

École polytechnique de Louvain

Observation de la Terre par ondes GPS sur CubeSat

Auteur: **Valentin MARCHAND**
Promoteurs: **Christophe CRAEYE, Paul FISETTE**
Lecteur: **Sebastien LE MAISTRE**
Année académique 2020–2021
Master [120] : ingénieur civil électromécanicien

Remerciements

Je souhaite remercier mes deux promoteurs, Christophe Craeye et Paul Fisette, pour leur engagement, leur disponibilité et l'aide qu'ils m'ont apportée tout au long de cette année académique.

Je remercie également Valentin Sokolow et Farzad Jabbarigargari d'avoir fourni le modèle d'antenne et d'avoir participé aux réflexions qui ont permis d'exploiter leurs données.

Je remercie madame Véronique Dehant et son étudiant Hadrien Robin d'avoir pu nous aiguiller à propos des différentes orbites que pouvait avoir notre satellite.

Je remercie Jan Thoemel d'avoir participé à la recherche du type de nanosatellite le plus pertinent pour notre application.

Je remercie madame Aude Simar, monsieur Bernard Nysten, Pierre Bollen et Christian Bailly pour leur aide concernant les matériaux à utiliser.

Je remercie monsieur Benoit Herman pour son expertise et ses conseils concernant les micro-ressorts à torsion.

Je remercie mes lecteurs, Maria-Pia Del Conte, Pauline Marchand et Guy Postiaux pour leur aide dans la rédaction de ce document.

Enfin, je remercie toutes les personnes qui m'ont aidé dans cette aventure.

Abstract

L'observation terrestre fait partie du domaine scientifique le plus utilisé de notre société. Depuis Youri Gagarine jusqu'à Thomas Pesquet, les innovations spatiales se sont multipliées. Le GPS emporté en est la principale application. Les enjeux, au-delà de la géolocalisation, sont nombreux, complexes et nécessaires au développement de notre société. Actuellement, plus de 2000 satellites artificiels tournent autour de la Terre. On les utilise dans les domaines des télécommunications, dans l'observation de la Terre, dans le GNSS (Global Navigation Satellite System),... Ce dernier sera au centre des études menées dans le cadre de ce travail.

Ce mémoire tente de poser les bases de la conception d'un satellite GNSS-R. Il comporte deux parties distinctes : l'étude de l'illumination des antennes GPS sur Terre et la conception d'un système de déploiement des antennes. Monsieur Christophe Craeye, à l'origine du projet, apporte son expertise dans le milieu des antennes et monsieur Paul Fisette ajoute ses connaissances dans la mécanique des corps articulés. Ce travail est réalisé en collaboration avec l'Observatoire Royal de Belgique via madame Véronique Dehant, experte en orbite stellaire, et avec l'université du Luxembourg via monsieur Jan Thoemel, expert en nanosatellite.

Table des matières

1	Introduction et objectifs	1
1.1	Définitions	1
1.1.1	Qu'est-ce que le GNSS et le GNSS-R?	1
1.1.2	Les types de satellites GNSS	3
1.1.3	Le CubeSat	4
1.2	Objectifs du projet	5
1.3	Objectifs et méthodologies du mémoire	6
2	Outils conceptuels	7
2.1	Rappels théoriques	7
2.1.1	Le point spéculaire	7
2.1.2	L'intégration sphérique	8
2.1.3	Les harmoniques sphériques	9
2.1.4	La directivité	10
2.1.5	La polarisation	11
2.2	Unité de réception	12
2.2.1	L'antenne	13
2.2.2	L'amplificateur	14
2.2.3	Le filtre	15
2.2.4	Le récepteur	15
2.3	Mécanique des corps articulés	16
2.3.1	Fixation	18
2.3.2	Rétention	19
2.3.3	Actionnement	21
2.3.4	Mouvement	22
2.3.5	Matériaux	24
3	Illumination de la Terre	25
3.1	Méthodologie	25
3.1.1	Puissance	26

3.1.2	Position	28
3.1.3	Illumination	32
3.2	Résultats	32
3.2.1	Exactitude de l'approximation	33
3.2.2	Distance et direction	34
3.2.3	Illumination sur la Terre	35
3.2.4	Illumination le long de l'orbite	36
4	Déploiement des antennes	37
4.1	Description des mécanismes	37
4.1.1	Articulation 1	38
4.1.2	Barre 1	39
4.1.3	Articulation 2	40
4.1.4	Articulations 4 et 5	41
4.1.5	Barres 2 et 3	41
4.1.6	Articulation 3	42
4.1.7	Barre 4	42
4.2	Montage	42
4.3	Simulation Robotran	43
4.3.1	Schéma du bras articulé	43
4.3.2	Résultats	45
5	Conclusion et perspectives	48
5.1	Où en est le projet?	48
5.2	Quelles sont les prochaines étapes?	48
A	Tables des procédés	53
B	Datasheet du Roger 5880 et 6002	55
C	Liste du matériel du bras articulé	56

Chapitre 1

Introduction et objectifs

La conquête spatiale lancée dans les années 60 a permis aux scientifiques de faire des découvertes et des innovations en tous genres. L'une d'elles est le GNSS, de l'anglais Global Navigation Satellite System. Ce dernier permet, à l'heure actuelle, de parcourir la Terre et l'espace en faisant connaître sa position à tout moment.

1.1 Définitions

1.1.1 Qu'est-ce que le GNSS et le GNSS-R ?

Selon [29], *Le GNSS est une technologie permettant à un utilisateur de pouvoir connaître au moyen d'un récepteur sa position 3D, sa vitesse 3D et l'heure.*

Le GPS, de l'anglais "Global Positioning System", est le réseau GNSS le plus connu. D'abord mis en place par le Département de la défense des Etats-Unis en 1978, le système est rendu disponible à l'usage civil en 1995. Comment ce réseau fonctionne-t-il ? Il est divisé en trois segments (spatial, terrestre et utilisateur). Le segment spatial est constitué de 24 satellites, situés à une altitude proche de 20.200 km, disposés en six orbites ayant la même inclinaison (55 degrés) et séparés de 60 degrés en longitude du noeud ascendant l'une par rapport à l'autre. Agencé de cette manière, le réseau assure une couverture mondiale. En effet, en presque tous les points de la surface de la Terre, quatre satellites sont toujours visibles au-dessus de 15 degrés d'élévation (là où trois satellites sont nécessaires pour faire de la triangulation). Le segment de contrôle est constitué de cinq stations sur Terre qui vérifient le bon fonctionnement des satellites. Enfin, le segment utilisateur est l'ensemble des appareils utilisant un récepteur GPS [5], [21].

Ce système permet, entre autres, d'étudier et de comprendre la fonte des glaces. Ceci fait partie des grands défis du WCRP (World Climate Research Programme). Prédire l'évolution de l'épaisseur et de la surface des glaces est crucial dans la compréhension du changement climatique. D'un point de vue plus économique, l'évolution de la cryosphère en Arctique est également intéressante pour gérer les routes commerciales aux pôles [33].

Comme nous l'avons vu, les satellites GNSS envoient en continu des signaux vers la Terre. La GNSS-R est un système de détection qui utilise ces signaux pour déterminer les propriétés de la surface terrestre (comme l'épaisseur d'une couche de glace, ou sa réflectivité par exemple). La figure 1.1 en montre une vue schématisée.

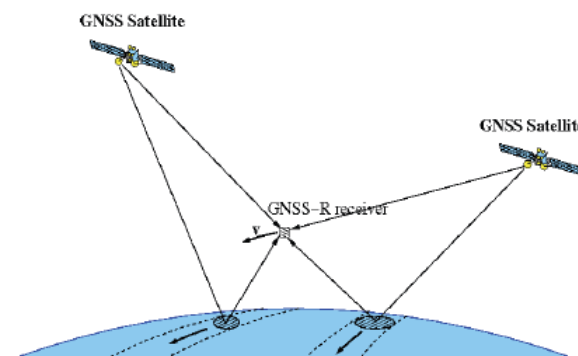


FIGURE 1.1 – Schéma du GNSS-R, [12]

La GNSS-R a de nombreux avantages par rapport à d'autres techniques de télédétection comme le SAR (Synthetic Aperture Radar) ou l'AIS (Automatic Identification System). Premièrement, cette détection est bistatique, c'est-à-dire que l'émetteur et le récepteur ne sont pas au même endroit. Cela permet de ne pas embarquer un émetteur dans le nanosatellite. Ensuite, la multitude de sources disponibles (satellites GPS, Galileo, Glonass, Beidou...) permet une couverture quasi continue (voir figure 1.2). Enfin, elle possède beaucoup d'applications :

- mesure de la vitesse des vents océaniques, de la salinité des océans et aussi de la densité et de l'épaisseur des glaces ;
- altimétrie de la surface de la mer et développement de techniques de traitement de données [32] ;

- investigation des effets de pluie sur les observations polarimétriques, caractérisation des signatures géophysiques et des interactions entre la pluie et la surface de la mer [2].

1.1.2 Les types de satellites GNSS

A l'heure actuelle, il en existe une multitude, dont les plus connus sont le GPS américain, le Galileo européen, le GLONASS russe et le BeiDou chinois (voir figure 1.2).

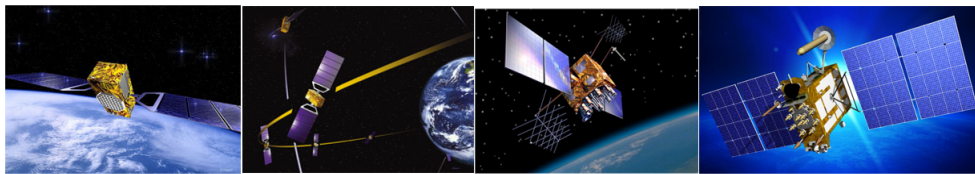


FIGURE 1.2 – Quatre types de GNSS (de gauche à droite) : GLONASS [15], Galileo [13], GPS [16], BeiDou [19]

Ces différentes technologies sont diverses et variées, elles sont répertoriées dans la table 1.1.

	GPS	Galileo	GLONASS	BeiDou
Création	1993	2016	1993	2003
# de satellite	24+3	24+6	24	30+5
Précision de la localisation sur Terre	5m	> 1m	5m	10m
Altitude	20 200km	23 222km	20 000km	27 878km
Bande passante	L5 : 1,164 – 1,191GHz(usage civil) L2 : 1,215 – 1,237GHz L1 : 1,563 – 1,587GHz	E5 : 1,164 – 1,215GHz E6 : 1,26 -1,3GHz E1 : 1,559 – 1,591GHz	L2 : 1,25GHz L1: 1,6GHz	B1 : 1,575 GHz B2 : 1,191 GHz B3 : 1,268 GHz Bs : 2,492 GHz

TABLE 1.1 – Table des technologies GNSS, [16], [13], [4], [3]

On observe que ce genre de satellite est localisé dans l'orbite terrestre moyenne (MEO) puisque c'est l'orbite la plus adaptée aux systèmes GNSS et à la télécommunication (voir table 1.2).

	LEO	MEO	HEO	GEO
Altitude	< 2000km	2000 – 35.000km	> 35.000km	35.786km
Utilisations	Communication, expériences	Navigation, communication, sciences géodésiques	Détection de détonations nucléaires, modelage de l'espace interstellaire	Météorologie, communication, navigation
Appareils	Stations spatiales, satellites	Systèmes GNSS, instruments de télécom	Satellites (Velsa and IBEX)	Satellites
Commentaires	<ul style="list-style-type: none"> • Fournis une grande bande passante et une petite latence de communication • Un réseau de satellites est nécessaire 	<ul style="list-style-type: none"> • Les satellites sont perturbés par la pressions des radiations solaires 	<ul style="list-style-type: none"> • Les satellites ont un mouvement apparent rétrograde 	<ul style="list-style-type: none"> • La rotation apparait sans mouvement pour les observateurs terrestres • Les satellites modernes retraités sont placés dans une orbite cimetièrre plus haute

TABLE 1.2 – Table des différentes orbites, [22], [23], [18], [14]

Le présent travail s'intéresse à la technologie GPS. C'est elle que nous allons utiliser dans les futures recherches. Les ondes GPS seront donc reçues et traitées à travers un nanosatellite que l'on appelle "CubeSat".

