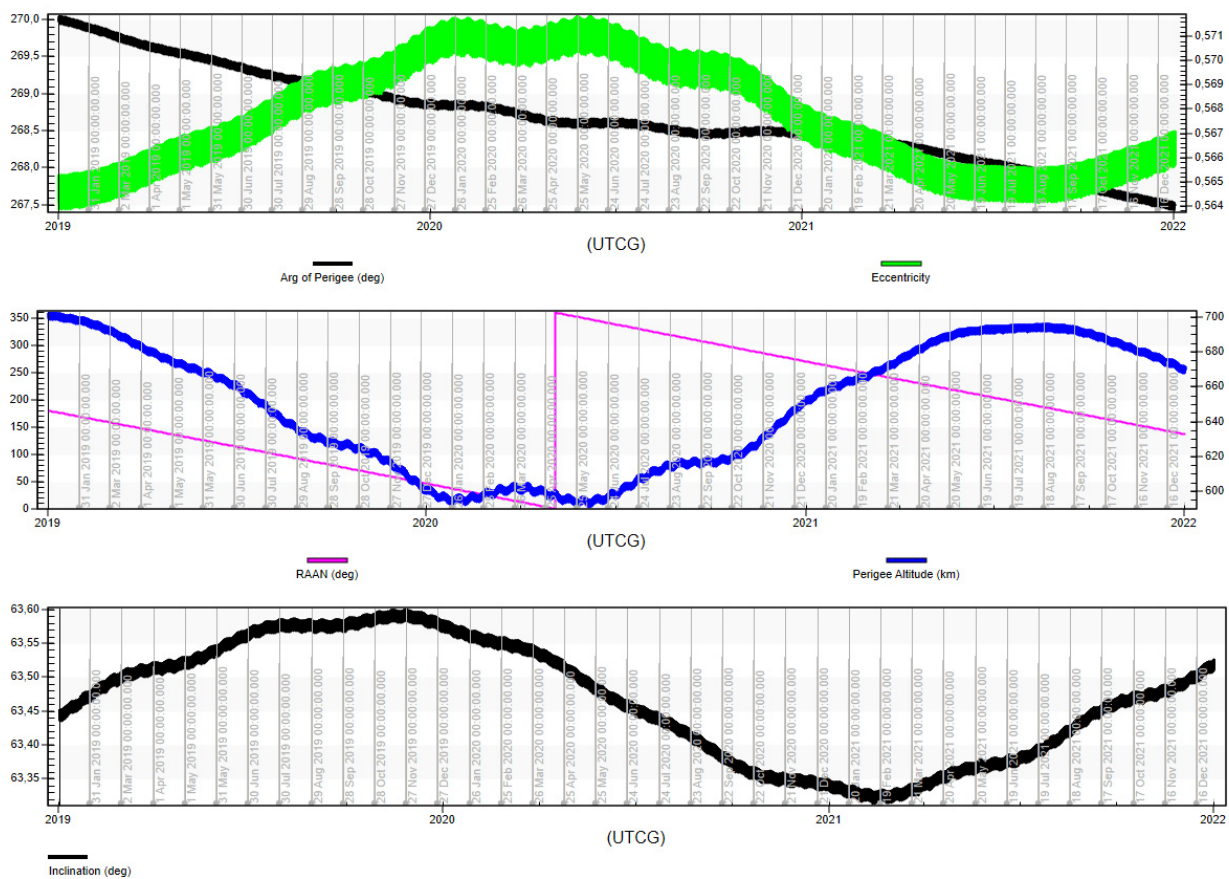


FIGURE 59 – Évolution des paramètres orbitaux de LUNA sur 3 ans - Modèle HPOP

9.5.2 Temps d'éclipse

Une fois l'orbite déterminée, il est important de connaître les temps et moments auxquels le satellite sera dans l'ombre et ne pourra plus produire d'énergie. Grâce à ses données, il sera possible de déterminer la surface optimale des panneaux solaires comme vu à la section 2.

En fonction de la position de la Terre vis-à-vis du Soleil c'est à dire de la date dans l'année, les moment où le satellite sera dans l'ombre seront différents. Cependant, la durée dans l'ombre restera la même pour chaque révolution autour du Soleil, soit 1 an. Le "point de départ" de la course de la Terre autour du Soleil sera donné par la date de déploiement du satellite, qui est pour l'instant encore inconnue. Nous prendrons donc comme date de départ le 1er janvier 2019 à 11 heures UTCG et comme date de fin le 1er janvier 2020 à 11 heures UTCG.

Les temps d'ensoleillement, de pénombre et d'éclipse sont donnés dans le rapport suivant :

Sunlight Times

Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
1 Jan 2019 11:00:00.000	6 Jan 2019 04:27:27.674	6807.461
6 Jan 2019 04:41:59.301	2 Feb 2019 09:09:27.147	39147.464
.	.	.
.	.	.
.	.	.
26 Dec 2019 01:59:02.733	26 Dec 2019 03:19:47.772	80.751
26 Dec 2019 03:28:59.347	1 Jan 2020 11:00:00.000	9091.011

Global Statistics

Min Duration	26 Dec 2019 01:59:02.733	26 Dec 2019 03:19:47.772	80.751
Max Duration	28 Mar 2019 16:28:00.474	16 Jun 2019 04:41:48.908	114493.807
Mean Duration			548.810
Total Duration			499965.792

Penumbra Times

Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
6 Jan 2019 04:27:27.674	6 Jan 2019 04:41:59.301	14.527
2 Feb 2019 09:09:27.147	2 Feb 2019 09:11:21.015	1.898
.	.	.
.	.	.
.	.	.
26 Dec 2019 01:49:38.846	26 Dec 2019 01:59:02.733	9.398
26 Dec 2019 03:19:47.772	26 Dec 2019 03:28:59.347	9.193

Global Statistics

Min Duration	30 Jul 2019 00:35:37.639	30 Jul 2019 00:35:44.669	0.117
Max Duration	26 Nov 2019 10:32:14.786	26 Nov 2019 12:19:17.931	107.052
Mean Duration			0.546
Total Duration			980.700

Umbra Times

Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
3 Feb 2019 02:17:28.419	3 Feb 2019 02:21:40.687	4.204
3 Feb 2019 07:59:40.414	3 Feb 2019 08:05:39.480	5.984
.	.	.
.	.	.
.	.	.
25 Dec 2019 15:53:15.926	25 Dec 2019 16:03:01.099	9.753
25 Dec 2019 21:40:41.698	25 Dec 2019 21:41:38.657	0.949

Global Statistics

Min Duration	25 Dec 2019 21:40:41.698	25 Dec 2019 21:41:38.657	0.949
Max Duration	9 Dec 2019 16:28:11.225	9 Dec 2019 17:18:06.096	49.915
Mean Duration			27.826
Total Duration			24653.509

Les valeurs importantes à retenir sont reportées dans la Table 22. Elles pourront être utilisées pour la détermination des caractéristiques requises pour les panneaux solaires dans la section 2.

TABLE 22 – Valeurs importantes de l’analyse des temps d’éclipse

Paramètre	Valeur [min]	Marge de 20 % [min]
Durée max. d’ensoleillement	114493.807	137 393 (~95 jours)
Durée min. d’ensoleillement	80.751	64
Durée max. dans la pénombre	107.052	129
Durée max. dans l’ombre	49.915	59

9.5.3 Contact avec les stations VLBI

Comme évoqué précédemment, toutes les stations VLBI n’ont pas pu être entrées dans le logiciel (par manque d’informations principalement), mais seulement une partie suffisante d’entre elles (European VLBI Network EVN principalement [7]). La plupart des antennes du réseau européen et chinois ont été entrées tandis que celles d’Amérique ne l’ont pas été. Néanmoins, les résultats étant déjà plus que satisfaisants pour la configuration actuelle, ils n’en seraient que meilleurs en ajoutant les stations manquantes.

Cette fois, la simulation est d’abord lancée sur une période d’un mois avant d’être lancée sur un an pour donner une idée représentative étant donné le nombre important de contacts. Les contacts avec les stations VLBI peuvent être visibles sur les figures 55 et 54. La condition de mise en contact des stations avec le satellite n’est activée que lorsqu’au minimum 3 stations peuvent se connecter en même temps avec LUNA. Les angles d’ouverture et la vitesse de rotation des antennes furent aussi pris en compte.

Access Times

Access #	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
1	1 Jan 2019 12:04:11.187	1 Jan 2019 16:15:33.644	251.374
2	1 Jan 2019 18:39:44.958	1 Jan 2019 21:17:57.967	158.217
	.	.	.
	.	.	.
130	31 Jan 2019 23:11:44.344	1 Feb 2019 03:27:16.063	255.529
131	1 Feb 2019 04:50:11.450	1 Feb 2019 09:27:20.417	277.149

Global Statistics

Min Duration	112	27 Jan 2019 19:42:36.253	27 Jan 2019 19:45:21.923	2.761
Max Duration	92	23 Jan 2019 03:32:01.150	23 Jan 2019 08:20:58.362	288.954
Mean Duration				229.769
Total Duration				30099.796

Access Times

Access #	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (min)
1	1 Jan 2019 12:04:11.187	1 Jan 2019 16:15:33.644	251.374
2	1 Jan 2019 18:39:44.958	1 Jan 2019 21:17:57.967	158.217
	.	.	.
	.	.	.
1538	1 Jan 2020 02:15:51.422	1 Jan 2020 06:35:21.619	259.503
1539	1 Jan 2020 08:57:26.383	1 Jan 2020 11:00:00.000	122.560

Global Statistics

Min Duration	318	17 Mar 2019 15:24:11.591	17 Mar 2019 15:24:26.633	0.251
Max Duration	802	10 Jul 2019 12:21:13.651	10 Jul 2019 17:10:10.948	288.955
Mean Duration				230.396
Total Duration				354579.950

On observe déjà une importante quantité de contacts sur un période de seulement 1 mois (131). A nouveau, toutes les valeurs sont calculées avec un minimum de 3 stations connectées. La table 23 reprend les valeurs importantes.

TABLE 23 – Valeurs importantes des contacts entre LUNA et les stations VLBI

Paramètre	Valeur [min]	Marge de 20% [min]
Durée max. d'un contact [min]	289	/
Durée min. d'un contact [min]	0.25 (15 s)	/
Durée totale des contacts (1 mois) [min]	30100	24080 (~16.7 jours)
Durée totale des contacts (1 an) [min]	354580	283664 (~197 jours)
Nbre total de contacts (1 mois)	131	/
Nbre total de contacts (1 an)	1539	/

On observe que le nanosat est en contact avec les stations plus de la moitié du temps des intervalles sélectionnés. Ceci prouve une fois de plus l'avantage de cette orbite.

9.6 Manoeuvres de déploiement

Puisque LUNA sera équipé d'un système de propulsion et déployé depuis l'ISS, il lui faudra effectuer une manoeuvre orbitale pour atteindre l'orbite déterminée précédemment, étant donné que l'orbite initiale donnée par l'ISS ne croise pas celle-ci. Pour ce faire, il suffit d'envoyer une certaine poussée dans une certaine direction à un instant précis pour modifier la trajectoire du satellite. Il prendra une nouvelle direction et suivra un chemin sur ce qui est appelé une orbite de transfert. A partir de là, une deuxième poussée à l'apogée de l'orbite de transfert guidera le satellite vers son orbite finale.

Il existe 3 méthodes de transfert d'orbite possibles : le transfert d'Hohmann, le transfert rapide et le transfert bi-elliptique (Fig. 60). On parle de transfert d'Hohmann lorsque $2a_1 - r_1 = r_2$.

Il y a transfert rapide (Fig. 61) lorsque la seconde poussée ne se fait pas à l'apogée (2 sur la figure 60), mais avant celle-ci, à l'intersection entre le cercle rouge et l'ellipse turquoise de la figure 60. En plus de cela, il est parfois requis de changer l'inclinaison de l'orbite finale si celle-ci n'est pas coplanaire avec l'orbite initiale.

Le transfert bi-elliptique est avantageux sur le transfert d'Hohmann par le fait qu'il consomme moins de carburant, mais est près de deux fois plus lent que celui-ci. Le transfert d'Hohmann est lui-même plus avantageux en carburant par rapport au transfert rapide, mais aussi au détriment de sa durée. En effet, le transfert bi-elliptique requiert de parcourir une ellipse complète, un transfert d'Hohmann seulement une demi ellipse, et le transfert rapide moins d'une demi ellipse.

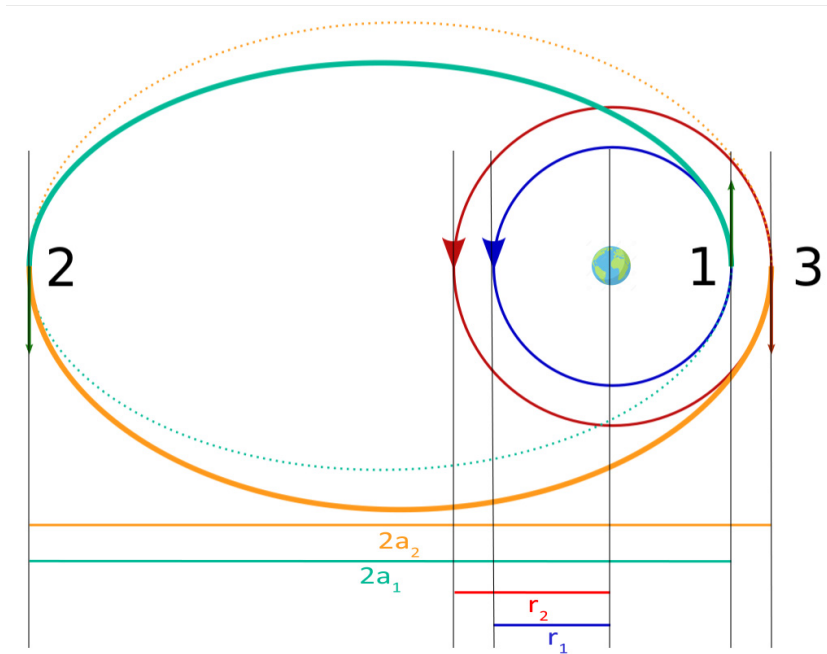


FIGURE 60 – Transfert bi-elliptique

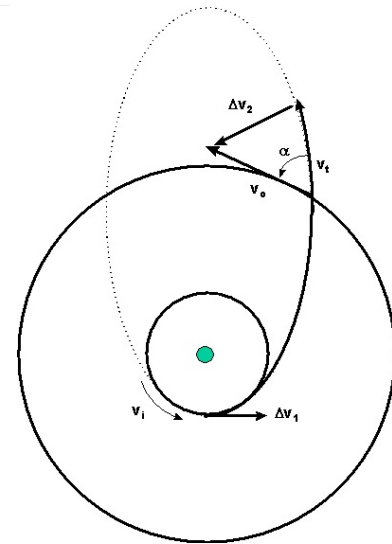


FIGURE 61 – Transfert rapide

L'équation fondamentale du transfert d'orbite pour calculer les changements de vitesse nécessaires est l'équation de la force vive :

$$v = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

avec :

a [m] le demi-grand axe de l'orbite,

$\mu = GM$, dont

G [m³/kgs²] la constante de la gravitation = $6.67 \cdot 10^{-11}$,

M [kg] la masse du corps central,

r [m] la distance de l'objet en orbite par rapport au corps central,

v [m/s] sa vitesse.