1.1.3 Le CubeSat

Nous connaissons à présent le satellite qui enverra le signal, c'est ce qu'on appelle le transmetteur. Intéressons-nous ci-après au satellite qui recevra le signal, le récepteur.

Dans ce projet, l'idée est d'utiliser un CubeSat (voir figures 1.3 et 1.4). Selon [9], ce nanosatellite a été développé par l'Université Polytechnique de Californie et l'université Stanford en 1999. C'est un petit satellite cubique de 10 cm de côté et d'un poids de 1kg. Il est le plus compact et le moins cher des satellites permettant le développement de projets spatiaux universitaires comme celui-ci. Il est possible de créer un satellite contenant plusieurs CubeSat, dans ce cas, on compte en nombre d'unité "U" (par exemple, 2 CubeSat correspondent à 2U). Le principe du projet est de construire un CubeSat "Modèle", de vérifier s'il fonctionne en réalisant des tests et de le répliquer autant de fois que nécessaire pour couvrir la totalité de la surface du globe.

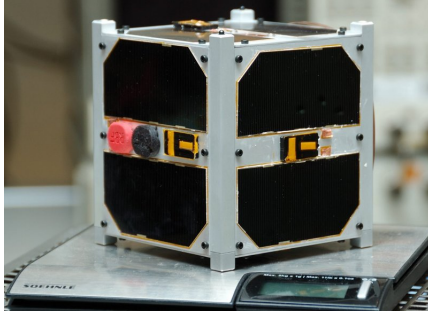


FIGURE 1.3 – Photo de CubeSat, [9]

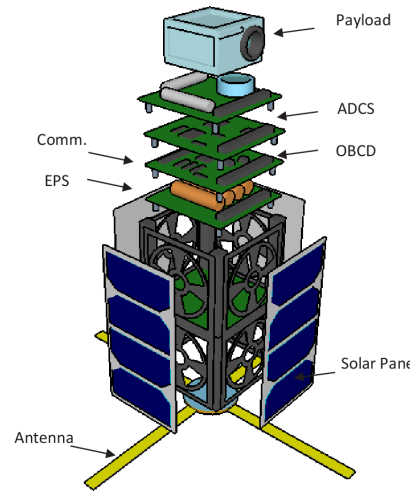


FIGURE 1.4 – Schéma de CubeSat 2U, [11]

D'abord, notre Cubesat possédera 4 antennes pointant vers la Terre et une antenne dirigée vers l'espace. Ces 4 antennes recevront un signal réfléchi par la Terre depuis le satellite GPS, tandis que la 5e antenne recevra un signal provenant directement du satellite lui-même. Cette distinction est primordiale car c'est en obtenant ces deux types de signaux que l'on pourra les comparer et en déduire les résultats voulus. Ensuite, quatre panneaux solaires seront placés sur le Cubesat. Ils devront délivrer la puissance électrique nécessaire au bon fonctionnement des éléments présents. Et enfin, il possédera une unité centrale qui traitera les données obtenues par les antennes.

1.2 Objectifs du projet

Ce mémoire s'inscrit dans un grand projet réunissant des professeurs, Christophe Craeye, Paul Fisette et Véronique Dehant, un doctorant Valentin Sokolow et des mémorants. L'idée du projet est de concevoir, designer, modéliser, assembler et tester un nanosatellite permettant d'analyser la surface terrestre. Ce mémoire est le premier concernant ce projet, il pose les bases nécessaires et propose la conception d'éléments importants.

1.3 Objectifs et méthodologies du mémoire

Ce mémoire a deux objectifs principaux : définir l'illumination du satellite sur la Terre et concevoir un mécanisme de déploiement des antennes.

- Pour le premier, nous utiliserons un logiciel mathématique pour projeter l'illumination des signaux sur une sphère représentant la Terre.
- Pour le second, l'idée est d'opérer les choix de matériaux et de mécanismes (fixation, rétention, activation et mouvement) les plus pertinents pour notre application.

Notons que nous nous trouvons ici dans un projet exploratoire où les spécifications peuvent évoluer d'une année à l'autre. Pour la conception, l'approche choisie est de concevoir les spécifications ayant le moins de chance de changer et ensuite, d'y apporter des extensions possibles pour que les étudiant(e)s suivant(e)s puissent disposer d'une base sûre. Ce projet reste donc avant tout flexible.

Chapitre 2

Outils conceptuels

Pour atteindre les deux objectifs de ce mémoire, nous aurons besoin de quelques outils liés à l'électromagnétisme ou la mécanique. Dans un premier temps, nous étudierons les éléments constituant l'unité servant à recevoir le signal. Dans un deuxième temps, il conviendra de concevoir un mécanisme de déploiement. Nous aurons donc besoin de systèmes de fixation, de rétention, d'activation ainsi que de discuter des matériaux utilisés. Mais avant tout cela, quelques rappels théoriques sont nécessaires pour l'étude de l'illumination de la Terre.

2.1 Rappels théoriques

2.1.1 Le point spéculaire

En physique optique, il existe deux types de réflexion : la réflexion diffuse et la réflexion spéculaire. Dans la première, la lumière se reflète sur une surface dans toutes les directions (ce qui est le cas de la majorité des réflexions). Dans la deuxième, le rayon incident ne donne naissance qu'à un seul rayon réfléchi. Ceci s'explique par la nature de la surface en question, ici en l'occurrence, la Terre. Ces deux types de réflexion sont illustrés aux figures 2.1 et 2.2.

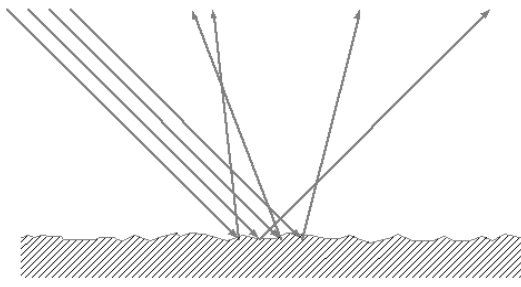


FIGURE 2.1 – Réflexion diffuse, [25]

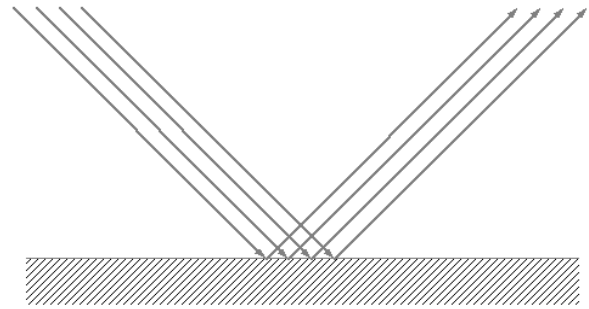


FIGURE 2.2 – Réflexion spéculaire, [25]

On appelle "point spéculaire" l'endroit de la surface où la lumière se réfléchit dans une réflexion spéculaire. Dans notre cas, cette surface recevra le rayon émis par le satellite GPS et enverra le rayon réfléchi vers le CubeSat. Ce point sera au centre des recherches dans le chapitre 3.

2.1.2 L'intégration sphérique

Pour rappel, l'intégration sphérique s'effectue avec des coordonnées sphériques. La transformation des coordonnées cartésiennes en sphériques se fait tel que :

$$\begin{aligned} r &= \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}; \\ \theta &= \arccos(z/r); \\ \phi &= \arctan(y/x) \end{aligned}$$

Ces coordonnées sont illustrées à la figure 2.3.

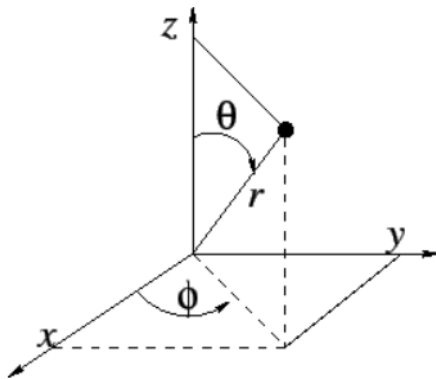


FIGURE 2.3 – Coordonnées sphériques, [8]

Selon [28], les coordonnées sphériques sont utiles pour décrire des systèmes physiques à 3 dimensions qui possèdent une symétrie sphérique; elles sont préférées aux autres coordonnées comme les cartésiennes ou les cylindriques.

Ceci donne une variable infinitésimale de volume différent d'un système de coordonnées à l'autre :

$$dV = (dx)(dy)(dz) = (dr)(rd\theta)(r\sin(\theta)d\phi)$$

Enfin, l'expression de l'intégrale d'une fonction $f(r, \theta, \phi)$ sur un volume V s'effectue selon [26] tel que :

$$I(f) = \iiint_V f(r, \theta, \phi)r^2\sin(\theta) d\theta d\phi dr$$

Dans notre cas, le rayon r est unitaire, nous n'intégrons qu'en 2D et f est une distribution de puissance P ! L'intégrale devient donc :

$$I(f) = \iint_S P(\theta, \phi)\sin(\theta) d\theta d\phi$$

2.1.3 Les harmoniques sphériques

D'après [28], *les harmoniques sphériques sont des fonctions qui apparaissent en physique et en mathématique dans l'étude de systèmes où les coordonnées polaires sphériques (r, θ, ϕ) sont utiles. Ces fonctions dépendent des angles polaires sphériques θ et ϕ et forment une panoplie complète (infinie) de fonctions orthogonales normalisables.*

Elles sont les solutions de l'équation de Laplace : $\nabla^2 f = 0$ et se notent $Y_l^m(\theta, \phi)$ où l'indice l et m indiquent le degré et l'ordre de la fonction. Ces solutions de Laplace s'écrivent :

$$Y_l^m(\theta, \phi) = NP_l^{|m|}(\cos\theta)e^{jm\phi}$$

où $P_l^{|m|}$ sont les polynômes de Legendre et N est une constante de normalisation [27].

De manière illustrative, la figure 2.4 reprend les premiers degrés et ordres de la fonction d'harmoniques sphériques.

l:		$P_l^m(\cos \theta) \cos(m\varphi)$	$P_l^{ m }(\cos \theta) \sin(m \varphi)$
0	s		
1	p		
2	d		
3	f		
4	g		
5	h		
6	i		
m:		6 5 4 3 2 1 0	-1 -2 -3 -4 -5 -6

FIGURE 2.4 – Harmoniques sphériques Y_l^m , [27]

2.1.4 La directivité

Comme expliqué dans [17], la *directivité* est le rapport entre le vecteur de Poynting $S(\hat{u})$ à la distance R , et le vecteur de Poynting qui serait rayonné à la même distance par une source isotrope pour la même puissance rayonnée P_r .

$$D(\hat{u}) = \frac{S(\hat{u})}{P_r/4\pi R^2} = 4\pi R^2 \frac{S(\hat{u})}{P_r}$$

On voit que c'est également le rapport entre (i) la puissance totale qui serait rayonnée de manière isotrope, si le vecteur de Poynting avait la valeur constante $S(\hat{u})$, et (ii) la puissance effectivement rayonnée.