Quant à la variation de vitesse pour un changement d'inclinaison (Fig. 62), elle est donnée par :

$$\Delta v = 2v_i \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right)$$

avec v_i la vitesse initiale de l'objet et Δi la variation d'inclinaison. La manoeuvre sera plus économique si le changement d'inclinaison et le transfert d'Hohmann sont combinés en une seule et unique manoeuvre.

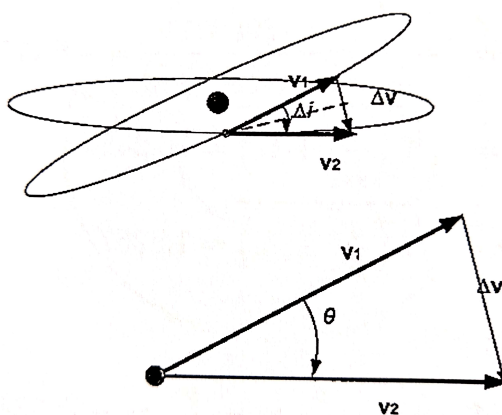


FIGURE 62 – Illustration du Δv pour un changement d'inclinaison [1]

De l'ISS à l'orbite de LUNA Il est désormais possible de calculer le transfert depuis l'orbite de lancement de LUNA (orbite de l'ISS) à son orbite finale désirée. Les conditions de largage depuis l'ISS sont reprises table 24.

TABLE 24 – Paramètres orbitaux de l'ISS avec conditions de largage des nanosats

Symbole	Description	Valeur
a	Demi-grand axe [km]	6785
e	Excentricité	0
i	Inclinaison [°]	51.65
Ω	Longitude du noeud ascendant [°]	225.116
	Altitude de largage [km]	400-415
	Vitesse d'éjection [m/s]	1.1-1.7

Un minimum de deux manoeuvres est nécessaire. La première pour fixer l'inclinaison et l'apogée, et la seconde pour fixer le périégée et l'argument du périégée.

Il faut aussi optimiser le moment de largage depuis l'ISS et pour cela il a fallu déterminer la bonne anomalie vraie pour que les manoeuvres suivantes se passent sans problème. calcul rapide sous STK nous donne les résumés suivants des manoeuvres (rapports complets en annexe) : Un calcul rapide

sous STK nous donne les résumés suivants des manoeuvres (rapports complets en annexe) :

Maneuver Summary:

```

Maneuver Start: 1 Jan 2019 11:07:00.000 UTCG;    2458484.96319444 UTC Julian Date
Maneuver Stop:  1 Jan 2019 11:07:00.000 UTCG;    2458484.96319444 UTC Julian Date
Duration:      0 sec
Fuel Used:                                0 kg
DeltaV Magnitude:      7889.772696782534 m/sec
Maneuver Direction Specification:  Thrust Vector

```

DeltaV vector with respect to VNC(Earth) axes:

```

X (Velocity):      -1864.771629475206 m/sec
Y (Normal):        7449.730929027559 m/sec
Z (Co-Normal):     1809.046451003893 m/sec
Azimuth:           104.0531725008725 deg
Elevation:         13.25527819566161 deg
Magnitude:         7889.772696782539 m/sec

```

Maneuver Summary:

```

Maneuver Start: 1 Jan 2019 13:48:19.150 UTCG;    2458485.07522164 UTC Julian Date
Maneuver Stop:  1 Jan 2019 13:48:19.150 UTCG;    2458485.07522164 UTC Julian Date
Duration:      0 sec
Fuel Used:                                0 kg
DeltaV Magnitude:      92.36627197040467 m/sec
Maneuver Direction Specification:  Thrust Vector

```

DeltaV vector with respect to VNC(Earth) axes:

```

X (Velocity):      92.30809087587291 m/sec
Y (Normal):        0.8714415163175226 m/sec
Z (Co-Normal):     -3.159928202664297 m/sec
Azimuth:           0.5408890732886384 deg
Elevation:         -1.96051957828741 deg
Magnitude:         92.36627197040468 m/sec

```

La première manoeuvre envoie le satellite à l'apogée, l'inclinaison, RAAN et argument de périégée demandé (Fig. 63). La seconde manoeuvre consiste à diriger le satellite vers un périégée à 700 km d'altitude, tout en maintenant les autres paramètres atteints précédemment fixes (ce qui fut le plus compliqué dans la conception de la simulation : quelle manoeuvre influence quels paramètres, dans quel ordre, comment les conserver, etc.).

On remarque que la première valeur calculée du Δv est très élevée pour un système de propulsion de nanosat. Néanmoins il ne s'agit d'ici que d'une simple simulation rapide avec impulsions instantanées et manoeuvres effectuées à l'apogée ou périégée des orbites. D'ailleurs STK n'a pas renvoyé la quantité d'ergol utilisé (Fuel Used : 0 kg). Le transfert d'orbite depuis celle de l'ISS se révèle faisable mais devra être confirmé et déterminé avec précision. Un logiciel connexe de STK, ODTK possède un plug-in conçu spécialement pour la détermination d'orbite

En effet, un rapide calcul manuel de manoeuvre orbitale d'une orbite LEO à GEO (donc plus de 36 000 km d'altitude, presque deux fois plus éloigné que l'orbite de LUNA) avec changement d'inclinaison donne un Δv total de 4,29 km/s en effectuant un premier transfert d'Hohmann, suivi d'un transfert combiné à l'apogée.

Au final, il suffira d'orienter le nanosat vers la bonne direction, dans laquelle il pourra donner son impulsion. Il n'est pas confirmé (mais fortement supposé) que le bras du largage de l'ISS permet de choisir l'orientation dans laquelle les nanosats sont expulsés. Ceux-ci sortant avec une vitesse entre 1.1 et 1.7 m/s, une certaine quantité d'ergol pourra être économisée.

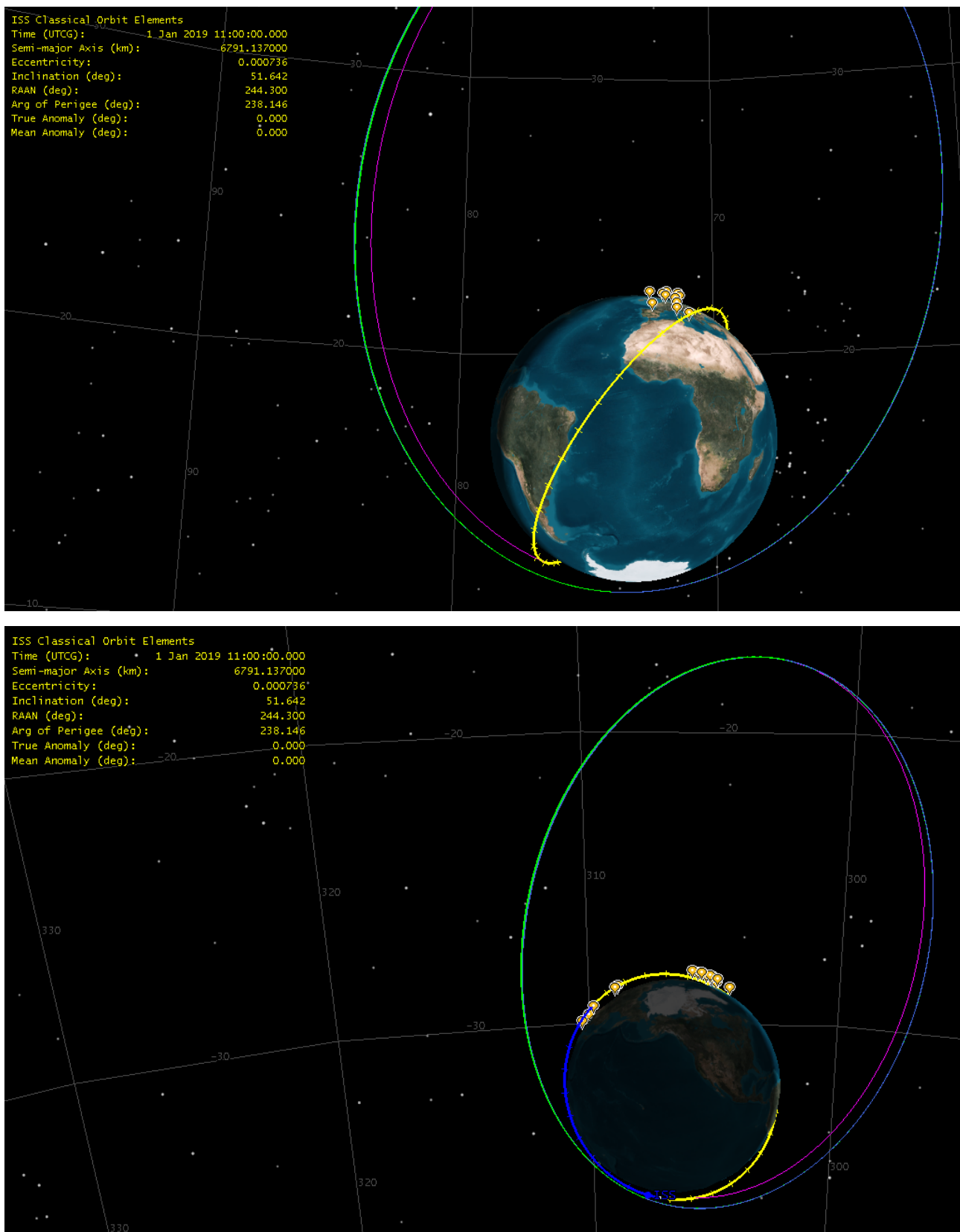


FIGURE 63 – Illustration des manoeuvres de mise en orbite de LUNA : en jaune l’orbite de l’ISS, en rose la première orbite de transfert après la première impulsion (propagation jusqu’à l’apogée), en vert la seconde orbite de transfert après la seconde impulsion située à l’apogée (propagation sur une orbite), en bleu l’orbite finale de LUNA. L’image du haut est prise depuis le Soleil, celle du bas derrière la Terre

Une alternative ?

Il est bien évident que pour rejoindre son orbite, LUNA requiert un système de propulsion. L'ISS se trouvant très basse par rapport à l'orbite visée, une grande quantité d'ergol (ou du moins un I_{sp} élevé) est nécessaire.

L'alternative serait de déployer LUNA par un lanceur. En attendant d'avoir d'autres satellites possédant une orbite similaire, une solution serait d'embarquer le nanosat avec un satellite de télécommunication sur un lanceur allant déjà vers une orbite GEO (aux alentours des 36 000 km d'altitude). Ce type de lancement est plus fréquent, et LUNA est plaçable sur son orbite en 2 ou 3 manoeuvres moins consommatrices d'ergol.

9.7 Fin de vie

L'orbite des satellites a tendance à naturellement se réduire, c'est à dire que l'on observe une diminution de l'altitude du péri-gée et de l'apo-gée. Cela est dû principalement à la traînée atmosphérique (section 9.2). Avec l'accumulation du nombre de débris et de satellites dans l'espace, les agences gouvernementales renforcent les règles par rapport au temps d'utilisation et au temps de vie des nanosats, surtout une fois leurs opérations achevées. [2]

Il est en effet requis pour *les vaisseaux (dont nanosats) et étages de lanceurs de limiter sa présence dans la région LEO protégée à un maximum de 25 ans après la fin de mission.* (ISO 24113 :2011 Space systems — Space debris mitigation requirements)

Sans entrer dans les détails, les ISO 26872 :2010 et ISO 16164 :2015 demandent aux satellites passant par des orbites LEO ou GEO de préserver du carburant spécialement pour la fin de vie, et de se parquer sur une orbite de sorte de ne pas retomber dans les orbites LEO et GEO protégées sous 100 ans. [3]

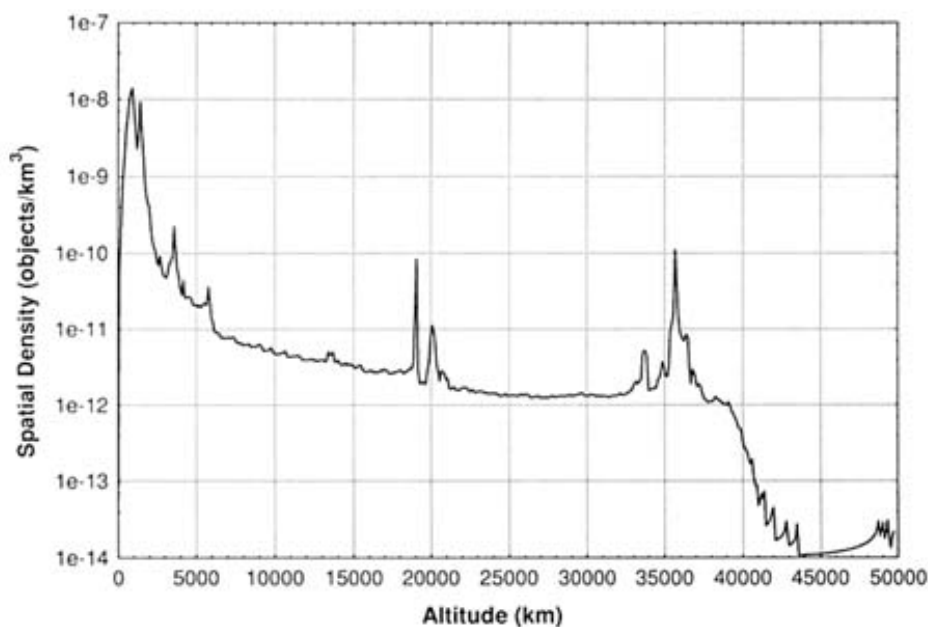


FIGURE 64 – Densité de débris spatiaux répertoriés en fonction de leur altitude

La pollution spatiale est en effet l'un des grands challenges des années à venir (Fig. 64). Il existe principalement trois moyens de désintégration de nanosats en fin de vie.