Après quelques manipulations, nous pouvons obtenir la directivité d'une distribution de puissance P en la normalisant par l'intégration sphérique de cette puissance par unité de surface telle que :

$$D(\Omega) = 4\pi \frac{P(\Omega)}{I} \text{ où } I \text{ est l'intégration sphérique de } P \text{ et } \Omega \text{ correspond à la direction polaire } (\theta, \phi).$$

2.1.5 La polarisation

Selon [24], la polarisation est une propriété qu'ont les ondes vectorielles (ondes qui peuvent osciller selon plus d'une orientation) de présenter une répartition privilégiée de l'orientation des vibrations qui les composent. Les ondes électromagnétiques, telles que la lumière, ou les ondes gravitationnelles ont ainsi des propriétés de polarisation. Les ondes mécaniques transverses dans les solides peuvent aussi être polarisées. Cependant, les ondes longitudinales (telles que les ondes sonores) ne sont pas concernées. La manifestation la plus simple de polarisation est celle d'une onde plane, qui est une bonne approximation de la plupart des ondes lumineuses. Comme toute onde électromagnétique qui se propage, elle est constituée d'un champ électrique et d'un champ magnétique tous deux perpendiculaires à la direction de propagation (voir figure 2.5) :

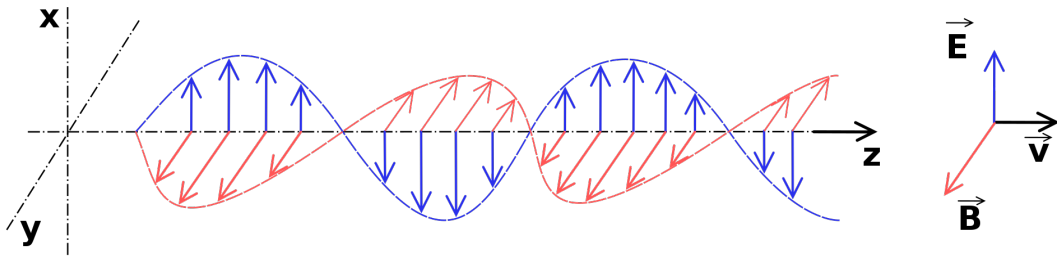
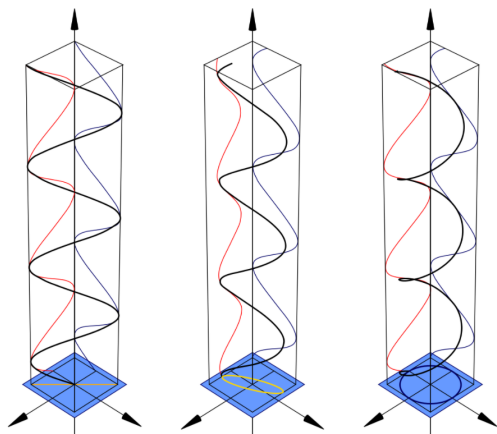


FIGURE 2.5 – Polarisation rectiligne d'une onde lumineuse composée d'un champ magnétique \vec{B} et électrique \vec{E} perpendiculaire l'un à l'autre, [24]

Une onde peut aussi être polarisée autrement que linéairement : si les composantes de \vec{E} suivant x et y sont déphasées l'une par rapport à l'autre, la polarisation n'est plus rectiligne mais apparaît avec une forme circulaire. Ainsi, il existe deux autres formes de polarisation : l'ellipse et le cercle (figure 2.6).



- la polarisation rectiligne est une sinusoïde tracée dans le plan vertical, passant par la diagonale du carré bleu, en bas ;
- la polarisation circulaire est une hélice qui s'enroule sur un cylindre vertical, dont la base est le cercle dessiné en perspective dans le carré du bas ;
- la polarisation elliptique est une courbe ressemblant à une hélice, tracée sur un cylindre vertical, aplati, dont la base est l'ellipse dessinée dans le carré du bas.

FIGURE 2.6 – Types de polarisation (de gauche à droite) : rectiligne, elliptique, circulaire [24]

Dans notre cas, les ondes GPS fonctionnent avec une polarisation circulaire. Il est donc justifié de l'utiliser dans notre application.

2.2 Unité de réception

Cette unité est composée de quatre éléments en enfilade : antenne, "Low Noise Amplifier" (LNA), filtre passe-bande (FPB) et enfin récepteur (figure 2.7). Les trois premiers éléments doivent être choisis/conçus et soudés sur PCB¹. Tandis que le récepteur doit être choisi pertinemment pour notre application.

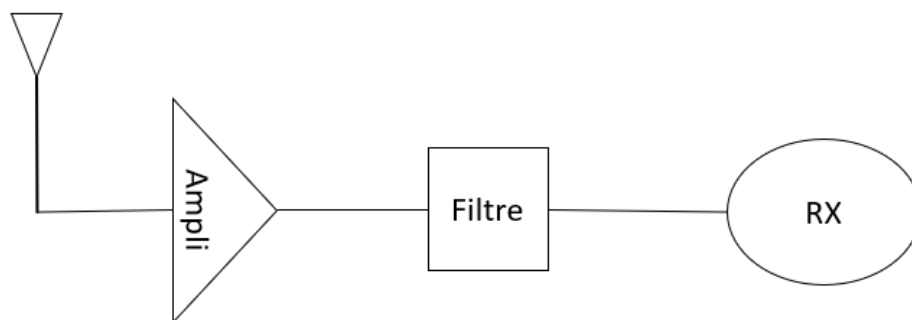


FIGURE 2.7 – Schéma de l'unité de réception

1. De l'anglais "Printed Circuit Board"

2.2.1 L'antenne

Les variétés d'antennes GPS sont nombreuses. On peut les classer en trois catégories [1] :

- Antennes géodésiques (receveurs et antennes fixés de manière très précise, multi-fréquence et multi-constellation)
- Antennes mobiles (topographie, foresterie, construction,...)
- Antennes de récepteurs portatives (smartphones et appareils de navigation portables)

Leurs paramètres sont répertoriés dans la figure 2.8.

	Geodetic	Rover	Handheld
Frequency Bands	Single to multiband	Single to multiband	Singleband
Bandwidth	Broadband	Narrow to Broadband	Narrowband
Radiation Pattern	Controlled	Controlled	Not controlled
Multipath suppression	High	Medium	None
Sensitivity	High	Medium to high	Low
Interference Handling	High rejection	Good rejection	Minimal rejection
Phase centre	Very important	Important	Not important
Dimensions	Large	Portable	Very small
Weight	Heavy	Portable	Lightweight
Cost	High	Medium	Low

FIGURE 2.8 – Caractérisations et applications des antennes GNSS, [1]

Nous pouvons trouver quelques antennes qui pourraient être utilisées pour notre application en excluant les antennes mobiles qui paraissent trop grandes, trop lourdes et peu sensibles [1] :

- **patch** : portative, microstrips minces à profil bas, convient pour les dispositifs à petit facteur de forme, fréquence simple ou double, mais aussi à large bande, polarisation circulaire, fournit un excellent facteur de forme (taille et poids)
- **turnstile** : géodésique, deux dipôles alimentés avec une phase de 90° , polarisation verticale dans son plan, et possède une polarisation circulaire opposée au-dessus et en dessous
- **spiral** : géodésique, "indépendant de la fréquence" donc excellente bande passante, polarisation circulaire par nature, un plan au sol est nécessaire

Pour notre application, nous aurons besoin de deux types d'antennes : l'antenne de réception directe du GNSS sur le dessus du CubeSat et les antennes de réception indirecte du GNSS-R sur les côtés. Pour la première, le type d'antenne le plus adapté à notre application semble être la Patch puisqu'elle peut être soudée sur PCB et qu'elle est portable. Pour la deuxième, nous choisirons plutôt l'antenne Turnstile pour pouvoir y placer un dipôle et des parasites parallèlement au côté du CubeSat (voir figure 2.12 pour plus de précision).

Pour choisir l'antenne la plus adaptée, il faudra faire particulièrement attention à la fréquence de fonctionnement (pour rappel se situant aux alentours de 1.5 GHz pour le GPS) et au gain interne de l'antenne qui servira à détecter le signal plus facilement.

2.2.2 L'amplificateur

Cet élément électrique amplifie un très petit signal sans pour autant dégrader significativement son rapport signal-à-bruit. Il doit être placé proche de l'antenne pour engendrer le moins de perte possible (figure 2.9).

L'amplificateur "Low Noise" devra essentiellement avoir un bon gain (pour les mêmes raisons que l'antenne) et un "Noise Figure" le plus petit possible pour éviter l'introduction d'un bruit significatif.



FIGURE 2.9 – Exemples d'amplificateurs

2.2.3 Le filtre

Le filtre passe-bande est un dispositif qui laisse passer les fréquences d'un signal à l'intérieur d'une certaine gamme et rejette (atténue) les fréquences à l'extérieur de cette gamme. Dans notre cas, sa présence est cruciale pour que le récepteur puisse lire le signal (figure 2.10).

Pour choisir correctement ce filtre, il faudra faire attention à bien adapter la bande-passante avec une largeur suffisamment grande pour pouvoir traiter le signal (centrée à 1.5GHz) et une atténuation hors de cette bande assez grande pour ne pas avoir d'effets parasites.



FIGURE 2.10 – Exemples de filtres

2.2.4 Le récepteur

Le récepteur déterminera la conception de l'amplificateur et du filtre. Nous devons en choisir un, le plus adapté essentiellement pour le niveau de sensibilité de puissance et la fréquence de fonctionnement du signal. Voici une liste non-exhaustive, rédigée par la NASA, qui en énumère quelques-uns (figure 2.11).

Table 5-10. GPS Receivers for Small Spacecraft						
Manufacturer	Model	Mass (kg)	Power (W)	Accuracy (m)	Radiation Tolerance (krad)	TRL
APL	EGNS	0.4	Unk	3	20	6
Eurotech	COM-1289	0.85	Unk	1.2	Unk	Unk
General Dynamics	Explorer	1.2	Unk	15	100	9
General Dynamics	Viceroy-4	1.1	Unk	5	100	9
Novatel	OEM615	0.021	1.6	1.5	Unk	9
SkyFox Labs	piNAV-NG	0.024	Unk	10	Unk	9
Surrey Satellite Technology	SGR-05U	0.04	0.8	10	5	9
Surrey Satellite Technology	SGR-05P	0.055	1	10	11	9
Surrey Satellite Technology	SGP-07	0.45	1.6	10	5	9
Surrey Satellite Technology	SGR-Ligo	0.09	0.5	5	5	5
Surrey Satellite Technology	SGR-10	0.95	5	10	10	9
GomSpace	GPS-kit	0.031	1.3	1.5	Unk	Unk

FIGURE 2.11 – Receveurs de la NASA, [20]

2.3 Mécanique des corps articulés

Le déploiement des antennes doit se faire de la manière la plus sûre et la plus robuste possible. Il est donc nécessaire d'étudier chaque mouvement et chaque configuration dans lesquelles le système pourrait être. Nous aurons donc 4 points à analyser : la fixation, la rétention, l'actionnement et le mouvement du mécanisme.

De plus, pour que tout soit sous contrôle, il faut nécessairement également étudier le type de matériaux utilisés, que ce soit au niveau des pièces et des bras mais aussi pour les articulations et l'architecture électrique.

Pour chaque cas, une liste sera établie, répertoriant les avantages et inconvénients de chaque procédé. Un tableau récapitulatif est repris en annexe A pour chaque sous-section.

Enfin, pour chaque mécanisme, un choix de procédé est fait à la fin de chaque sous-section.

Les spécifications

L'antenne doit être composée d'un premier segment porteur perpendiculaire au côté du CubeSat et de deux segments récepteurs parallèles au côté du CubeSat (voir figure 2.12).

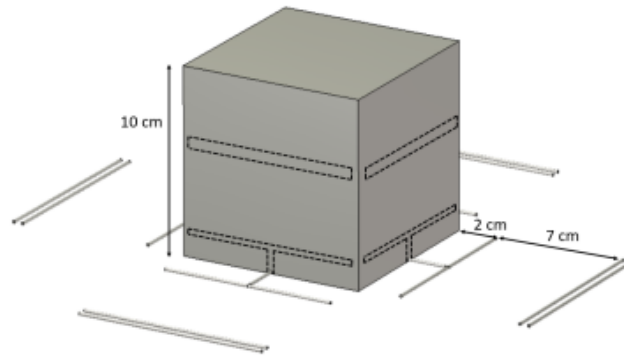


FIGURE 2.12 – CubeSat, dipôles commandés et éléments parasites. Les lignes en pointillés représentent l'antenne repliée, [30]

Ce système a été étudié par Valentin Sokolow [30]. Il explique que la configuration proposée consiste en des dipôles et des éléments parasites arrangés en carré autour du CubeSat avec leur propre déphasage entre éléments. La rotation séquentielle des dipôles permet la génération d'une très bonne polarisation circulaire qui correspond au CubeSat pour du GPS.