Le premier, passif, consiste à avoir un satellite en orbite assez basse pour que celle-ci décroisse toute seule de par la traînée aérodynamique réduisant sa vitesse. Le satellite finira par entrer tout seul dans l'atmosphère où il se consumera. Cette méthode est souvent utilisée pour les orbites LEO et laisse une durée de vie relativement longue car très lente (3 à 5 ans).

La deuxième méthode consiste à utiliser le système de propulsion et opérer une manoeuvre orbitale afin de changer la trajectoire du nanosat et de soit le parquer sur une orbite hors LEO et GEO, soit le faire se diriger directement vers l'atmosphère terrestre. Il est demandé qu'aucune pièce de grande taille ne survive après la réentrée et la désintégration du nanosat.

La dernière méthode est de placer un dispositif à bord du satellite qui, une fois la fin de vie décidée, se déploierait pour augmenter considérablement la force de traînée et revenir comme dans le premier cas, mais beaucoup plus rapidement. Ce dispositif peut être par exemple une voile (InflateSail, 2017 : 3,2 kg, dimensions de 32 x 10 x 10 cm) ou un ballon [4].

A la différence de la première, les deux autres méthodes permettent de faire une ré-entrée intentionnelle lorsque la mission le requiert. Il est possible de contrôler la force de traînée pour la deuxième solution, tandis que ce sont la vitesse et la trajectoire qui peuvent être choisies dans le cas de la troisième.

LUNA ayant un système de propulsion, il est fort probable que ce soit la deuxième méthode qui soit choisie.

En effet, concernant la troisième méthode, le prix du gramme à envoyer dans l'espace reste à ce jour toujours élevé (~15€/g avec Arianespace et ~19€/g avec Space Exploration Technologies Corp. [5, 6]), et il n'est pas possible de se permettre de perdre 3U de volume uniquement pour le système de désorbitage.

La première méthode est à exclure, car elle prendrait simplement trop de temps pour LUNA. En lançant les simulations (prenant en compte la diminution d'altitude due à l'atmosphère, à la pression radiative du Soleil et au coefficient J_2), LUNA ne retombe pas sur Terre avant au moins 100 ans (365225 jours, limite fixée dans la simulation). Les paramètres utilisés pour la simulation sont les suivants (réels corrigés de 20% ou bien valeurs extrêmes, comme par exemple les surfaces exposées) :

TABLE 25 – Paramètres utilisés pour la simulation de fin de vie

Paramètre	Valeur
Surface de drag [m ²]	1
Surface exposée au Soleil [m ²]	1
Masse [kg]	30
Cd	2.2
Cr	1
Modèle	NRLMSISE 2000 & Jacchia-Roberts
Altitudes de validité des modèles [km]	0 - 1000 & 90 - 2500

Néanmoins, il est important de remarquer que ces effets (atmosphère et pression radiative) ne sont pas négligeables sur la vie de l'orbite, comme en témoigne la figure 58. Ils ne vont cependant pas mener à la ré-entrée du satellite dans l'atmosphère.

Références

- [1] Weiduo HU, *航天器动力学与控制基础 (Fundamental Spacecraft Dynamics and Control)*, 3ième édition, 北京航空航天大学研究生兼留学生教材, BUAA School of Astronautics/International, 2014.
- [2] Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, *Support to the IADC Space Debris Mitigation Guidelines*, 2014, Action Item 26.2
- [3] H. Stokes et al., *STATUS OF THE ISO SPACE DEBRIS MITIGATION STANDARDS*, 2017, ESA Space Debris Office, 7th European Conference on Space Debris.
- [4] C. Lücking et al., *A Passive De-orbiting Strategy for High Altitude CubeSat Missions using a Deployable Reflective Balloon*, 2011, 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation.
- [5] M. Cabirol, *Espace : les vrais coûts d'un lancement par la fusée Falcon 9 de SpaceX*, <https://www.latribune.fr/entreprises-finance/industrie/aeronautique-defense/20131125trib000797653/espace-les-vrais-couts-d-un-lancement-par-la-fusee-falcon-9-de-spacex.html> publié le 4 décembre 2013, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [6] G. Brown et W. Harris, *How Satellites Work - How Much Do Satellites Cost ?*, <https://science.howstuffworks.com/satellite10.htm> publié en 2013, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [7] Wikipedia, *European VLBI Network*, https://en.wikipedia.org/wiki/European_VLBI_Network consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [8] Wikipedia, *Orbite de Transfert, Orbite de Molnia, Manoeuvre Orbitale, Transfert bi-elliptique, Mécanique Spatiale, Tsiolkovsky Rocket Equation*, https://fr.wikipedia.org/wiki/Orbite_de_transfert
https://fr.wikipedia.org/wiki/Orbite_de_Molnia
https://fr.wikipedia.org/wiki/Transfert_bi-elliptique
https://fr.wikipedia.org/wiki/Man%C5%93uvre_orbitale
https://fr.wikipedia.org/wiki/M%C3%A9canique_spatiale#Les_lois_de_Kepler
https://en.wikipedia.org/wiki/Tsiolkovsky_rocket_equation
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [9] AGI STK Help, *Astrogator : Moon Mission (with B-Plane Targeting) Tutorial, Astrogator : Hohmann Transfer (Target Sequence) Tutorial, Astrogator : Fast Transfer Tutorial*, <http://help.agi.com/stk/index.htm#training/tx-lunar.htm>
<http://help.agi.com/stk/index.htm#training/tx-targeting.htm>
<http://help.agi.com/stk/index.htm#training/tq-fastrans.htm>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.

10 Commentaires sur l'utilisation de STK

Systems Tool Kit (STK) est un logiciel développé par AGI. En date du 6 juin 2019, la dernière version du logiciel est la version 11.6. Les calculs de ce document ont été effectués sur la version 11.5. Ce logiciel est un ensemble d'outils conçus pour différentes missions spatiales, aériennes et maritimes. Cette section portera surtout sur les opérations spatiales puisque les autres domaines n'ont pas été explorés dans le cadre de ce travail.

Il existe des applications fonctionnant de paire avec STK, telles que Orbit Determination Tool Kit (ODTK) servant à la détermination précise d'un orbite. ODTK possède aussi ses propres modules comme Maneuver Processing Tool, outil spécialement développé pour les manoeuvres spatiales. Il est donc fortement conseillé ne serait-ce que de tester ces programmes dans le cas de LUNA, STK de base ne permettant pas une optimisation correcte des manoeuvres.

Il faut toutefois de bonnes connaissances dans l'utilisation de ces logiciels ainsi qu'en aérospatial. Pour reprendre l'exemple du transfert orbital, selon si l'impulsion est donnée avant ou à l'apogée, le résultat sera différent (à l'apogée = transfert d'Hohmann, avant = transfert rapide). C'est l'utilisateur qui décide du meilleur instant pour donner l'impulsion Δv . Il est possible de demander à STK de déterminer ce meilleur instant en plus du Δv idéal (norme et direction), mais l'on risque d'obtenir des résultats divergents : avec trop de degrés de liberté, STK ne parvient pas à effectuer l'optimisation de manière idéale.

10.1 Vue globale de STK

STK fonctionne par "scénario". Il s'agit de l'ensemble des éléments composants la mission prête à être conçue. Avant de commencer il est important de préciser l'époque, c'est à dire le moment où commence la ligne de temps.

Il est possible d'exporter les résultats sous forme de vidéos, rapports (tableau Excel) ou graphiques. Par exemple, lorsque deux objets entre en contact, il est possible de demander au programme de calculer différents paramètres tels que la durée du contact, le temps de début et de fin, le nombre de contacts si il y a plusieurs appareils, etc. Ces rapports de contacts sont appelés access.

L'interface de STK propose différents panneaux : une vue 3D, un planisphère, une arborescence des objets du projet et une ligne de temps (Fig. 65).

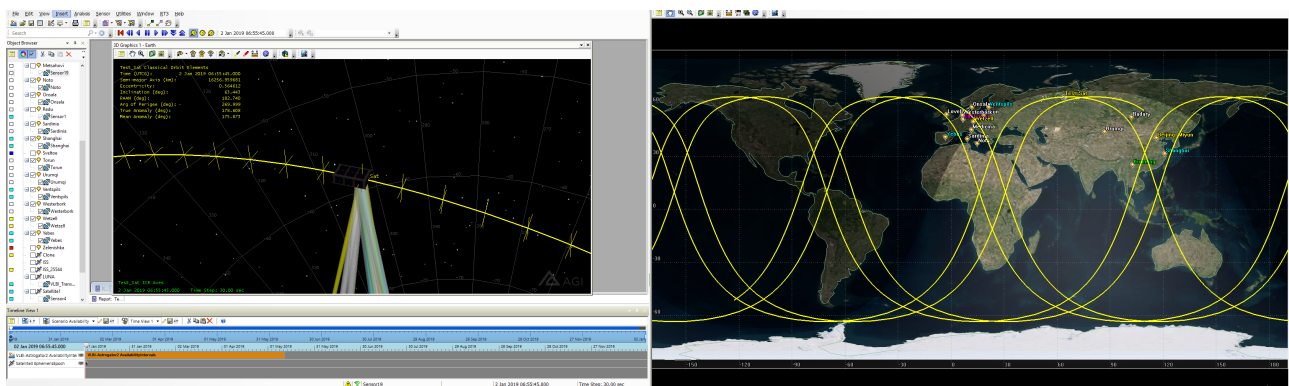


FIGURE 65 – L'interface de STK (à gauche : l'arborescence des objets, la ligne de temps et la vue 3D ; à droite : le planisphère)

10.1.1 Vue 3D et planisphère

La vue 3D et le planisphère proposent d'innombrables possibilités de personnalisation afin de garantir à l'utilisateur la meilleure vue possible sur sa mission. Les cartes sont fournies par Bing et peuvent être agrandies à souhait, à la limite des images satellites.

Pour les opérations au sol, il est possible d'utiliser le relief du terrain ou d'importer des formes 3D de bâtiments directement depuis des sources en ligne de GNSS comme les données Google Earth. La trace au sol des appareils apparaît dans la fenêtre 2D.

Pour le spatial, il est possible de concevoir des missions dans tout le système solaire et autour d'une multitude d'astres différents, allant des planètes, aux comètes ou astéroïdes. La vue 3D permet de suivre les objets ou d'en avoir une vue globale avec l'astre autour duquel ils orbitent.

Presque chaque bouton est personnalisable et tous les chiffres indiqués peuvent être exprimés en de multiples unités proposées et changeables facilement.

10.1.2 Ligne de temps et arborescence des objets

La ligne de temps permet de se déplacer dans le temps du scénario. Il est possible de choisir le pas de temps et la vitesse de lecture, en avant ou en arrière. Dans la ligne de temps peuvent apparaître aussi tous les access calculés.

L'arborescence des objets fait une liste des objets du scénario à partir de laquelle il est possible d'atteindre leur propriétés facilement.

10.2 Les objets

Sans entrer dans les détails, STK propose une multitude d'objets. Ceux utilisés pour la mission de LUNA sont les objets Place, Facility, Chain, Constellation, Satellite et Sensor (Fig. 66).

Facility et Place correspondent à des bâtiments ou stations sur Terre auxquels il est possible d'attribuer un Sensor. Les objets Sensor sont des antennes et ont été utilisés pour modéliser les antennes VLBI. Ils proposent un nombre incalculable de paramètres rendant ainsi les calculs plus précis. Il a en effet été possible d'introduire les propriétés physiques de chaque antenne VLBI. La figure 67 montre les nombreuses options des Sensors. Surligné en jaune sont les onglets de paramètres les plus importants.