Deux aspects principaux sont analysés pendant les simulations. Premièrement, un lobe principal pointant sous le CubeSat est recherché, pendant que les lobes secondaires sont affaiblis. Ceci sera exécuté en utilisant des éléments parasites. La taille, la forme et le placement de ces éléments parasites seront analysés et optimisés. Deuxièmement, le déplacement du lobe principal est aussi recherché pour scanner la surface de la Terre. Cela sera possible en ajustant les phases relatives au sein des dipôles.

Ces antennes sont inspirées des antennes Yagi-Uda qui sont basées sur les antennes-râteaux, à l'image de celles de l'époque sur le toit des maisons. Ces dernières avaient une forme particulière en T et étaient composées d'une succession de barres où la première était un élément directeur, la deuxième un dipôle et toutes les autres des éléments réflecteurs pour réorienter le signal. Comme ces antenne-râteaux, ici, nous

n'aurions que trois éléments : l'arrête du cube est l'élément directeur, le dipôle (l'antenne) est la barre proche du cube et le parasite (l'élément réflecteur) est la barre éloignée du cube (il peut y en avoir plusieurs comme sur la figure 2.12).

2.3.1 Fixation

La manière dont les éléments doivent se fixer à la structure est primordiale pour que le système soit le plus robuste possible. Ce sont les fixations qui vont tenir de manière immobile les éléments, elles doivent donc être solides et adaptées. Voici trois procédés possibles pour fixer (résumés à la table A.1) :

Procédé 1 : La colle

Nous pourrions utiliser une colle spéciale pour attacher les éléments immobiles à notre structure. Cette manière de faire, bien que légère et compacte (comble les trous), reste néanmoins fragile aux vibrations et aux variations de température. Pour rappel, le CubeSat sera soumis à des vibrations de 20 Hz et à une accélération de 10G au décollage et à des températures pouvant aller de -80 à 50°C.

Procédé 2 : Les vis

Attacher les éléments immobiles avec des vis peut être une solution (figure 2.13). Ce procédé permet de fixer de manière sûre. De plus, l'angle d'inclinaison du système est réglable selon l'orientation voulue. Cependant, cela nécessite l'ajouter d'accessoires (vis, boulons,...) et donc de masse. De plus, si le mécanisme permet de régler l'angle d'inclinaison, il risque aussi de se dérégler.

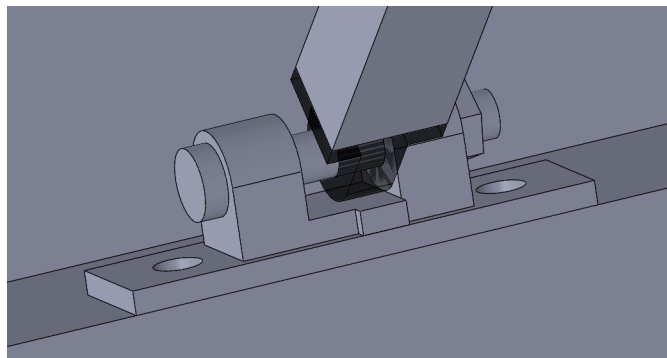


FIGURE 2.13 – Exemple de fixation par vis

Procédé 3 : Les pattes

Le procédé des pattes est plutôt original ; il consiste à réaliser deux pattes à l'extrémité des antennes. Ces pattes sont insérées dans des rainures qui traversent le support pour être ensuite pliées sur la face intérieure de ce support (figure 2.14).

Ce procédé permet de ne pas devoir ajouter d'accessoires et de faciliter les raccords électriques des antennes. D'un autre côté, ce système paraît moins stable au niveau des alignements et du positionnement. De plus, le prolongement des antennes au niveau des pattes reste conducteur puisqu'elles font partie des antennes, il y a donc un risque de court-circuit.

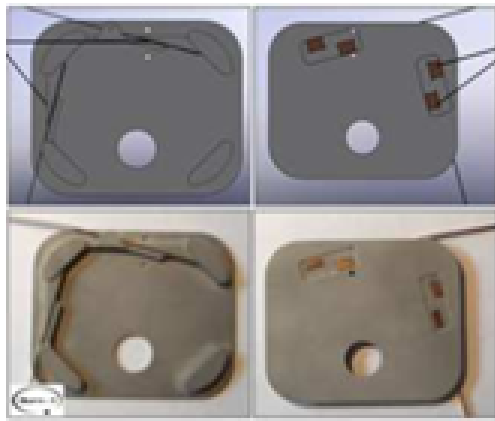


FIGURE 2.14 – Procédé des pattes, [31]

Choix

Pour la fixation, les critères de la vibration, de la température et de la fixation sont très importantes. C'est pourquoi nous choisirons les vis bien que ce soit une technique d'assemblage plus lourde et plus volumineuse que les autres.

2.3.2 Rétention

Le mécanisme de rétention doit pouvoir assurer le maintien du système dans un premier temps et doit pouvoir relâcher les éléments voulus (comme les antennes) dans un second temps. Les procédés sont résumés à la table A.2.

Procédé 1 : La cale

Une simple cale a le mérite d'être un procédé simple et concis, elle nécessite un petit mécanisme pour la retirer et pour que les antennes puissent se déployer. Elle permet d'être bien stable en position repliée. Cependant, cela exige l'ajout d'une pièce qui risque d'alourdir le système au profit d'une meilleure robustesse.

Procédé 2 : Le fil

Ce procédé consiste à attacher les éléments mobiles avec un fil et à le couper au moyen d'un couteau thermique. Ce couteau, tiré du projet OUFTI [31], chauffe le fil et à un moment donné, ce dernier cède par la chaleur et déploie l'élément mobile (figure 2.15).

Pour ce type de rétention, il faudrait ajouter des éléments et donc transporter des masses supplémentaires. Il y a aussi des risques de surchauffe. De plus, la combinaison fil-couteau n'est pas testable avant utilisation puisqu'une fois utilisée, il faudrait reprendre un autre fil pour réactionner le mécanisme. Un deuxième test sur le même fil est dès lors impossible. Cependant, on pourrait supposer que si le test du fil fonctionne, un autre fil avec les mêmes dimensions et matériaux fonctionnerait aussi. Dans tous les cas, ce système reste très précis s'il est bien réglé et il est également tout aussi robuste.

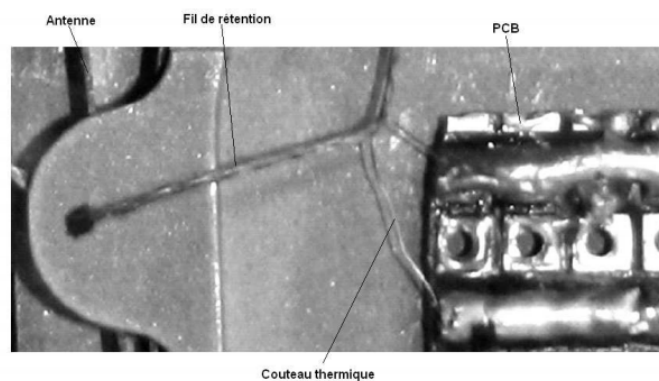


FIGURE 2.15 – Procédé du fil, [31]

Choix

Ici, pour la rétention, nous cherchons un procédé précis et robuste. C'est pourquoi nous choisirons le fil malgré son poids et son "impossibilité relative de test".

2.3.3 Actionnement

Le mécanisme devant assurer l'actionnement du système doit pouvoir être actionné une et une seule fois entre le moment où le CubeSat sort de la fusée et où il devient opérationnel. Les procédures sont résumées à la table A.3.

Procédé 1 : Le ressort

Un simple ressort bien placé et bien dimensionné peut être très utile pour actionner le système. Il serait placé à l'intérieur d'une double barre, voir à l'extérieur pour propulser l'élément voulu. Ce procédé est léger et robuste mais demande peut-être de plier l'antenne ou risque l'enrayement. En effet, ce phénomène est toujours possible en translation. Pour écarter cet enrayement, nous pourrions placer des ressorts de torsion directement dans les articulations.

Procédé 2 : La flexion

On pourrait fléchir initialement le corps pour qu'il sorte par lui-même (voir figure 2.16). Ce système est très léger et occupe peu de place. Cependant, il nécessite la flexion de l'antenne au risque de la briser si la flexion est mal réglée.

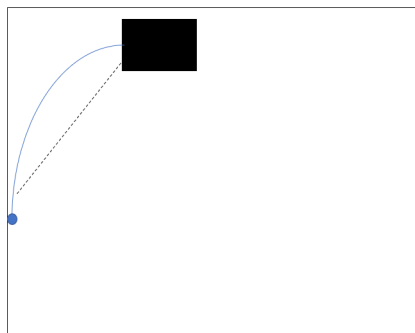


FIGURE 2.16 – Procédé de la flexion

Procédé 3 : Le tourniquet

L'idée ici serait d'exploiter le mouvement giratoire du satellite pour éjecter les antennes vers l'extérieur qui se déplaceraient sur rail par exemple (figure 2.17). L'avantage tiendrait à la légèreté du système mais, à l'inverse, nécessiterait une rotation qui éprouverait la faible robustesse du mécanisme en cas d'apparition aléatoire d'un enrayement.

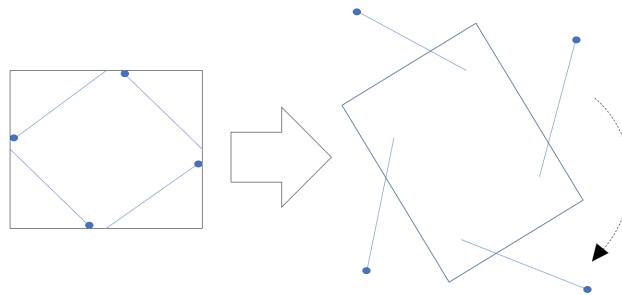


FIGURE 2.17 – Procédé du tourniquet

Choix

Dans le cas de l'actionnement, le mécanisme doit être robuste et engendrer le moins de flexion. On choisira donc le ressort que nous placerons de manière à éviter l'enrayement.

2.3.4 Mouvement

Le mécanisme assurant le mouvement des pièces mobiles doit pouvoir déployer les éléments nécessaires à notre étude. Comme à chaque fois, un résumé est disponible à la table A.4.

Procédé 1 : Le coulissement

Le coulissement d'une barre à l'intérieur ou à l'extérieur d'une autre permettrait d'économiser de la place. Ce procédé est léger puisqu'aucun élément ne devrait être ajouté mais, à nouveau, il présenterait le risque de s'enrayer.

Procédé 2 : La flexion

Nous pourrions profiter de la flexion de l'antenne pour effectuer le mouvement de déploiement. Ce procédé également léger nécessiterait une plus grande antenne qu'il faudrait plier.

Procédé 3 : Le pantographe

Une solution est proposée dans [30] par Valentin Sokolow : il consiste en un bras articulé appelé Pantographe (figure 2.18). Un seul système de déclenchement est nécessaire pour déclencher toutes les antennes. Tous les éléments sont dans le même plan quand le mécanisme est complètement déployé. Enfin, les différentes longueurs du pantographe peuvent être facilement modifiées pour placer les différents éléments dans les positions voulues. Cependant, ce système peut être lourd comparé aux autres.

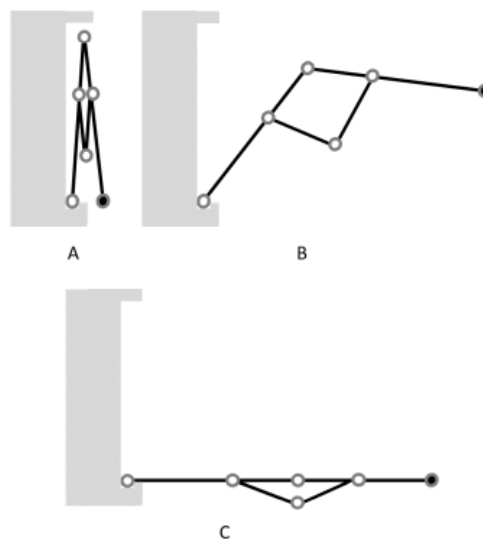


FIGURE 2.18 – Procédé du pantographe, [30]

Choix

Du côté du mouvement, l'idée est d'avoir un procédé qui évite la flexion et l'enrayement. Nous choisirons le pantographe malgré son poids car il évite la flexion et l'enrayement.

2.3.5 Matériaux

Dans l'espace, le type de matériel utilisé est l'aluminium. Il est très prisé pour confectionner la structure des satellites. En effet, c'est un matériau qui sert de dissipateur thermique pour l'alimentation électrique tout en ayant une faible densité; sa température d'utilisation est comprise entre -50 et 50°C, il présente une bonne résistance mécanique et une facilité d'usinage,... De plus, il existe beaucoup de types d'aluminium et il est toujours possible de choisir, dans un premier temps, celui avec les meilleurs coefficients et, dans un deuxième temps, le plus adapté à la technique de fabrication que cet aluminium va subir (usinage, moulage, assemblage,...).

Pour le bras articulé, le coefficient de frottement des deux pièces de même nature présente un risque d'accolement dû au coefficient de frottement, ce qui peut occasionner un blocage. Le choix d'un polymère très léger et ayant la moins petite limite d'élasticité permettrait au bras d'être absolument électriquement isolé ce qui éviterait de créer des interférences entre l'antenne et le(s) parasite(s).

Une autre solution consisterait à utiliser de l'aluminium malgré sa conductivité électrique mais en effectuant un traitement de surface par l'anodisation, ce qui le rendrait isolant. Si un tel matériau est utilisé, il faudrait remédier aux frottements "collants" en plaçant, par exemple, un coussinet en bronze ou en Téflon dans la partie femelle de l'articulation. Dans notre cas, l'articulation sera un palier lisse.

Pour l'aspect électrique, les PCBs sont réalisés avec un substrat hyperfréquence. C'est un matériau qui, selon [7], *fonctionne aux fréquences radio intermédiaires entre l'infrarouge et les ondes de radiodiffusion dites « micro-ondes » (de 300 MHz à 300 GHz)*. Ces composants électroniques sont utilisés le plus souvent comme *mélangeurs micro-ondes, comme amplificateurs de puissance, comme amplificateurs faible bruit ou comme commutateurs haute fréquence*. Deux substrats sont alors candidats : le Rogers 5880 qui a un bon coefficient thermique et le Rogers 6002 (datasheet à l'annexe B).

Chapitre 3

Illumination de la Terre

Pour rappel, à ce stade de notre travail, la première étape consiste à estimer l'illumination que le satellite projette sur la Terre. Dans notre cas, le concept d'illumination peut être assimilé à celle d'une lampe sur une surface (voir figure 3.1). Cette lampe éclaire une portion de cette surface dans une certaine direction. La mesure de la dimension de cette zone éclairée fait l'objet du présent chapitre.

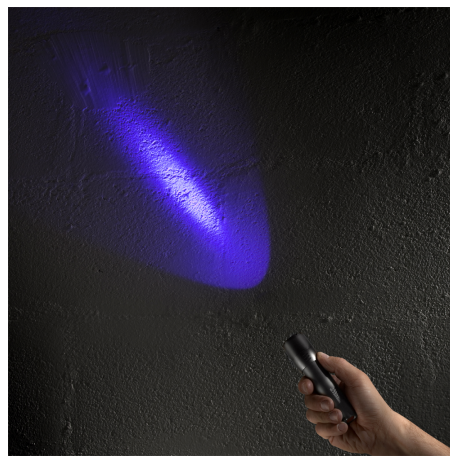


FIGURE 3.1 – Illumination d'une lampe, [10]

3.1 Méthodologie

Le but, pour obtenir l'illumination, est d'estimer la décomposition en mode sphérique de la puissance rayonnée par les antennes. Cette décomposition permettra

d'estimer cette puissance en tous points (latitude et longitude) de la Terre (similaire à une sphère aplatie).

Voici, à la figure 3.2, une représentation de l'algorithme aboutissant à cette décomposition. Il est composé de quatre parties : puissance, fonctions, position et illumination.

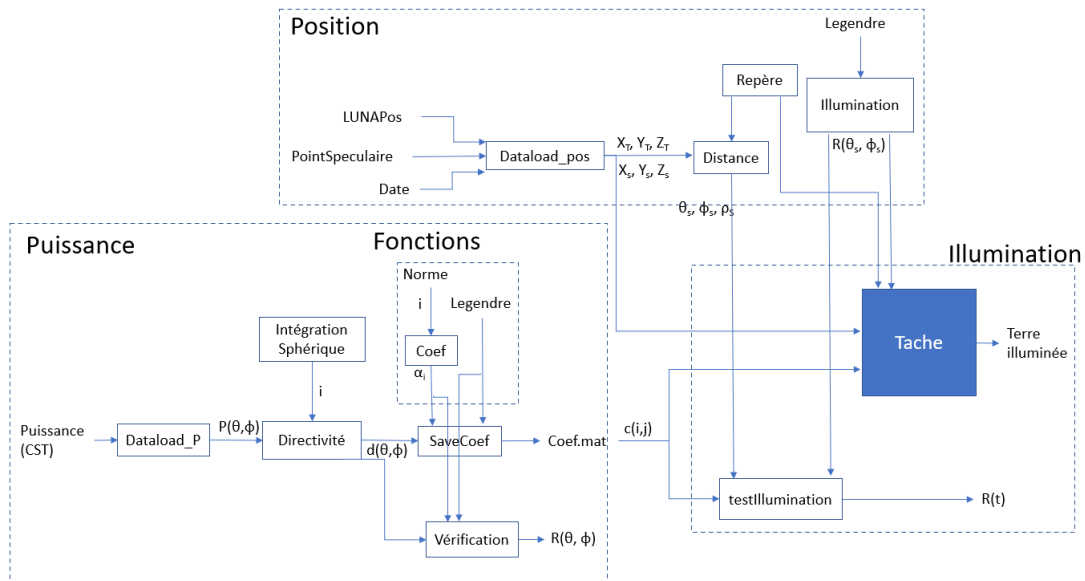


FIGURE 3.2 – Schéma de l'algorithme

3.1.1 Puissance

Dans l'ensemble de la puissance, le fichier de la puissance rayonnée obtenu sur CST par Valentin Sokolow est le point de départ du processus. Il l'a acquis en conceptualisant un modèle d'antenne et en simulant le champ rayonné par cette antenne. La compilation du programme calcule directement ce champ dont la fréquence a été réglée à 1.5GHz.

Ce fichier passe par la fonction *DataloadP* qui traite les données discrètes en renvoyant une matrice de distribution de puissance P dont les colonnes sont les colatitudes (ϕ) et les lignes sont les longitudes (θ). Cette matrice est envoyée dans la fonction *Directivité* qui transforme la puissance rayonnée en la directivité du rayonnement tel que :

$$d(\theta, \phi) = 4\pi \frac{P(\theta, \phi)}{I(P(\theta, \phi))}$$

où I est l'intégration sphérique sur la Terre et est calculée :

$$I(f(\theta, \phi)) = \sum_{i=1}^{nnt} \sum_{j=1}^{nnp} f(i, j) \sin(i) \frac{2\pi}{nnt} \frac{\pi}{nnp}$$

A côté de cela, le sous-ensemble Fonctions, contenant les fonctions de Legendre et les coefficients, est nécessaire pour pouvoir calculer les modes sphériques. Ces fonctions sont des polynômes qui constituent l'exemple le plus simple d'une suite de polynômes orthogonaux. Elles s'écrivent telles que :

$$P_n(x) = \frac{1}{2^n} \sum_{k=0}^n \binom{n}{k}^2 (x-1)^{n-k} (x+1)^k$$

Dans la décomposition en mode sphérique, il est nécessaire de multiplier chaque mode par le coefficient correspondant pour pondérer ce mode en question. Ce coefficient est obtenu tel que :

$$c(d(\theta, \phi), f(\theta, \phi)) = \sum_{i=1}^{nnt} \sum_{j=1}^{nnp} d(i, j) f^*(i, j) \sin(i) \frac{2\pi}{nnt} \frac{\pi}{nnp}$$

$$C(d, f) = \frac{c(d, f)}{N^2(f)}$$

où d est la directivité obtenue juste avant, f^* est le complexe conjugué de la fonction et N est la norme de la fonction et s'écrit telle que :

$$N(f(\theta, \phi)) = \sum_{i=1}^{nnt} \sum_{j=1}^{nnp} f(i, j) f^*(i, j) \sin(i) \frac{2\pi}{nnt} \frac{\pi}{nnp}$$

Cette directivité, ces polynômes et ces coefficients sont utilisés dans les fonctions Verification et SaveCoef.

Dans la première, il nous faut vérifier l'exactitude de notre décomposition en mode sphérique (puisque ce n'est qu'une approximation), nous calculons donc les modes sphériques tels que :

$$r = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^i C(d, f_{i,j}(\theta, \phi)) f_{i,j}(\theta, \phi)$$

où $f_{i,j}(\theta, \phi)$ est l'harmonique sphérique d'ordre i et de degré j .

Dans la deuxième, le but est d'enregistrer la matrice des coefficients dans un fichier "Mat". L'enregistrement permet de ne pas devoir calculer cette matrice dans chaque boucle. A partir de la fonction *Coef*, nous calculons nos coefficients ainsi :

$$c(i, j) = \text{coef}(d, f_{i,j})$$

où d est la directivité et $f_{i,j}$ est le polynôme de Legendre d'ordre i et de degré j . Nous enregistrons donc cette matrice dans le fichier *Coef.mat*. Cette fonction est à exécuter au préalable avant la fonction finale.

3.1.2 Position

Dans cet ensemble, deux fichiers sont nécessaires. Ces derniers sont fournis par Hadrien Robin. Un premier, appelé *PositionLUNA*, est un fichier Excel contenant les positions du satellite dans l'espace tout au long d'une orbite en coordonnées cartésiennes. Il provient du logiciel System Tool Kit (STK) développé par la firme Analytical Graphics, Inc. Un deuxième, appelé *SpecularPoint*, est aussi un fichier Excel contenant la position des points spéculaires que rencontre le satellite dans son trajet autour du globe. Les positions sont aussi exprimées en coordonnées cartésiennes.

Le fichier *PositionLUNA* est obtenu en simulant une trajectoire de satellite dessinée à la figure 3.3. La simulation de l'orbite démarre le 8 mars 2022 à 23h et finit le 9 mars 2022 à 1h. Nous avons choisi, avec Hadrien Robin, une orbite d'une inclinaison de $97,1471^\circ$ et d'un périégée de 400km. Ceci correspond à une orbite ayant une révolution de 1h 36m 48s, soit 14,876 révolutions par jours. L'altitude varie légèrement puisque nous avons pris en compte l'aplatissement de la Terre.