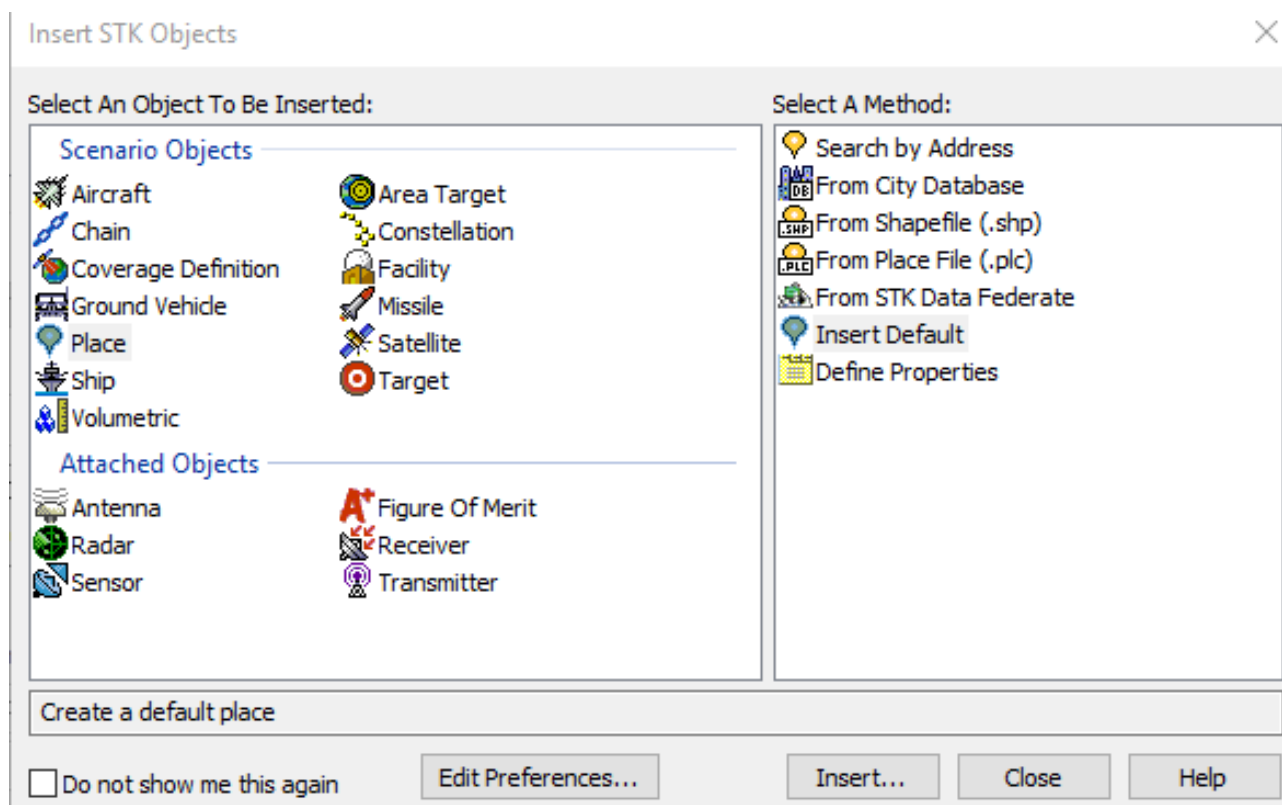


FIGURE 66 – Liste des objets de STK

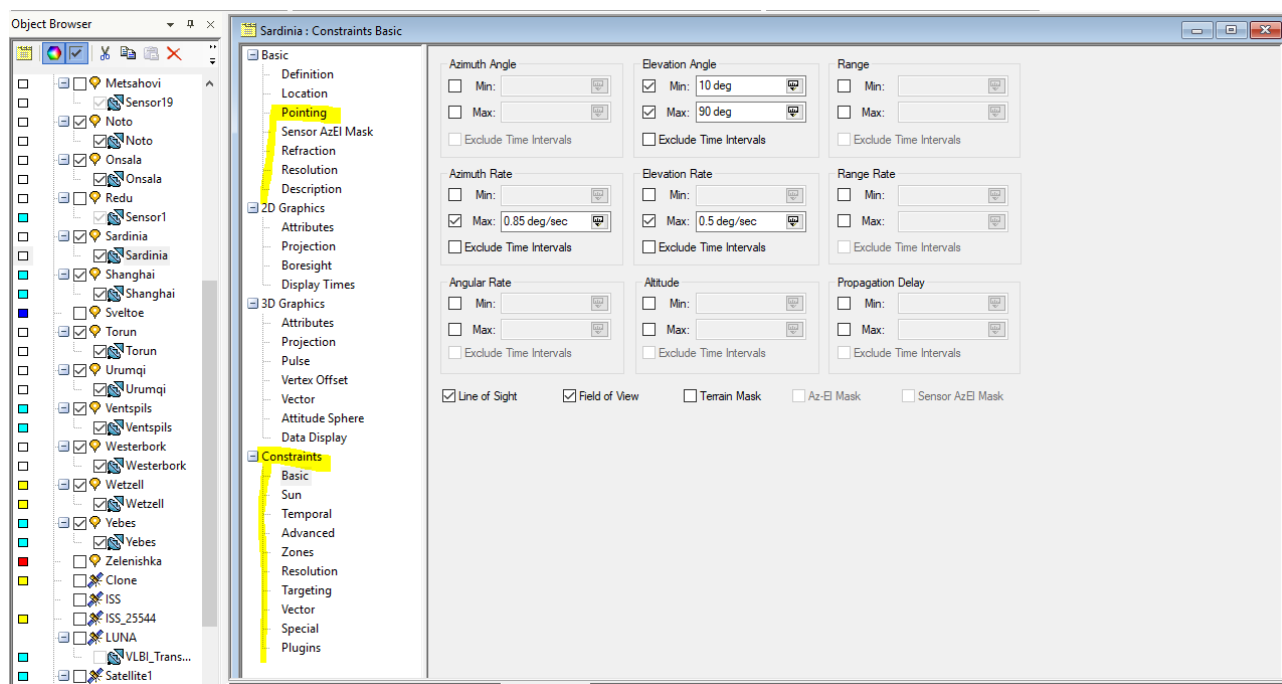


FIGURE 67 – Options des objets Sensor

Les onglets 2D Graphics et 3D Graphics sont à peu de choses près les mêmes pour chaque type d'objet, aidant à la visualisation sur les fenêtres 2D et 3D. Il est même possible de choisir le modèle 3D utilisé; un modèle de nanosat 6U fut choisi pour LUNA (visible sur la figure 65), les panneaux solaires pouvant être animés et déployés (le modèle n'influence bien-sûr aucun calcul, il ne sert que de repère visuel).

Les objets satellites permettent de créer et de gérer les satellites. A nouveau, énormément de paramètres sont proposés pouvant être aussi précis que les Sensors. En plus des paramètres, STK propose des utilités séparées comme un Orbit Wizard (Fig. 68) pour pouvoir personnaliser l'orbite souhaitée, un onglet Lifetime aidant à la détermination du temps de vie, un plug-in Solar Pannels ou un simulateur d'attitude.

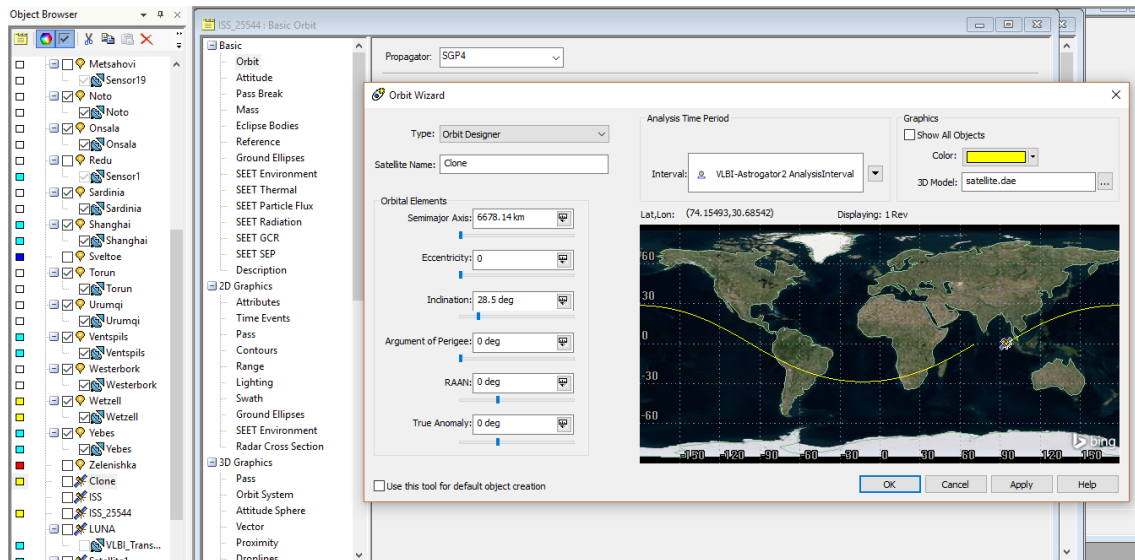


FIGURE 68 – Orbit Wizard. Sous l'onglet "Type" il est possible de sélectionner des presets comme Geosynchronous, LEO, Molnia, Heliosynchronous,...

Il est possible d'entrer tous les paramètres du satellite comme toutes informations sur le système de propulsion, les coefficients de traînée, réflectivité, ratio surface/masse, quantité d'ergols, matrice, d'inertie,... (exemple des coefficients utilisés pour la thermique sur la figure 74).

Des onglets spéciaux peuvent aussi calculer uniquement les flux de particules, de radiations solaires ou l'influence de l'atmosphère sur le satellite.

Mais l'onglet le plus important est celui appelé Orbit, dans lequel STK propose 13 propageurs d'orbite différents ! Le tableau ci-dessous en reprend les principaux.

TABLE 26 – Description des propageurs d'orbite principaux

Nom du propageur	Description rapide
TwoBody	Applique uniquement les lois de Kepler sans perturbations
J2Perturbation	Prend en compte le terme J2
SGP4	Importe un satellite déjà existant à partir de son numéro SSC
HPOP	Prend en compte le plus de perturbations possibles, comme la pression radiative, la traînée, les effets relativistes, l'albédo terrestre, les marées, etc.
Astrogator	Plug-in à part entière, il permet de déterminer les transferts orbitaux

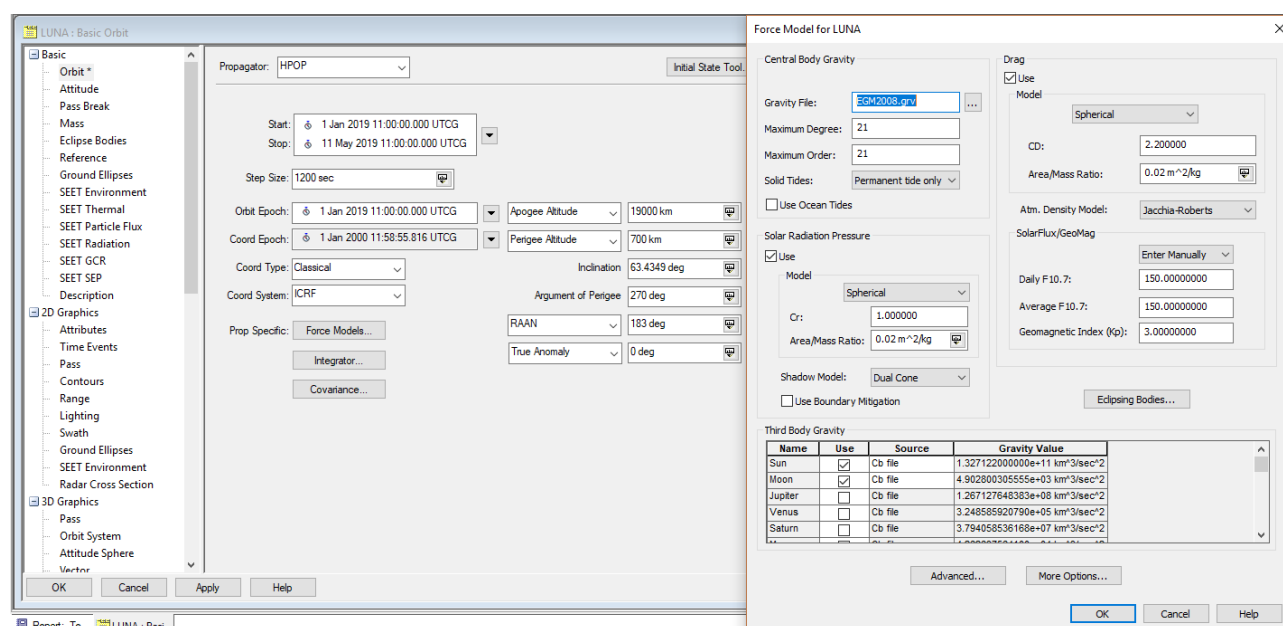


FIGURE 69 – Le propageur HPOP dans l'onglet Orbit

Finalement les objets Chain et Constellation servent à relier différents objets entre eux pour créer une sorte de groupe. Toutes les stations VLBI ont été mises dans l'objet Constellation et celui-ci a été introduit dans l'objet Chain avec LUNA. L'objet Chain crée la connexion entre les deux. Ces objets ont eux aussi des paramètres réglables et des contraintes. Par exemple, pour les stations VLBI, la contrainte "au moins 3" a été choisie. Les résultats ne seront visible qu'une fois les access calculés (Fig. 71).

10.3 Graphes, rapports et access

Quasiment chaque paramètre peut être exporté sous forme de graphe ou de rapport. La figure ci-dessous permet de voir le rapport d'un access entre l'antenne Sensor1 à Redu et le satellite Test_Sat. Une longue liste de presets de rapports et de graphes est fournie, avec des noms équivoques, mais il est possible de personnaliser ces rapports et graphes comme le montre la figure 70.

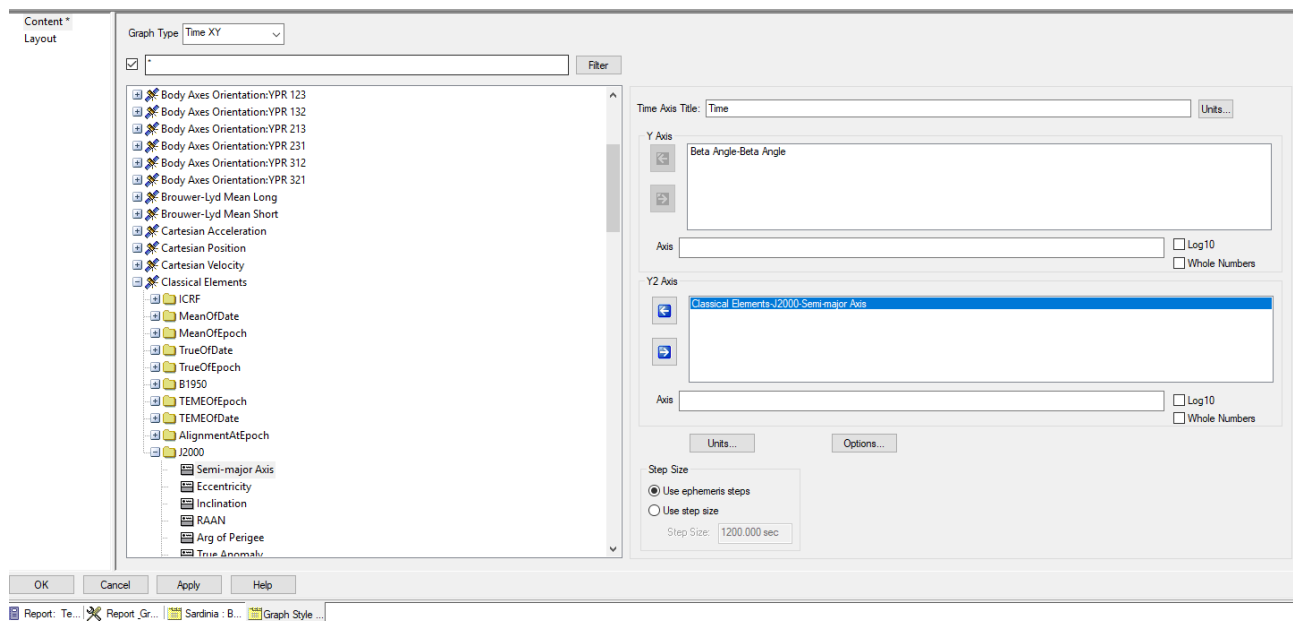


FIGURE 70 – Personnalisation des rapports dans le Reports & Graphs Manager

Une fois les access calculés, les lignes rouges apparaissent dans la fenêtre 2D, indiquant les objets en contact. Les lignes de couleurs dans la fenêtre 3D sont les cônes d'ouverture des différentes antennes VLBI, pointant vers le satellite.