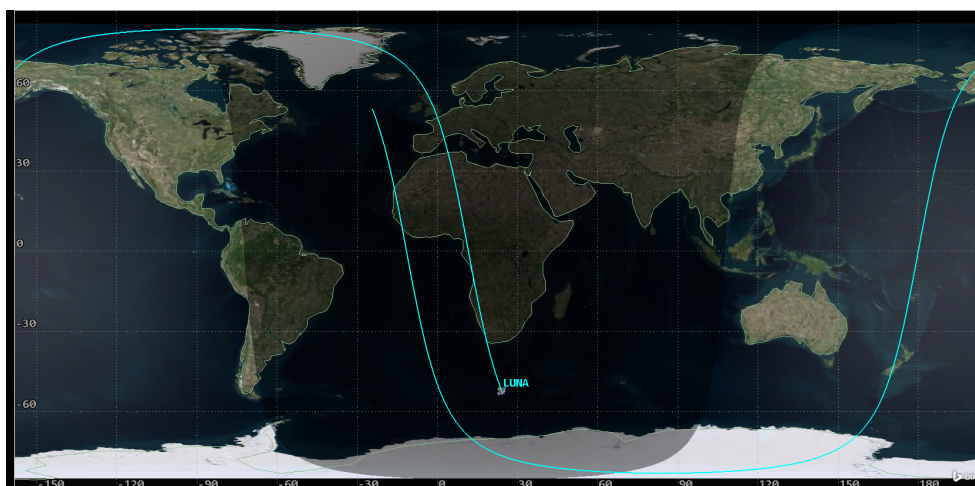


FIGURE 3.3 – Simulation de l'orbite au moyen de STK

Le fichier *SpecularPoint* est obtenu à partir de données des positions du satellite LUNA et du GNSS, ces derniers obtenus dans STK. Il est possible de simuler simultanément l'orbite d'un satellite et une constellation d'un GNSS (voir figures 3.4 et 3.5). Nous travaillons ici en considérant l'aplatissement de la Terre dû à sa rotation sur elle-même. La Terre peut alors être assimilée approximativement à une ellipsoïde. Nous avons utilisé le système géodésique le plus utilisé et le plus précis actuellement qui est le World Geodetic System 84. Ce modèle, le plus souvent noté comme WGS84 pro-, pose une approximation de la surface de la Terre par une ellipsoïde à symétrie axiale autour des pôles. Le demi-grand axe et le demi-petit axe de l'ellipsoïde du modèle WGS84 est $a = 6\,378\,137,0$ m et $b = 6\,356\,752,314\,245$ m.

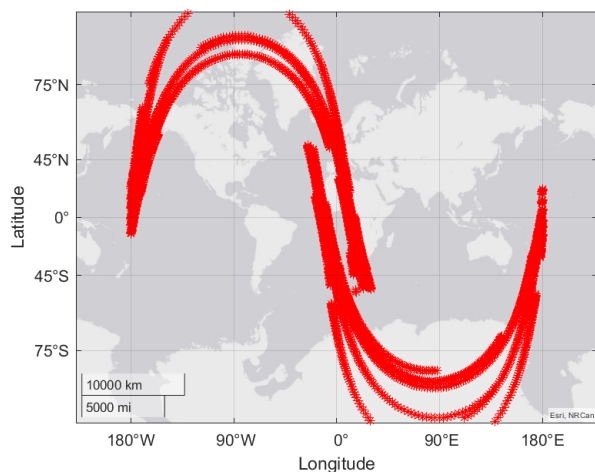


FIGURE 3.4 – Carte plane des points spéculaires

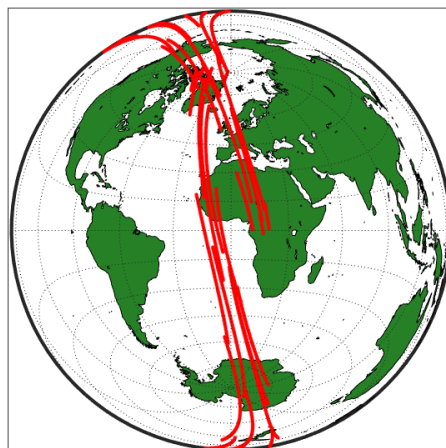


FIGURE 3.5 – Carte sphérique des points spéculaires

Ces deux fichiers sont alors envoyés dans une fonction *DataloadPos* qui extrait ses valeurs d'intérêt. Ces données sont ensuite acheminées à deux fonction. La première est la fonction *Tache* et est décrite dans la section suivante, la deuxième est la fonction *Distance* et est décrite ci-dessous.

Cette dernière calcule la distance entre le satellite et le point spéculaire le plus proche obtenus précédemment ainsi que les directions du point spéculaire depuis le satellite. Ceci est fait au moyen de la fonction *Repère* qui transforme les coordonnées cartésiennes du satellite et d'un point de la Terre dans le repère centré au centre de la Terre en coordonnées polaires centré sur le satellite. Dans notre cas, les coordonnées du satellite sont $S = (X_s, Y_s, Z_s)$ et celles du point spéculaire sur Terre $T = (X_t, Y_t, Z_t)$. Pour ce faire, nous procédons donc à un changement de repère pour obtenir les coordonnées du point spéculaire dans le repère du satellite :

$$\vec{v}_S = P\vec{v}$$

où \vec{v}_S est le vecteur liant le satellite à la Terre dans le repère du satellite, P est la matrice de changement de base et \vec{v} est ce même vecteur normalisé dans le repère de la Terre. Le système est représenté à la figure 3.6 où nous avons choisi arbitrairement l'axe z' dans la direction opposée au centre de la Terre, l'axe y' orienté vers les pôles (suivant \hat{e}_ϕ) et l'axe x' qui suit toujours la même longitude (suivant $-\hat{e}_\theta$). On obtient par calculs trigonométriques 3D :

$$\begin{pmatrix} \sin(\phi')\cos(\theta') \\ \sin(\phi')\sin(\theta') \\ \cos(\theta') \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin(\theta) & \cos(\theta)\cos(\phi) & \cos(\theta)\sin(\phi) \\ -\cos(\theta) & \sin(\theta)\cos(\phi) & \sin(\theta)\sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{pmatrix}^{-1} \vec{v}$$

où \vec{v} est obtenu tel que :

$$\begin{pmatrix} X_s - X_t \\ Y_s - Y_t \\ Z_s - Z_t \end{pmatrix} / ||n||$$

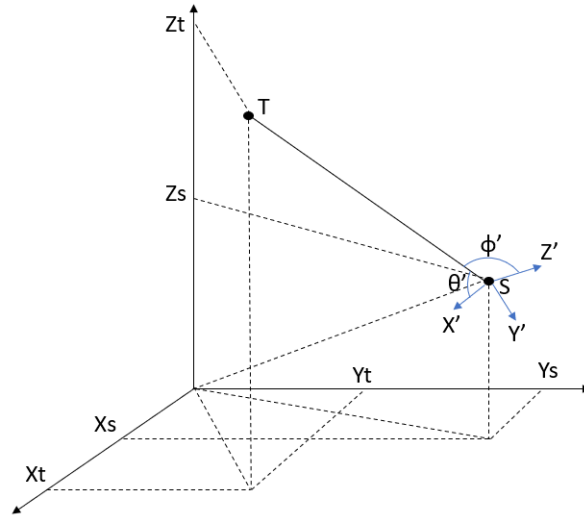


FIGURE 3.6 – Changement de repères (T=position du point spéculaire sur Terre et S=position du satellite à 400km d'altitude)

Enfin, les directions (θ', ϕ') sont obtenues par le système d'équation formé par l'équation matricielle. La distance et ces directions sont envoyées dans la fonction *testIllumination* décrite dans la section suivante.

A coté de cela, la fonction *Illumination* évalue en (θ_s, ϕ_s) la directivité au moyen des modes sphériques :

$$R_s = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^i C(d, f_{i,j}(\theta, \phi)) f_{i,j}(\theta_s, \phi_s)$$

Cette valeur est envoyée à l'ensemble `Illumination`.

3.1.3 Illumination

Dans cet ensemble, nous recevons le fichier des coefficients et la méthode de calcul de l'illumination. Dans un premier temps, nous simulons d'abord l'intégralité de l'orbite du satellite en fournissant à la fonction `testIllumination` toutes les possibilités des combinaisons possibles de (θ_s, ϕ_s) .

Dans un deuxième temps, nous obtenons l'illumination du satellite sur Terre (cette illumination est semblable à une tache) à un instant donné. Ceci s'obtient avec la fonction finale `Tache`. L'illumination est préalablement normalisée par le carré de la distance qui sépare le satellite de la surface de la Terre. Notons que cette distance est loin d'être constante puisque la Terre est ronde. Cette fonction est la dernière et est exécutable. Elle fournit la projection de l'illumination sur Terre à une position donnée (figure 3.7).

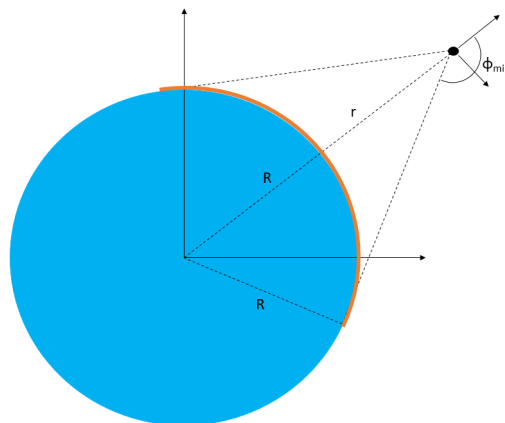


FIGURE 3.7 – Zone d'illumination du satellite sur la Terre

3.2 Résultats

Voici quatre résultats majeurs de la simulation décrite ci-dessus. Ce chapitre montre l'exactitude de l'approximation de la directivité par les modes sphériques. Il illustre la distance et direction entre le satellite et le point spéculaire observé ainsi que la puissance obtenue sur Terre pour chacune des positions de l'orbite. Enfin, il fournit l'illumination du satellite sur Terre à un instant donné.

3.2.1 Exactitude de l'approximation

La puissance rayonnée par le satellite a été obtenue par Valentin Sokolow avec l'aide de Farzad Jabbarigargari sur CST. Nous avons à disposition deux formes de graphique : une vue plane et une autre sphérique (figures 3.8, 3.9, 3.10, 3.11). Les observations sont les mêmes dans les deux cas. La forme des courbes de l'approximation correspond bien à celle de la vraie directivité. Cependant, bien que les proportions soient correctes, les valeurs brutes sont globalement légèrement trop petites. En effet, nous avons une erreur de 5%. On pourrait attribuer ce fait à l'approximation qui, comme son nom l'indique, n'est jamais parfaite.