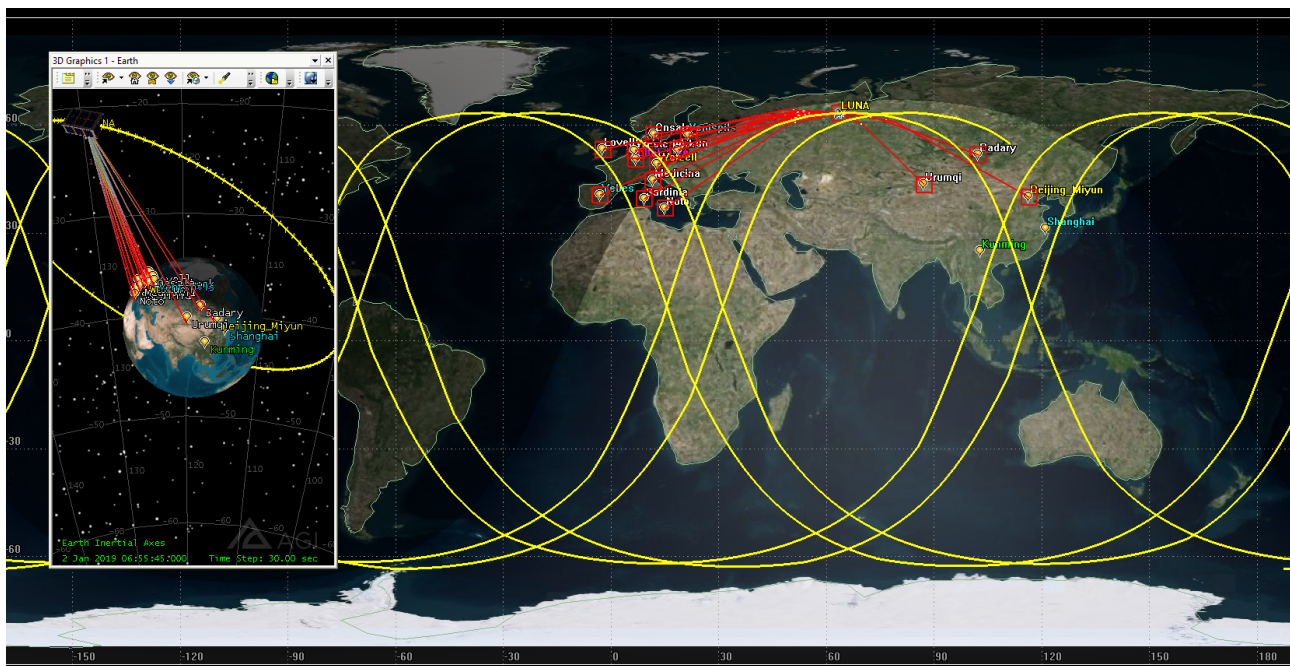
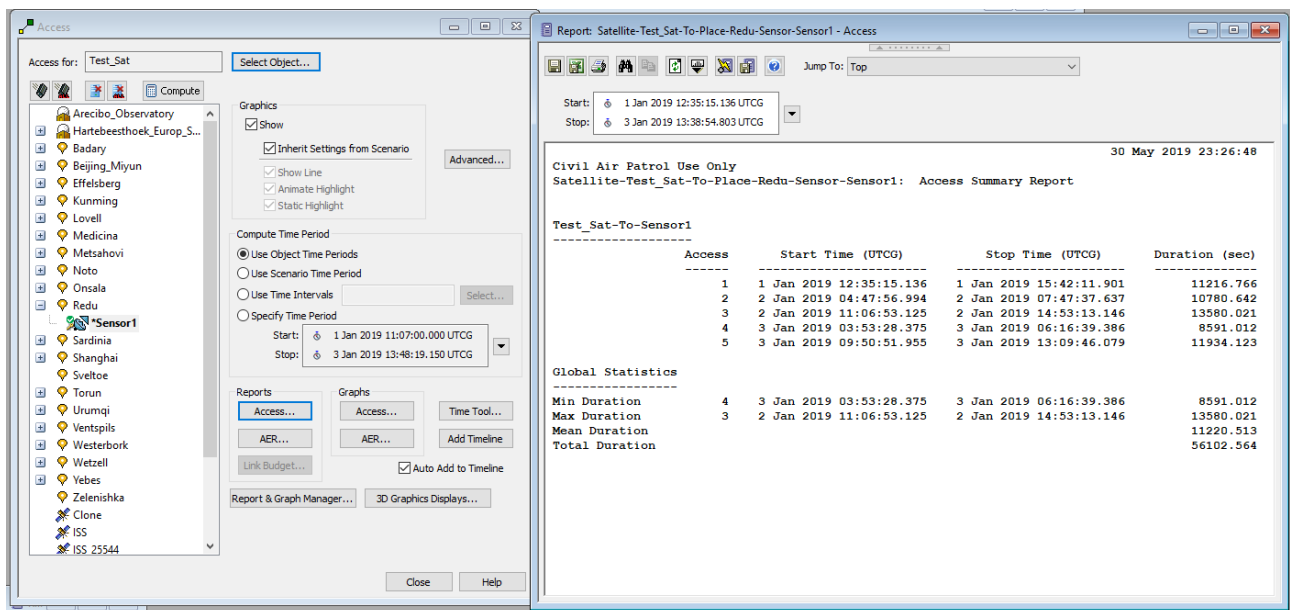


FIGURE 71 – Haut : rapport d'accès, bas : visuel d'un accès sur les fenêtres 2D et 3D (les lignes rouges montrent qu'il y a contact entre le satellite et les stations)

10.4 Import - export

STK supporte un grand nombre de types de fichiers et permet d'importer des modèles, autant pour les stations, qui pour des contrôles d'attitude, l'aérodynamique, la propulsion, etc.

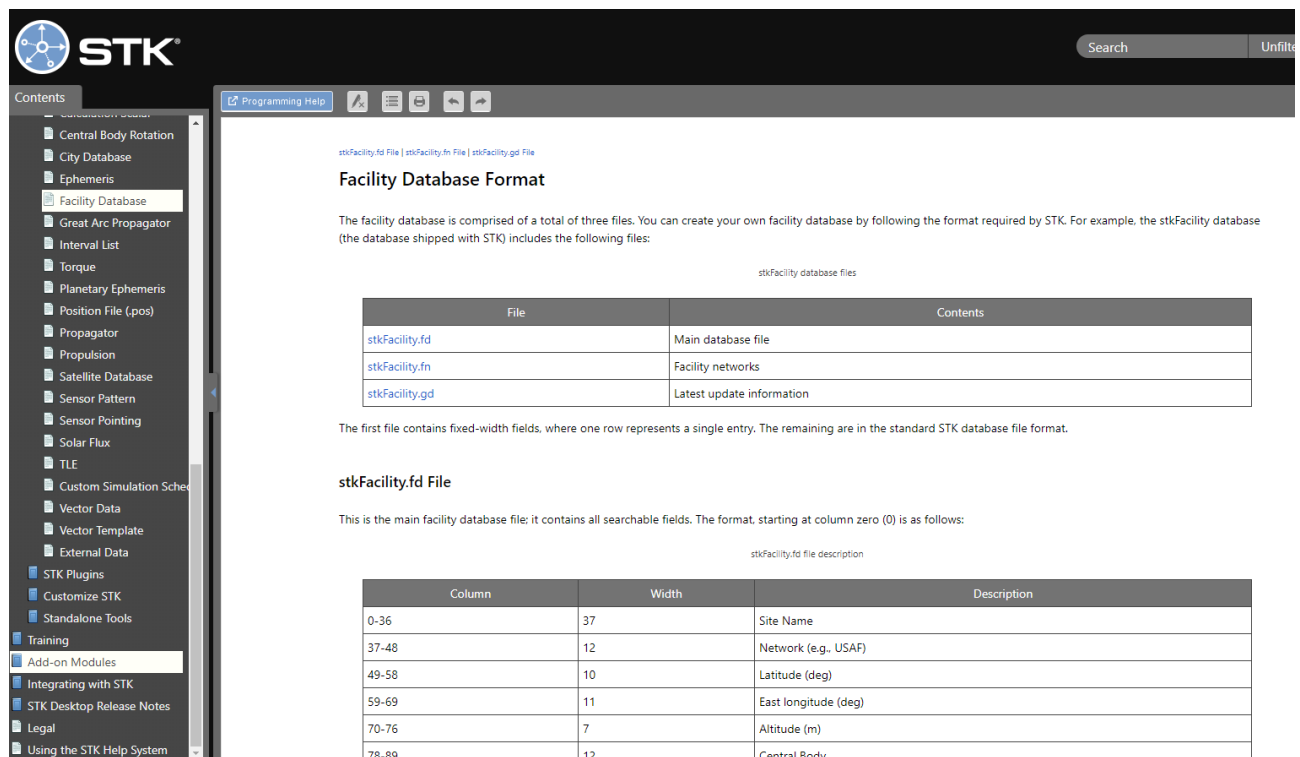


FIGURE 72 – Dans l'aide, une longue liste de type d'objets pouvant être importés

10.5 Ressources

L'aide en ligne est extrêmement abondante. Chaque commande y est expliquée et il existe beaucoup de tutoriaux couvrant les points clés des différentes parties du programme. Des missions ayant déjà eu lieu sont recréées dans les exercices proposés. Les tutoriaux d'Astrogator furent utilisés pour les manoeuvres orbitales et furent très utiles, bien que le résultat de l'optimisation ne soit pas satisfaisant.

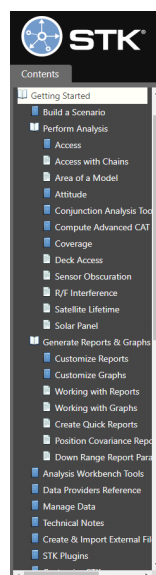


FIGURE 73 – Une partie de l'aide plus que complète

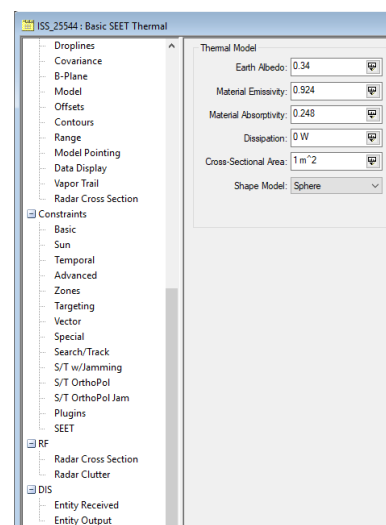


FIGURE 74 – Exemple de paramètres pour les flux thermiques

10.6 Conclusion

STK est un logiciel très performant balayant des domaines d'utilisation très larges. Les paramètres pouvant être ajustés pour chaque objet sont nombreux et peuvent être modifiés à souhait. STK peut fournir des données sous diverses formes avec une très haute précision et est très pratique pour son côté visuel. Le package ODTK pourrait venir compléter de manière efficace les utilités de détermination d'orbite (déjà très performantes) et de manoeuvres orbitales (avec Astrogator). Un document très complet sur ODTK est disponible à l'adresse <https://pdfs.semanticscholar.org/b113/89e48e8975f508dd73f00f39bbde9f509f4b.pdf>.

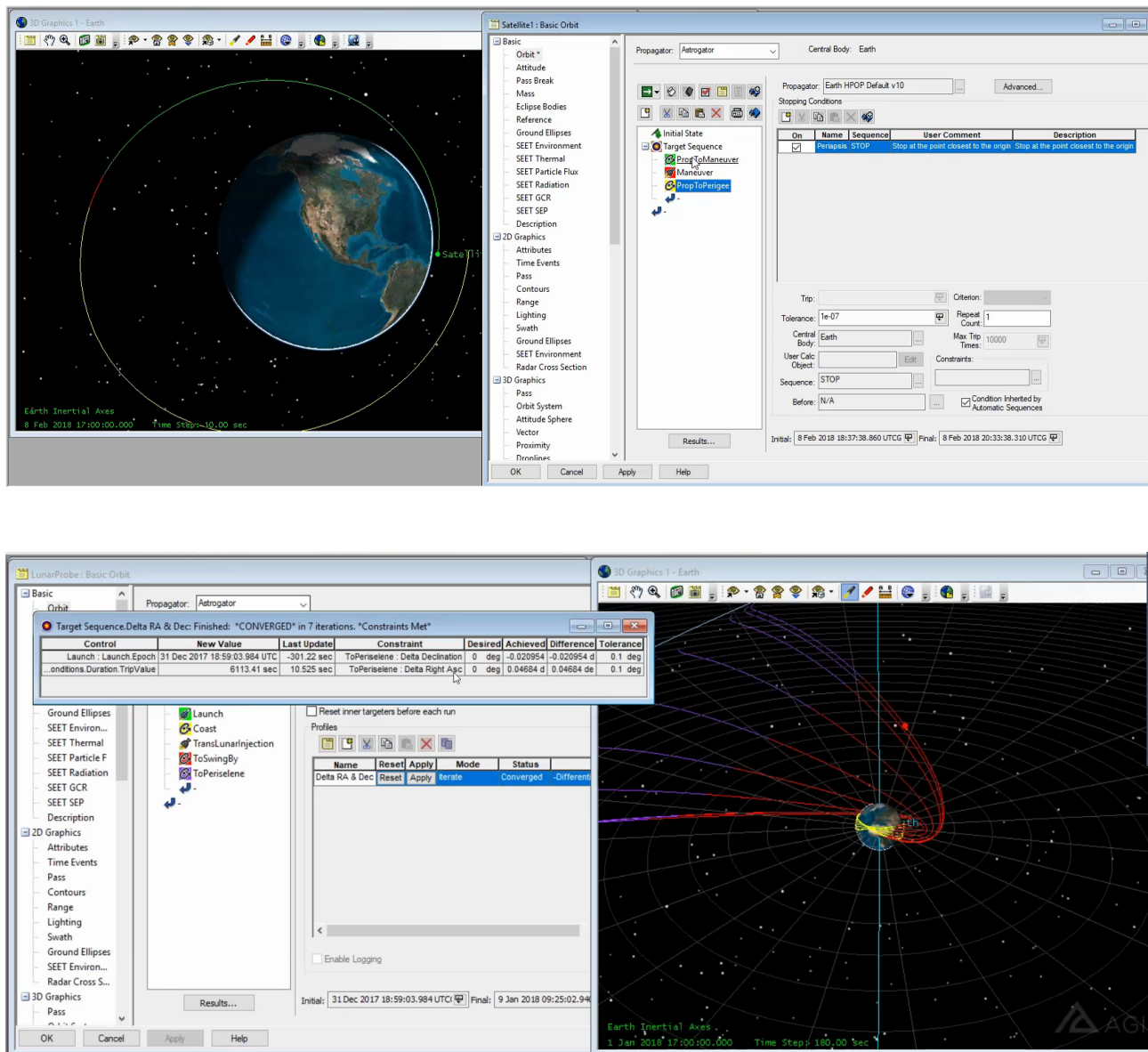


FIGURE 75 – Astrogator. Haut : transfert d'orbite, bas : illustration des itérations effectuées pour l'optimisation de 2 paramètres (dans la petite fenêtre)

11 Conclusions et projets futurs

Ce travail constitue les premières bases du nanosatellite de l'UCLouvain, LUNA. Le but était de donner des estimations générales préliminaires du satellite.