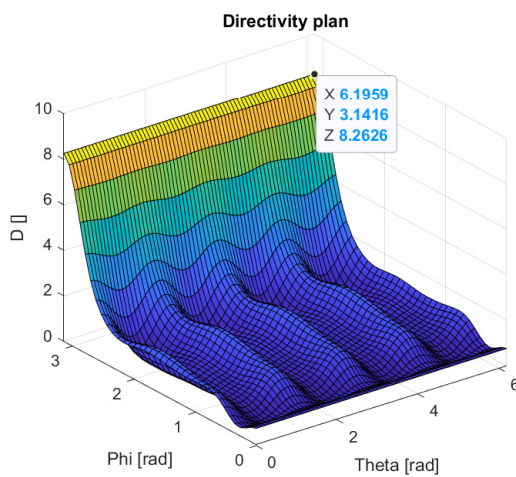


FIGURE 3.8 – Directivité vue plan

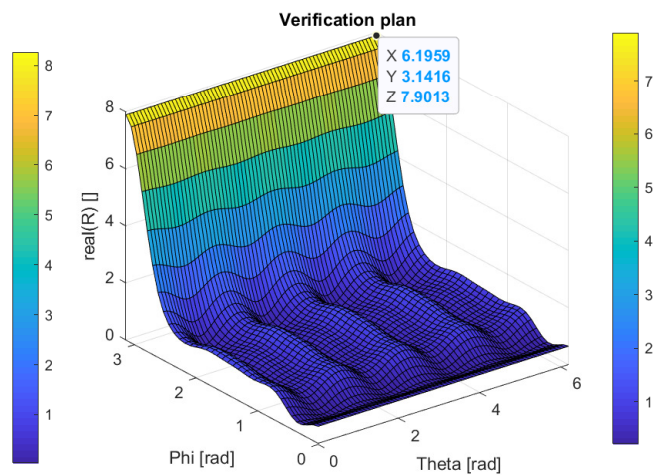


FIGURE 3.9 – Modes sphériques vue plan

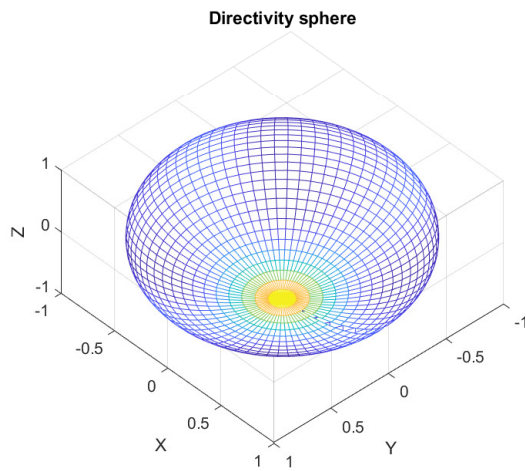


FIGURE 3.10 – Directivité vue sphère

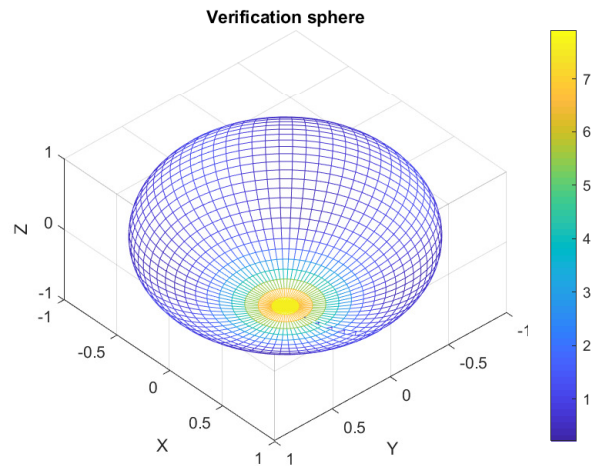


FIGURE 3.11 – Modes sphériques vue sphère

3.2.2 Distance et direction

Les positions du satellite et du point spéculaire le plus proche du satellite ont été obtenues par Hadrien Robin. Celles-ci nous permettent de calculer la distance entre ces deux points et la direction du point spéculaire par rapport au satellite. Nous obtenons bien une distance comprise entre 400 et 460km tout au long de son orbite (voir figure 3.12).

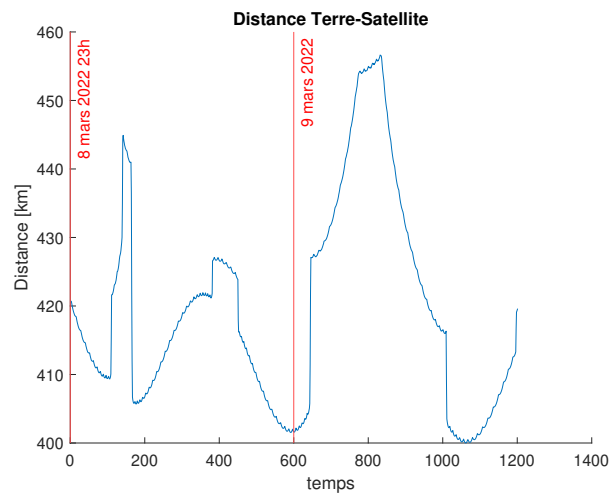


FIGURE 3.12 – Distance Terre-Satellite du 8 mars 2022 23h au 9 mars 2022 1h

Les figures 3.13 et 3.14 en fournissent un exemple.

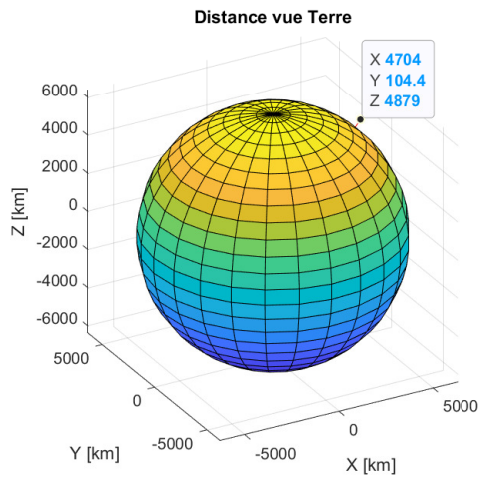


FIGURE 3.13 – Distance Terre-Satellite le 8 mars 2022 vers 23h25 en vue Terre

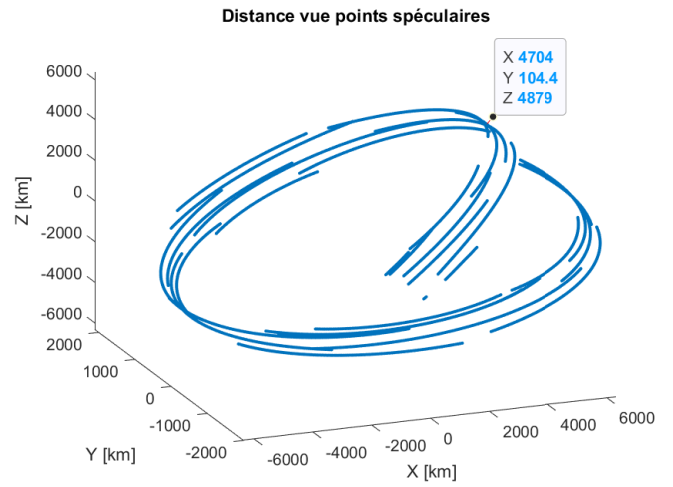


FIGURE 3.14 – Distance Terre-Satellite le 8 mars 2022 vers 23h25 en vue points spéculaires

3.2.3 Illumination sur la Terre

Le résultat final de la simulation est illustré aux figures 3.15 et 3.16. Il représente l'illumination reçue sur Terre à un instant donné.

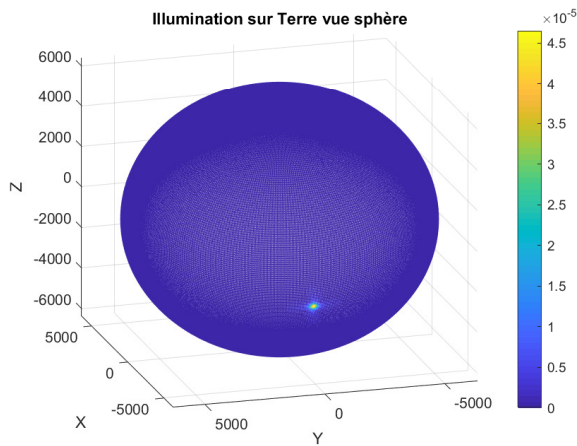


FIGURE 3.15 – Illumination du satellite sur Terre le 9 mars 2022 vers 00h10 en vue sphérique

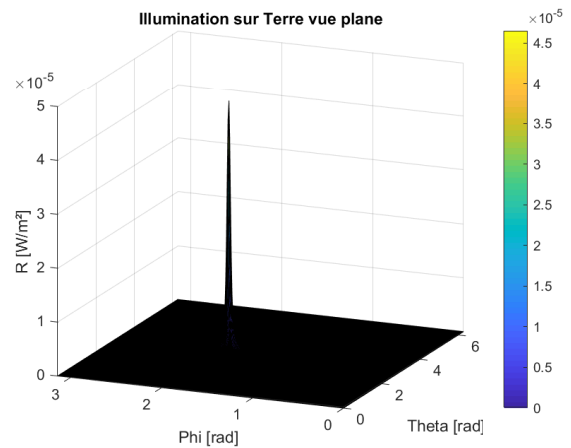


FIGURE 3.16 – Illumination du satellite sur Terre le 9 mars 2022 vers 00h10 en vue plane

Le but est de pouvoir avoir accès à ce diagramme en tout point de la Terre. L'ordre de grandeur obtenu au centre est approximativement de $45\mu W/m^2$

3.2.4 Illumination le long de l'orbite

Pour finir, nous avons simulé l'illumination sur l'orbite intégrale. Elle est illustrée à la figure 3.17.

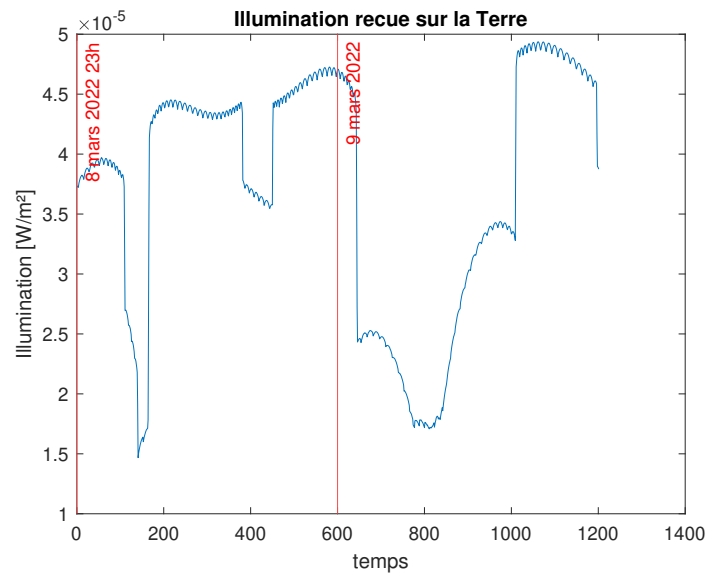


FIGURE 3.17 – Illumination reçue sur Terre du 8 mars 2022 23h au 9 mars 2022 1h

Sachant que le centre de l'illumination est de $45\mu W/m^2$, nous pouvons conclure que nous avons une bonne illumination tout le long du parcours. Sa valeur ne descend jamais sous $10\mu W/m^2$ et monte même parfois jusqu'à $50\mu W/m^2$.

Chapitre 4

Déploiement des antennes

Ce dernier chapitre décrit les mécanismes de déploiement des antennes. Il retrace tout d'abord en 3D les différentes manières de placer l'antenne et son parasite. Ensuite, il décrit leur montage. Enfin, il calcule, en 2D, les efforts internes des articulations pour valider ou rejeter le modèle.

4.1 Description des mécanismes

Le satellite est composé de trois grandes parties : la structure, le panneau solaire et le bras articulé (figure 4.1).

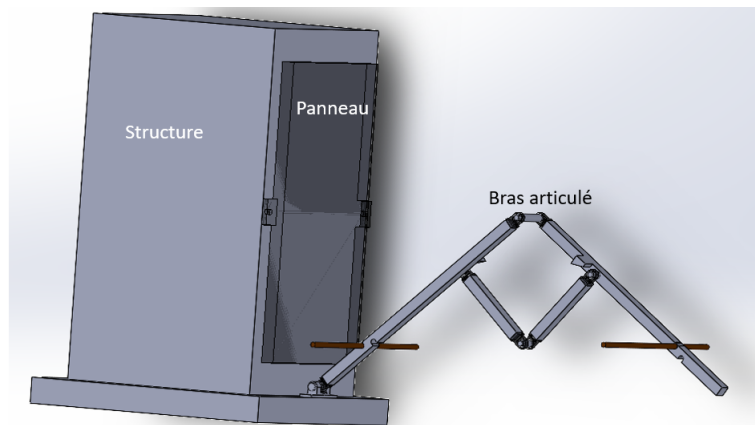


FIGURE 4.1 – Vue globale du satellite

La structure sera réalisée en aluminium, matériau très utilisé dans le spatial. Cet élément ne sera pas étudié d'avantage dans ce mémoire. Le panneau solaire sera

composé de cellules photovoltaïques et sera attaché à la structure au moyen de vis (voir 4.2)

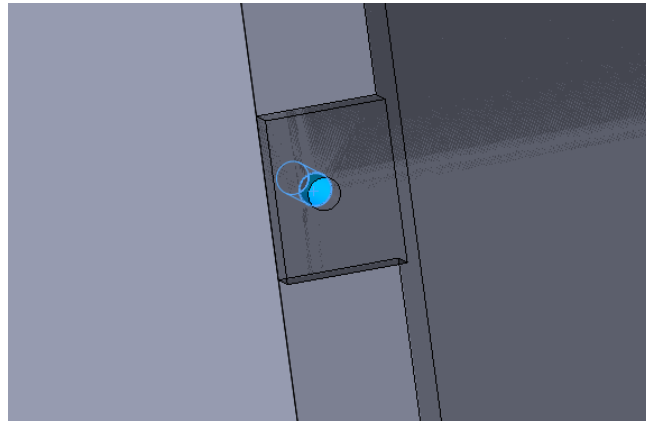


FIGURE 4.2 – Fixation du panneau à la structure

Le bras articulé (figure 4.3) est le dernier élément remarquable de cet ensemble. Il est au centre de l'étude du mécanisme de déploiement. Il est composé de plusieurs pièces remplissant toutes un objectif particulier. Ce bras devra être répliqué trois autres fois sur les trois autres côtés du satellite.