Après une remise en contexte, nous avons commencé par décrire de manière générale les différents composants d'un nanosat pour ensuite estimer les caractéristiques techniques de ceux qui seraient utilisés pour LUNA. Nous avons ensuite décrit les payloads principaux, dont le VLBI et le mEPT. Nous avons caractérisé les contraintes qu'ils imposaient sur la conception du satellite ainsi que sur son orbite. Une vue globale des conditions extérieures au satellite dans l'environnement spatial a été exposée, suivie des techniques de déploiements de nanosatellites. Nous avons finalement fait une proposition pour l'orbite de LUNA, avec les manoeuvres à effectuer pour sa mise en orbite et pour sa fin de vie.

Pour l'orbite de LUNA, il est proposé d'utiliser une orbite molnia permettant de survoler une zone précise plus longtemps pour le transfert de données et pour le test technologique du VLBI. LUNA survole aussi (plus rapidement) des latitudes plus basses pour récolter des données via le second payload : le mEPT. Les calculs ont été faits avec les équations de la mécanique orbitale, aidés du logiciel STK de AGI pour les optimisations sous contraintes.

Un bilan des temps d'éclipse ainsi que les temps de contact avec les antennes VLBI a été dressé. Finalement une analyse sur le déploiement depuis l'ISS et sur la fin de vie a été proposée.

Dans la continuation de ce mémoire, il est attendu de concevoir en détail chacun des composants mentionnés dans la section 2, d'étudier les effets de l'environnement spatial et de prévoir une protection durable pour LUNA.

Le transfert d'orbite ISS-LUNA devra être déterminé avec précision, en fonction de la position de l'ISS au moment du largage pour envoyer LUNA sur son orbite au bon moment. Il est toujours envisageable de changer de stratégie et de larguer LUNA depuis un lanceur.

Il faudra aussi détailler et prendre des décisions sur le type de propulsion, la manière d'utiliser les moteurs (impulsion, continu, accélération), les modes de fonctionnement dépendants des conditions extérieures permettant de calculer les dépenses énergétiques avec une meilleure précision,...

Toutes les propositions faites dans le cadre de ce mémoire et des suivants devront finalement être décidées si l'on veut passer d'une analyse théorique à une réalisation concrète du projet. Il faudra aussi tenir compte des apports venant d'éventuelles universités partenaires.

Du point de vue pédagogique, au vu de l'intérêt croissant de la part des étudiants pour l'espace, il serait peut-être intéressant d'organiser à l'UCLouvain une filière dans le domaine spatial en collaboration avec l'ULg, voire avec l'Université d'Aéronautique et d'Astronautique de Pékin (BUAA), dont beaucoup de connaissances apportées dans ce travail proviennent de plusieurs de ses cours spécialisés en la matière (Conceptual Design of Spacecrafts, Satellites On-Board Data Handling, Orbital Mechanics et Space Environment).

C'est sur cette conclusion que j'espère que le projet LUNA sera mené à sa fin de manière fructueuse.



Bibliographie générale

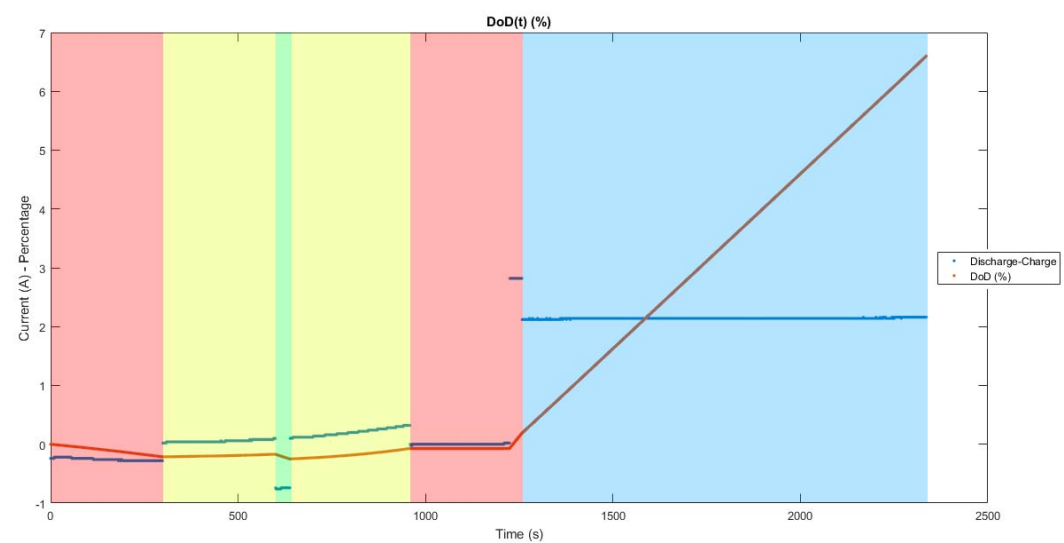
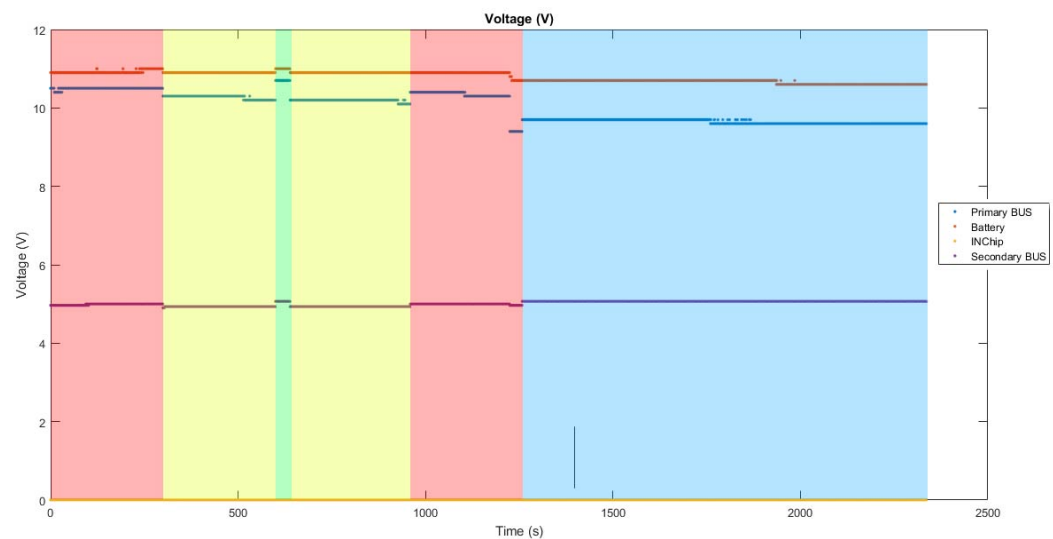
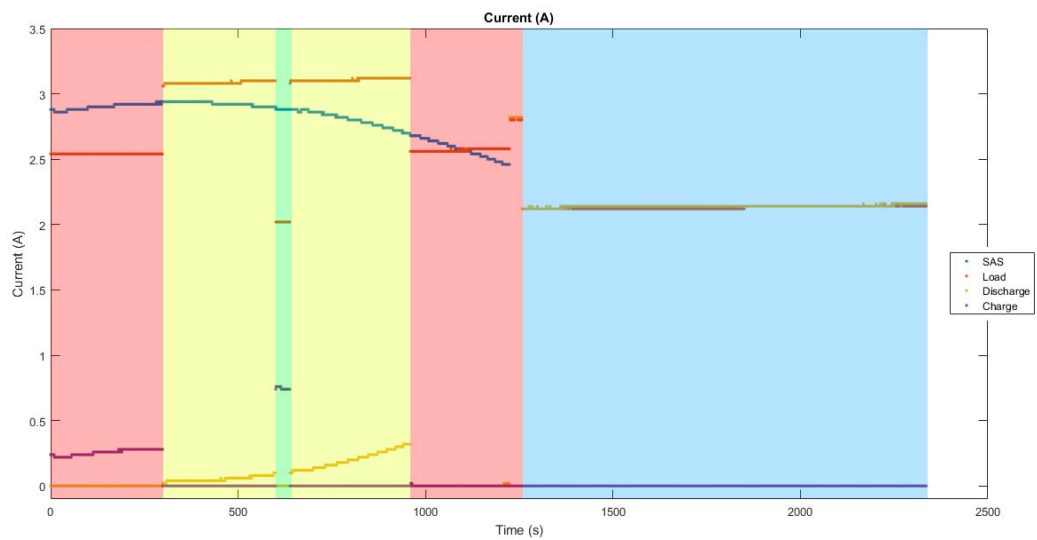
- [1] Weiduo HU, 航天器动力学与控制基础 (*Fundamental Spacecraft Dynamics and Control*), 3ième édition, 北京航空航天大学研究生兼留学生教材, BUAA School of Astronautics/International, 2014.
- [2] Various Writers (for NASA), *CubeSat 101 - Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*, NASA CubeSat Launch Initiative, révision de 2017.
- [3] S. Gao et al., *Antennas for Modern Small Satellites*
IEEE Antennas and Propagation Magazine, Vol. 51, No.4, August 2009.
- [4] R. Mahmood et al., *CubeSat : ICUBE-1 Subsystem Analysis and Design*
Institute of Space Technology, 2011 Aerospace Conference.
DOI : 10.1109/AERO.2011.5747229
- [5] S. Galli, *Mission Design for the CubeSat OUFTI-1*
ULg, Faculté des sciences appliquées, 2007-2008.
- [6] P. Thirion, *Design and Implementation of On-board Electrical Power Supply of Student Nanosatellite OUFTI-1 of University of Liège*
ULg, Faculté des sciences appliquées, 2008-2009.
- [7] L. Jacques, *Thermal Design of the Oufti-1 nanosatellite*
ULg, Faculté des sciences appliquées, 2008-2009.
- [8] Alen Space, *A Basic Guide to Nanosatellites*,
<https://alen.space/basic-guide-nanosatellites/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [9] E. Kulu, *Nanosatellite & CubeSat Database*,
<https://www.nanosats.eu/>
dernière mise à jour le 19 Janvier 2019, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [10] Xinsheng WANG, cours de *Satellite OBDH System Design and Test*, School of Astronautics/International, BUAA, automne 2018.
- [11] Gunter Dirk Krebs, différentes pages sur *Gunter's Space Page* pour chaque nanosat. Index :
https://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [12] VACCO Industries, *JPL MarCO Micro CubeSat Propulsion System*,
<https://www.cubesat-propulsion.com/jpl-marco-micro-propulsion-system/>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [13] B. Steenput, *Utilisation du VLBI pour la localisation de source artificielle : étude de faisabilité*, 2018, EPL, Université catholique de Louvain.
- [14] Edusol (Ministère de l'Éducation nationale et de la Jeunesse), *L'interférométrie à très longue longue base : VLBI pour Very Long Baseline Interferometry*,
<https://eduscol.education.fr/localisation/pedago/geologie/vlbi.htm>
consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.

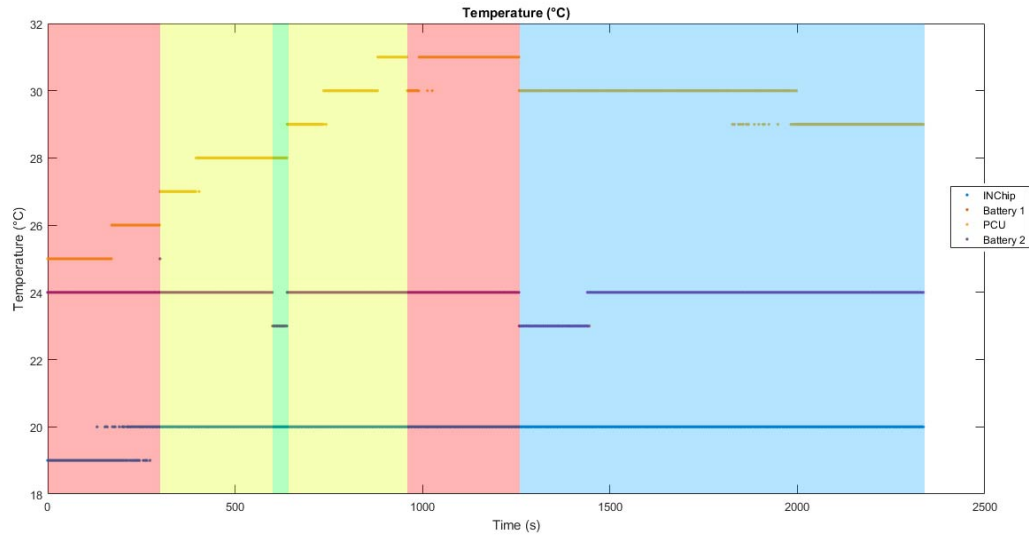
- [15] Australian Space Academy, *Radio frequencies for space communication*, <https://www.spaceacademy.net.au/spacelink/radiospace.htm> consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [16] Institut royal d'Aéronomie Spatiale de Belgique, *Energetic Particle Telescope*, <http://ept.aeronomie.be/fr/index.htm>, dernière mise à jour le 12 novembre 2015, consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [17] C.J. Owen, MSSL Book, Imperial College Press, *Solar Wind Interaction with Other Bodies*, 2004, disponible à http://www.mssl.ucl.ac.uk/~cjo/STMP/Lecture_28_30/Other_bodies_handout.pdf consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [18] Linshu HE & Hui YOU, cours de *Space environment, orbits and spacecraft systems*, School of Astronautics/International, BUAA, automne 2018.
- [19] M. Palomino, *Trois ceintures de radiation de Van Allen*, 2006, <http://www.volenatmosphere.byethost9.com/10.1.Trois.ceintures.radiation.VanAllen.NASA.htm?i=1> consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [20] GITEWS, *GPS Reflectometry*, <https://www.gitews.org/en/gps-technology/gps-reflectometry/> consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.
- [21] Wikipedia, *European VLBI Network*, https://en.wikipedia.org/wiki/European_VLBI_Network consulté pour la dernière fois le 6 juin 2019.

A Appendix : Test de l'EPS du BUAA-SAT

Tests effectués sur l'EPS du nanosat BUAA-SAT (nanosat de l'université de Beihang, 30 kg, 30 cm x 30 cm x 50 cm). Premièrement un tableau reprenant les modes de fonctionnement, ensuite le plot des données recueillies lors des tests.

Scenario	Power		Start time	End time	Equipment	Operation
	Unregulated Bus	5V Bus				
Check encoder status	10.5W	9.5W	0 min	5 min	S-band beacon mode	S-band beacon working
	10.5W	12W	5 min	10 min	Status check and telecommand	S-band up/down working
	10.5W	12.9W	10 min	10.67min	Encoder operation	Encoder working
	10.5W	12W	10.67min	16 min	Status check and telecommand	S-band up/down working
	10.5W	9.5W	16 min	21 min	S-band beacon mode	S-band beacon working
Flight in eclipse	10.5W	9.5W	21 min	39 min	S-band beacon mode	---





B Appendix : Compléments coefficients panneaux solaires

En prenant un taux de désintégration du GaAs de 2,75% par an pendant 2 ans :

$$\eta_{rad} = (1 - 0.0275)^2 = 0.945$$

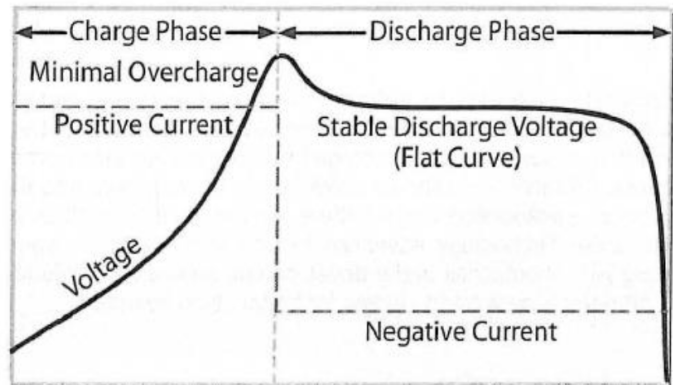
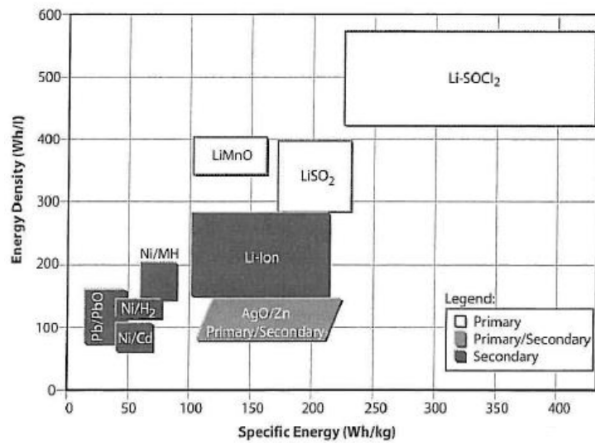
La température des panneaux varie entre 90 et 95 °C, et la température de test est 25°C, donc

$$\eta_t = 1 - 0.0017 \times (95 - 25) = 0.88$$

C Appendix : Compléments choix des batteries

Step	Consider	FireSat II Example
1. Determine the Energy Storage Requirements	• Mission length • Primary or secondary power storage • Orbital parameters – Eclipse frequency – Eclipse length • Power use profile – Voltage and current – Depth of discharge – Duty cycles • Battery charge/discharge cycle limits	• 5 yrs • Secondary power storage • 16 eclipses per day • 35.3 min per eclipse (T_e) • Eclipse load 110 W (P_e) – 26.4 V, 4.2 Amp (max) • 20% (upper limit)
2. Select the Type of Secondary Batteries	• Ni-Cd (space qualified) • NiH2 (space qualified) • Li-Ion (space qualified)	• Ni-Cd, Ni-H2 or Li-Ion. Selection based upon trade studies and program risk assessment
3. Determine the Size of the Batteries (Battery Capacity)	• Number of batteries • Transmission efficiency between the battery and the load	• $N = 3$ batteries (non redundant) • $\eta = 0.90$ • $Cr = 119$ W-hr • $Cr = 4.5$ Ah (26.4 V bus)
Battery Capacity: $C = (P_e T_e / (DOD) / N \eta)$ W-hr (for battery capacity in Ah, divide by bus voltage)		

Performance Characteristics for Rechargeable Batteries	Ni-Cd	Ni-H ₂	Li-Ion	System Impact
Energy Density (W-hr/kg)	30	60	125	Mass savings and vehicle center of gravity
Energy Efficiency (%)	72	70	98	Reduction of charge power reduces solar panel mass & size
Thermal Power (scale 1–10)	8	10	1	Reduction of radiators, heat pipes sizes
Self Discharge (% per day)	1	10	0.3	Simple management at launch pad & more margin during transfer
Temperature Range (°C)	0 to 40	–20 to 30	10 to 25	Management at ambient and thermal control reqs
Memory Effect	Yes	Yes	No	No reconditioning management
Energy Gauge	No	Pressure	Voltage	Easier state of charge assessment
Trickle Charge	Yes	Yes	No	Balancing need prior to eclipse. Li-Ion typically requires cell equalization circuitry.
Modularity	No	No	Yes	One cell design
Heritage	Yes	Yes	Yes	Risk Assessment. Continued Li-Ion LEO testing and missions establishing heritage.



D Appendix : Comparaison de différents composants

Paramètre	Note	Min	Typ	Max	Unités
Température de fonctionnement	CubeSat Kit MBM2	-40		+85	°C
	ISIS iOBC	-25		+65	
	IMT Cubesat OBC	-20		+70	
Masse	CubeSat Kit MBM2		31		g
	CubeSat Kit MBM Rev. E	77	88	103	
	ISIS iOBC	76	94	100	
	IMT Cubesat OBC		38		
Tension d'entrée	CubeSat Kit MBM2	3.3	5	5	V
	CubeSat Kit MBM Rev. E	1.65	5	5.5	
	ISIS iOBC		3.3	3.3	
	IMT Cubesat OBC		3.3		
Puissance consommée	CubeSat Kit MBM2	50	1500	1750	mW
	ISIS iOBC		400	550	
	IMT Cubesat OBC		300		
	Clyde Space OBC	350	400	1000	
Dimensions	CubeSat Kit MBM2		90x96x16		mm
	CubeSat Kit MBM Rev. E		90x96x16.1		
	ISIS iOBC		90x96x12.4		
	IMT Cubesat OBC		90x96x10		

TABLE 27 – Comparaison des caractéristiques de différents OBC

Paramètre	Note	Min	Typ	Max	Unités
Température de fonctionnement	Endurosat EPS I	-40		+150	°C
	CubeSat Kit Linear EPS	-40		+85	
	ISIS	-20		+60	
	GomSPace p60	-35		+85	
Masse	Endurosat EPS I	124	208 (1 batt)	292 (2 batt)	g
	CubeSat Kit Linear EPS	155		210	
	Clyde Space 3rd Gen 3U EPS		148	148+447/batt	
	ISIS	70	200 (2 batt)	330 (4 batt)	
Tension d'entrée (Panneaux solaires @25°C)	P60	80		180	V
Tension d'entrée (Panneaux solaires @25°C)	Endurosat EPS I		3.7	5.5	V
	CubeSat Kit MBM Rev. E	1.65	5	5.5	
Puissance consommée	Endurosat EPS I		75		mW
	GomSpace p60				
Puissance en sortie (BUS +5V et +3.3V)	Endurosat EPS I	10.2		20.4	Wh
	Clyde Space 3rd Gen 3U EPS	40 Wh/batt			
	ISIS		20		
Dimensions	Endurosat EPS I	90.2x96x21.2		90.2x96x30	mm
	Cubesat Kit	1.6	90x96	14-24(1-2batt)	
	Clyde Space 3rd Gen 3U EPS		90x95x17.25	+27.4/batt	
	ISIS	96 x 92x 11	96 x 92x 38	96 x 92 x 27	
	P60		90x96		

TABLE 28 – Comparaison des caractéristiques de différents EPS (min et max référant à 1 ou 2 Battery Packs). Attention, l'EPS d'ISIS est pour des nanosats de 3U max.

Paramètre	Note	Min	Typ	Max	Unités
Température de fonctionnement	Clydespace CPUT X-Band Transmitter	-25		+61	°C
	CPUT S-Band CubeSat Transmitter	-25		+61	
	GOMSpace NanoCom SR2000	-40		+85	
	ISIS Full Duplex Transceiver	-20		+60	
Masse	Clydespace CPUT X-Band Transmitter			150	g
	Clydespace CPUT S-Band Transmitter			100	
	GOMSpace NanoCom SR2000	271		310	
	ISIS Full Duplex Transceiver		75		
Tension d'entrée	Clydespace CPUT X-Band Transmitter	4		30	V
	Clydespace CPUT S-Band Transmitter	6		12	V
	GOMSpace NanoCom SR2000	4.5		5.5	
	ISIS Full Duplex Transceiver	6.5		20	
Puissance consommée	Clydespace CPUT X-Band Transmitter			10	W
	Clydespace CPUT S-Band Transmitter			5	
	GOMSpace NanoCom SR2000	3.88		5.94	
	ISIS Full Duplex Transceiver	0.48		4	
Plage de fréquences	Clydespace CPUT X-Band Transmitter	8.025		8.45	GHz
	Clydespace CPUT S-Band Transmitter	2.4		2.45	
	GOMSpace NanoCom SR2000	1.98		2.29	
	ISIS Full Duplex Transmitter	4.35-4.38		4-4.02	
	ISIS Full Duplex Receiver	1.45		1.46	
Puissance d'émission	Clydespace CPUT X-Band Transmitter		2		W
	Clydespace CPUT S-Band Transmitter		1		
	GOMSpace NanoCom SR2000				
	ISIS Full Duplex Transceiver		0.5		
Taux de transfert	Clydespace CPUT X-Band Transmitter	3		50	Mbps
	Clydespace CPUT S-Band Transmitter			2	
	GOMSpace NanoCom SR2000	0.5	1.25	2	
	ISIS Full Duplex Transceiver	1.2		9.6	
Dimensions	Clydespace CPUT X-Band Transmitter		90x96		mm
	Clydespace CPUT X-Band Transmitter		90x96		
	GOMSpace NanoCom SR2000		90x66		
	ISIS Full Duplex Transceiver		90x96x15		

TABLE 29 – Comparaison des différents systèmes de communication

E Appendix : Rapports de manoeuvres dans Astrogator (STK)

Rapport de Astrogator dans STK pour déterminer le Δv :

Astrogator MCS Segment Summary Astrogator MCS Combined DV Summary

MCS Segment Type: Maneuver:Impulsive

Name: Combined DV

User Comment: Maneuvers satellite with impulsive or finite burn

Maneuver Summary:

Maneuver Start: 1 Jan 2019 11:07:00.000 UTCG; 2458484.96319444 UTC Julian Date

Maneuver Stop: 1 Jan 2019 11:07:00.000 UTCG; 2458484.96319444 UTC Julian Date

Duration: 0 sec

Fuel Used: 0 kg

DeltaV Magnitude: 7889.772696782534 m/sec

Maneuver Direction Specification: Thrust Vector

DeltaV vector with respect to VNC(Earth) axes:

X (Velocity):	-1864.771629475206 m/sec
Y (Normal):	7449.730929027559 m/sec
Z (Co-Normal):	1809.046451003893 m/sec
Azimuth:	104.0531725008725 deg
Elevation:	13.25527819566161 deg
Magnitude:	7889.772696782539 m/sec

DeltaV vector with respect to Earth Inertial axes:

X:	-5270.292280445259 m/sec
Y:	4808.632432273993 m/sec
Z:	3368.914753575248 m/sec
Azimuth:	137.6225699921235 deg
Elevation:	25.27717664046093 deg
Magnitude:	7889.772696782536 m/sec

DeltaV vector with respect to spacecraft body axes:

X:	7889.772696782536 m/sec
Y:	0 m/sec
Z:	0 m/sec
Azimuth:	0 deg
Elevation:	0 deg
Magnitude:	7889.772696782536 m/sec

Attitude with respect to Earth Inertial axes:

qx:	0.3614255159756638
qy:	0.4215783393680698
qz:	0.8101030150264228
qs:	0.1880861643568855

Estimated Equivalent Finite Burn Duration: 147.995 sec

Estimated Fuel Used: 25.1521 kg (Update mass OFF)

Satellite State at Beginning of Segment:

UTC Gregorian Date: 1 Jan 2019 11:07:00.000 UTC Julian Date: 2458484.96319444

Julian Ephemeris Date: 2458484.96399519

Time past epoch: 420 sec (Epoch in UTC Gregorian Date: 1 Jan 2019 11:00:00.000)

State Vector in Coordinate System: Earth Inertial

Parameter Set Type: Cartesian

X:	-3459.7281158035743829 km	Vx:	-3.7636874587425919 km/sec
Y:	2467.6354748896055753 km	Vy:	-6.6478551144154121 km/sec
Z:	-5291.4491975437276778 km	Vz:	-0.6425027377937030 km/sec

Parameter Set Type: Keplerian
sma: 6791.1370000000079017 km RAAN: 244.3 deg
ecc: 0.0007362537377768 w: 238.1462999999929 deg
inc: 51.64229999999996 deg TA: 25.73661751328665 deg

Parameter Set Type: Spherical
Right Asc: 144.5018068021097 deg Horiz. FPA: 0.01830572316639598 deg
Decl: -51.23192922113516 deg Azimuth: 97.668753095038 deg
|R|: 6786.6323078830155282 km |V|: 7.6662983686670989 km/sec

Other Elliptic Orbit Parameters :
Ecc. Anom: 25.71830571884995 deg Mean Anom: 25.70000000002217 deg
Long Peri: 122.4462999999929 deg Arg. Lat: 263.8829175132795 deg
True Long: 148.1829175132795 deg Vert FPA: 89.98169427683361 deg
Ang. Mom: 52028.34553521439 km²/sec p: 6791.1333187313175586 km
C3: -58.69421298672072 km²/sec² Energy: -29.34710649336036 km²/sec²
Vel. RA: 240.483602251424 deg Vel. Decl: -4.807525746541638 deg
Rad. Peri: 6786.1370000000024447 km Vel. Peri: 7.6668575266332484 km/sec
Rad. Apo: 6796.13700000000124492 km Vel. Apo: 7.655576327436351 km/sec
Mean Mot.: 0.06463649266405358 deg/sec
Period: 5569.60913506075 sec Period: 92.82681891767918 min
Period: 1.547113648627986 hr Period: 0.06446306869283276 day
Time Past Periapsis: 397.6082076977354 sec
Time Past Ascending Node: 4083.111141213515 sec
Beta Angle (Orbit plane to Sun): -42.6791554570558 deg
Mean Sidereal Greenwich Hour Angle: 267.567077059625 deg

Geodetic Parameters:
Latitude: -51.49351962591516 deg
Longitude: -122.8957097498278 deg
Altitude: 421.5500064104243734 km

Geocentric Parameters:
Latitude: -51.31753213095809 deg
Longitude: -122.8957097498278 deg

Spacecraft Configuration:
Drag Area: 0.6 m²
SRP Area: 0.6 m²
Dry Mass: 25 kg
Fuel Mass: 2 kg
Total Mass: 27 kg
Area/Mass Ratio: 2.22222e-08 km²/kg
Tank Pressure: 5000 Pa
Fuel Density: 1000 kg/m³
Cr: 1.000000
Cd: 2.200000
Rad Press Area: 0.6 m²
Rad Press Coeff: 1.000000

User-selected results:
Altitude Of Apoapsis = 418.0000000000121076 km
Inclination = 51.64229999999996 deg
RAAN = 244.3 deg
Argument of Periapsis = 238.1462999999929 deg
Altitude Of Periapsis = 408.0000000000027853 km

Satellite State at End of Segment:

UTC Gregorian Date: 1 Jan 2019 11:07:00.000 UTC Julian Date: 2458484.96319444
Julian Ephemeris Date: 2458484.96399519
Time past epoch: 420 sec (Epoch in UTC Gregorian Date: 1 Jan 2019 11:00:00.000)

State Vector in Coordinate System: Earth Inertial

Parameter Set Type: Cartesian

X:	-3459.7281158035743829 km	Vx:	-9.0339797391878509 km/sec
Y:	2467.6354748896055753 km	Vy:	-1.8392226821414188 km/sec
Z:	-5291.4491975437276778 km	Vz:	2.7264120157815452 km/sec

Parameter Set Type: Keplerian

sma:	15920.1430608949376619 km	RAAN:	183.0047694058774 deg
ecc:	0.5940897576386784	w:	269.9999989343245 deg
inc:	63.43603954443969 deg	TA:	29.34223461337659 deg

Parameter Set Type: Spherical

Right Asc:	144.5018068021097 deg	Horiz. FPA:	10.85714139388973 deg
Decl:	-51.23192922113516 deg	Azimuth:	45.57589331836707 deg
R :	6786.6323078830155282 km	V :	9.6139925360049077 km/sec

Other Elliptic Orbit Parameters :

Ecc. Anom:	15.05163696959349 deg	Mean Anom:	6.212109880903403 deg
Long Peri:	93.00476834020184 deg	Arg. Lat:	299.342233547701 deg
True Long:	122.3470029535784 deg	Vert FPA:	79.14285860611027 deg
Ang. Mom:	64078.71018562876 km ² /sec	p:	10301.2457377165337675 km
C3:	-25.03749118179049 km ² /sec ²	Energy:	-12.51874559089524 km ² /sec ²
Vel. RA:	191.5075438734313 deg	Vel. Decl:	16.4744594402149 deg
Rad. Peri:	6462.1491282747756486 km	Vel. Peri:	9.9160061016320267 km/sec
Rad. Apo:	25378.1369935150978563 km	Vel. Apo:	2.524957218175742 km/sec
Mean Mot.:	0.01800823175039231 deg/sec		
Period:	19990.85779158509 sec	Period:	333.1809631930848 min
Period:	5.55301605321808 hr	Period:	0.2313756688840866 day
Time Past Periapsis:			344.9594589301125 sec
Time Past Ascending Node:			18882.51336189159 sec
Beta Angle (Orbit plane to Sun):			-81.6116652924778 deg
Mean Sidereal Greenwich Hour Angle:			267.567077059625 deg

Geodetic Parameters:

Latitude:	-51.49351962591516 deg
Longitude:	-122.8957097498278 deg
Altitude:	421.5500064104243734 km

Geocentric Parameters:

Latitude:	-51.31753213095809 deg
Longitude:	-122.8957097498278 deg

Rapport de Astrogator dans STK pour déterminer le Δv :

Astrogator MCS Segment Summary Astrogator MCS Maneuver Summary

MCS Segment Type: Maneuver:Impulsive

Name: Maneuver

User Comment: Maneuvers satellite with impulsive or finite burn

Maneuver Summary:

Maneuver Start: 1 Jan 2019 13:48:19.150 UTCG; 2458485.07522164 UTC Julian Date

Maneuver Stop: 1 Jan 2019 13:48:19.150 UTCG; 2458485.07522164 UTC Julian Date

Duration: 0 sec

Fuel Used: 0 kg

DeltaV Magnitude: 92.36627197040467 m/sec

Maneuver Direction Specification: Thrust Vector

DeltaV vector with respect to VNC(Earth) axes:

X (Velocity):	92.30809087587291 m/sec
Y (Normal):	0.8714415163175226 m/sec
Z (Co-Normal):	-3.159928202664297 m/sec
Azimuth:	0.5408890732886384 deg
Elevation:	-1.96051957828741 deg
Magnitude:	92.36627197040468 m/sec

DeltaV vector with respect to Earth Inertial axes:

X:	92.0636845329029 m/sec
Y:	7.030023008013734 m/sec
Z:	-2.526848718007824 m/sec
Azimuth:	4.366656607112041 deg
Elevation:	-1.567626672924261 deg
Magnitude:	92.36627197040467 m/sec

DeltaV vector with respect to spacecraft body axes:

X:	92.36627197040467 m/sec
Y:	0 m/sec
Z:	0 m/sec
Azimuth:	0 deg
Elevation:	0 deg
Magnitude:	92.36627197040467 m/sec

Attitude with respect to Earth Inertial axes:

--- -----
qx: 0.5747459739668284
qy: 0.03310605269931028
qz: 0.02328014347845857
qs: 0.8173304653585445

Estimated Equivalent Finite Burn Duration: 4.91029 sec

Estimated Fuel Used: 0.834518 kg (Update mass OFF)

Satellite State at Beginning of Segment:

UTC Gregorian Date: 1 Jan 2019 13:48:19.150 UTC Julian Date: 2458485.07522164

Julian Ephemeris Date: 2458485.07602238

Time past epoch: 10099.1 sec (Epoch in UTC Gregorian Date: 1 Jan 2019 11:00:00.000)

State Vector in Coordinate System: Earth Inertial

Parameter Set Type: Cartesian

X:	618.5432020265592428 km	Vx:	2.5162918381326769 km/sec
Y:	-11355.5974305728414038 km	Vy:	0.1321424446609185 km/sec
Z:	22751.8892916554286785 km	Vz:	-0.0024559832138322 km/sec

Parameter Set Type: Keplerian
sma: 15948.8169808920210926 km RAAN: 182.9781982311501 deg
ecc: 0.5948401970575101 w: 270.0624341956589 deg
inc: 63.44209584426176 deg TA: 179.9999996666 deg

Parameter Set Type: Spherical
Right Asc: 273.1178392085509 deg Horiz. FPA: 4.894851518111769e-07 deg
Decl: 63.44202779041814 deg Azimuth: 90.12490645134663 deg
|R|: 25435.8144166399906680 km |V|: 2.5197603600714960 km/sec

Other Elliptic Orbit Parameters :

Ecc. Anom:	180 deg	Mean Anom:	180 deg
Long Peri:	93.04063242680893 deg	Arg. Lat:	90.06243386225889 deg
True Long:	273.0406320934089 deg	Vert FPA:	89.99999951051484 deg
Ang. Mom:	64092.15689318453 km ² /sec	p:	10305.5695567276034126 km
C3:	-24.99247699547595 km ² /sec ²	Energy:	-12.49623849773797 km ² /sec ²
Vel. RA:	3.006112327198338 deg	Vel. Decl:	-0.05584558643675509 deg
Rad. Peri:	6461.8195451440478791 km	Vel. Peri:	9.9185928120429701 km/sec
Rad. Apo:	25435.8144166399943060 km	Vel. Apo:	2.519760360071496 km/sec
Mean Mot.:	0.01795968886122147 deg/sec		
Period:	20044.89068723855 sec	Period:	334.0815114539757 min
Period:	5.568025190899596 hr	Period:	0.2320010496208165 day
Time Past Periapsis:			10022.44534361927 sec
Time Past Ascending Node:			8570.86815166495 sec
Beta Angle (Orbit plane to Sun):			-81.4862282532211 deg
Mean Sidereal Greenwich Hour Angle:			308.007285999257 deg

Geodetic Parameters:

Latitude: 63.48755515720354 deg
Longitude: -34.8538363933239 deg
Altitude: 19074.7893775242264383 km

Geocentric Parameters:

Latitude: 63.44903313520907 deg
Longitude: -34.8538363933239 deg

Spacecraft Configuration:

Drag Area: 0.6 m²
SRP Area: 0.6 m²
Dry Mass: 25 kg
Fuel Mass: 2 kg
Total Mass: 27 kg
Area/Mass Ratio: 2.22222e-08 km²/kg
Tank Pressure: 5000 Pa
Fuel Density: 1000 kg/m³
Cr: 1.000000
Cd: 2.200000
Rad Press Area: 0.6 m²
Rad Press Coeff: 1.000000

User-selected results:

Argument of Periapsis = 270.0624341956589 deg
Altitude Of Periapsis = 83.6825451440475945 km
RAAN = 182.9781982311501 deg
Inclination = 63.44209584426176 deg

Satellite State at End of Segment:

UTC Gregorian Date: 1 Jan 2019 13:48:19.150 UTC Julian Date: 2458485.07522164
Julian Ephemeris Date: 2458485.07602238
Time past epoch: 10099.1 sec (Epoch in UTC Gregorian Date: 1 Jan 2019 11:00:00.000)

State Vector in Coordinate System: Earth Inertial

Parameter Set Type: Cartesian

X:	618.5432020265592428 km	Vx:	2.6083555226655792 km/sec
Y:	-11355.5974305728414038 km	Vy:	0.1391724676689322 km/sec
Z:	22751.8892916554286785 km	Vz:	-0.0049828319318400 km/sec

Parameter Set Type: Keplerian

sma:	16256.9596259327227017 km	RAAN:	182.9995682079123 deg
ecc:	0.5646116712003115	w:	269.9994303166049 deg
inc:	63.44207660880551 deg	TA:	180.0534489825358 deg

Parameter Set Type: Spherical

Right Asc:	273.1178392085509 deg	Horiz. FPA:	-0.0693125681855962 deg
Decl:	63.44202779041814 deg	Azimuth:	90.10579136303171 deg
R :	25435.8144166399906680 km	V :	2.6120705076607615 km/sec

Other Elliptic Orbit Parameters :

Ecc. Anom:	180.1013221162184 deg	Mean Anom:	180.1585297357689 deg
Long Peri:	92.99899852451721 deg	Arg. Lat:	90.05287929914068 deg
True Long:	273.052447507053 deg	Vert FPA:	90.06931256818559 deg
Ang. Mom:	66440.09206003908 km ² /sec	p:	11074.4629793554031494 km
C3:	-24.51875693067244 km ² /sec ²	Energy:	-12.25937846533622 km ² /sec ²
Vel. RA:	3.05420054183133 deg	Vel. Decl:	-0.1092985093754317 deg
Rad. Peri:	7078.0904828988577719 km	Vel. Peri:	9.3867254481364455 km/sec
Rad. Apo:	25435.8287689665921789 km	Vel. Apo:	2.612067122463901 km/sec
Mean Mot.:	0.01745149066803054 deg/sec		
Period:	20628.61029169763 sec	Period:	343.8101715282938 min
Period:	5.730169525471564 hr	Period:	0.2387570635613152 day
Time Past Periapsis:			10323.38916845666 sec
Time Past Ascending Node:			8665.948359381682 sec
Beta Angle (Orbit plane to Sun):			-81.503845228958 deg
Mean Sidereal Greenwich Hour Angle:			308.007285999257 deg

Geodetic Parameters:

Latitude:	63.48755515720354 deg
Longitude:	-34.8538363933239 deg
Altitude:	19074.7893775242264383 km

Geocentric Parameters:

Latitude:	63.44903313520907 deg
Longitude:	-34.8538363933239 deg

UNIVERSITÉ CATHOLIQUE DE LOUVAIN
École polytechnique de Louvain

Rue Archimède, 1 bte L6.11.01, 1348 Louvain-la-Neuve, Belgique | www.uclouvain.be/epl