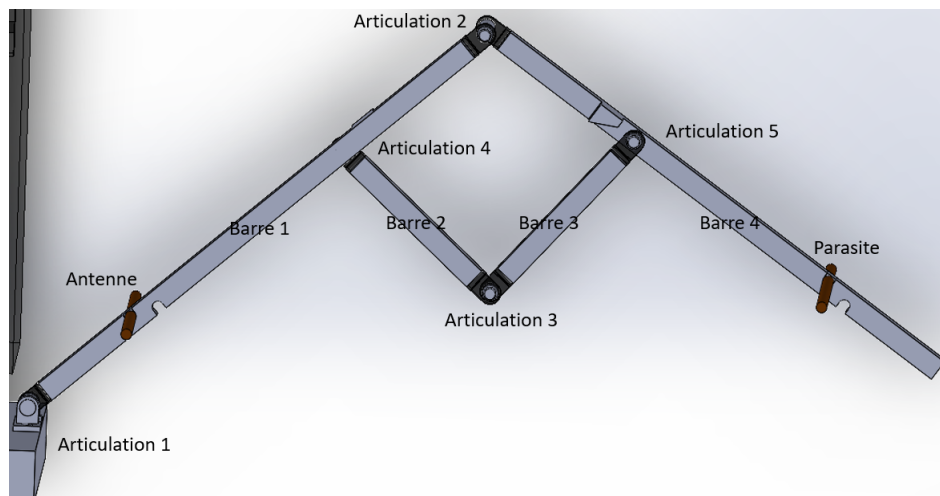


FIGURE 4.3 – Structure du bras articulé

4.1.1 Articulation 1

La première articulation sert à attacher la première barre à la structure du satellite. Elle participe principalement au mouvement du bras dans la mesure où

un ressort hélicoïdal à torsion y sera inséré pour démarrer le mouvement (figure 4.4).

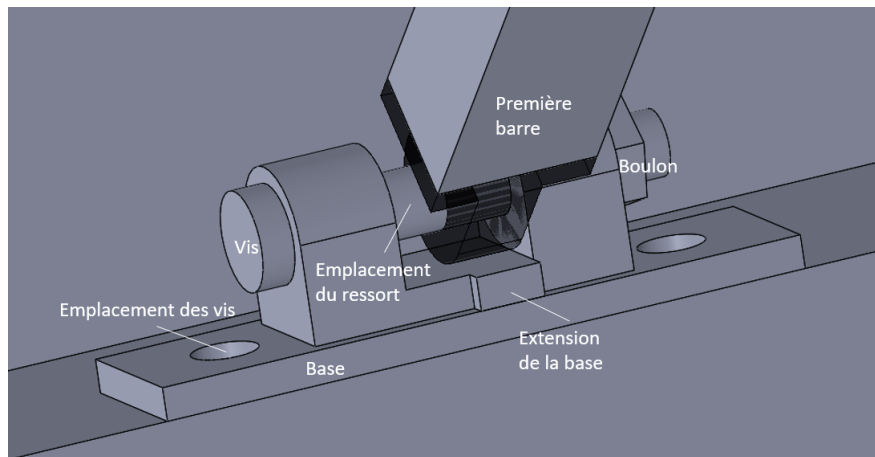


FIGURE 4.4 – Structure de la première articulation

Cette pièce sera fixée sur la structure du satellite au moyen de vis. Un ensemble vis-boulon permettra d'assembler la base et la première barre. Enfin, une petite extension sera réalisée sur la base afin que le mouvement de la barre s'y arrête naturellement au contact. Un petit coussinet de caoutchouc y sera placé pour amortir le choc.

4.1.2 Barre 1

Cette première barre est utilisée pour placer l'antenne à la distance souhaitée du satellite. Elle est illustrée à la figure 4.5.

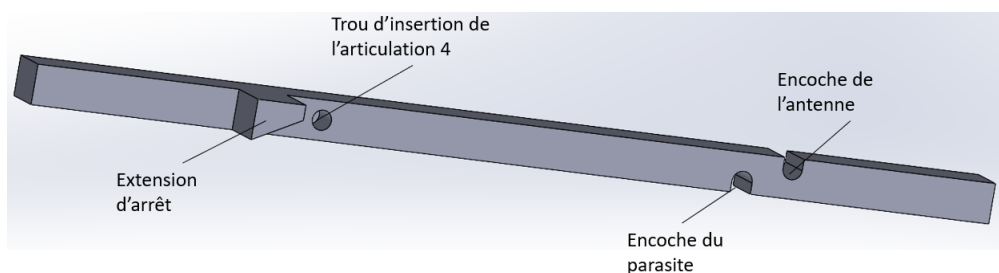


FIGURE 4.5 – Structure de la première barre

Sur cette barre, plusieurs éléments sont à noter. Une extension sera réalisée sur le côté de la même manière que sur la première articulation pour que, en butant

sur la barre 2, le mouvement du bras s'arrête. Un coussinet en caoutchouc y sera aussi placé. Un trou sera percé sur ce même côté pour insérer l'articulation 4. Deux encoches seront percées au-dessus et en-dessous pour placer l'antenne dans celle du dessus et pour pouvoir insérer le parasite dans celle du dessous quand le bras est dans sa position de repli initiale.

4.1.3 Articulation 2

Cette deuxième articulation lie la barre 1 à la barre 2. Elle participe aussi principalement au mouvement du bras puisqu'un ressort hélicoïdal à torsion y sera inséré pour démarrer le mouvement (figure 4.6).

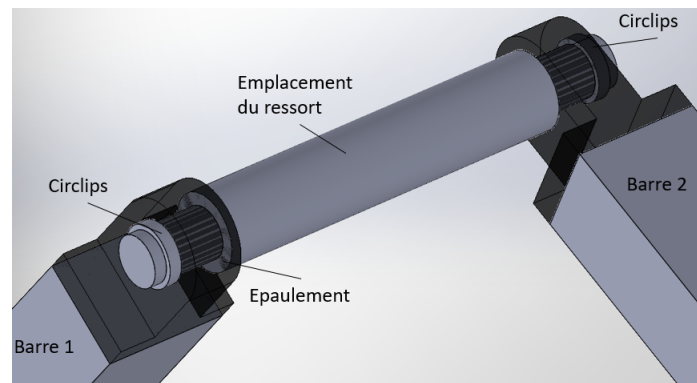


FIGURE 4.6 – Structure de la deuxième articulation

Aux deux extrémités du ressort, nous avons conçu un épaulement qui permettra de maintenir les deux barres à une distance constante (les barres 1 et 2 frotteront à ce niveau de l'articulation). Pour maintenir les barres sur l'épaulement, nous utilisons un circlips aux deux extrémités de l'articulation. La figure 4.7 présente différents types de circlips. La figure 4.8 illustre l'arbre de transmission de l'articulation.



FIGURE 4.7 – Les différents types de circlips [6]

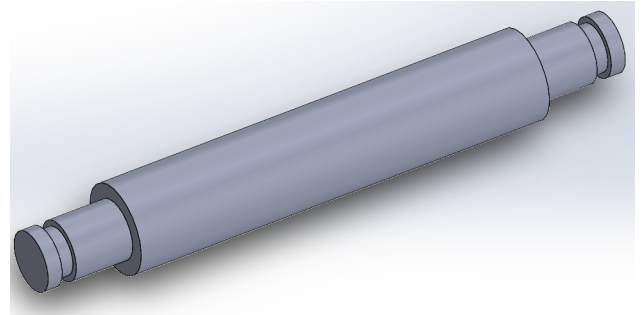


FIGURE 4.8 – L'arbre de transmission de l'articulation 2

4.1.4 Articulations 4 et 5

L'articulation 4 est encastrée dans la barre 1. Elle permet de faire tourner la barre 2 (voir figure 4.9).

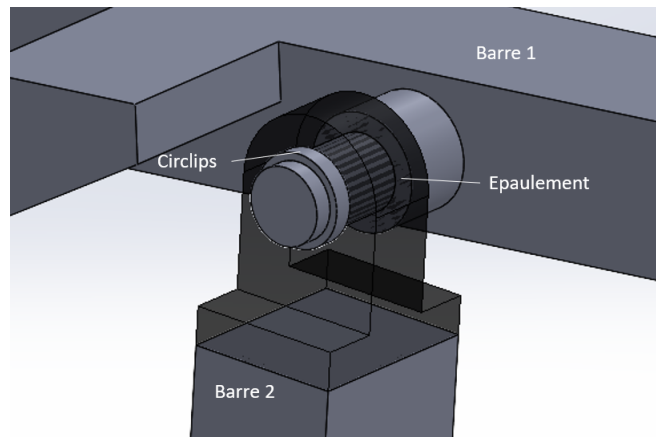


FIGURE 4.9 – Structure de la quatrième articulation

De la même manière que l'articulation 2, la barre 2 est entourée d'un côté par l'épaulement de l'arbre de transmission et par un circlips. L'articulation 5 est semblable à la 4 sauf qu'elle lie la barre 3 à la barre 4.

4.1.5 Barres 2 et 3

Les barres 2 et 3 sont de simples barres de 3 cm. Elles ont un rôle de soutien.

4.1.6 Articulation 3

Cette troisième articulation relie les barres 2 et 3. Elle se situe sous l'articulation 2 et sert à assister le mouvement de cette dernière (figure 4.10).

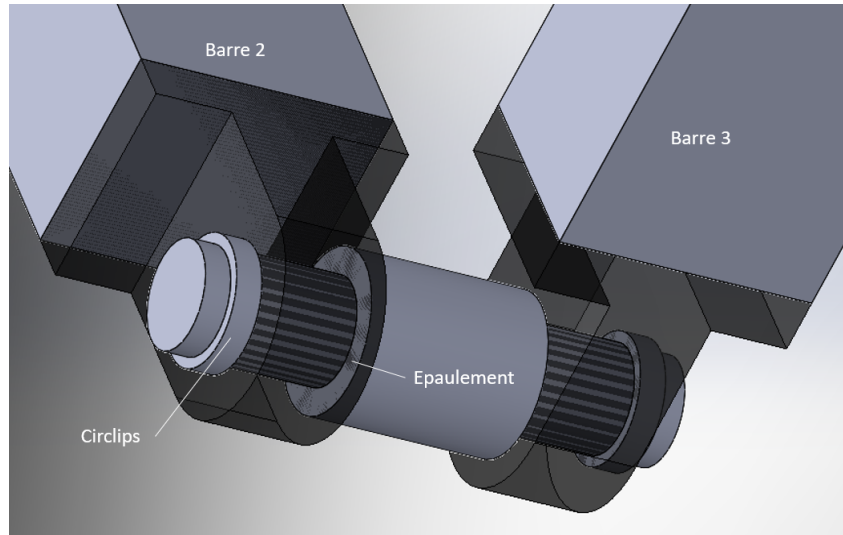


FIGURE 4.10 – Structure de la troisième articulation

Pour lier les deux barres, le même système épaulement-circlips est utilisé à gauche et à droite.

4.1.7 Barre 4

De la même manière que la barre 1, la barre 4 permet de placer le parasite à une distance suffisante du satellite. Tous les éléments de la barre 1 sont aussi inclus dans cette barre 4.

4.2 Montage

Un système tel que celui-ci n'est rien s'il n'est pas montable. Voici les différentes étapes pour monter ce bras articulé. La liste du matériel est détaillée à l'annexe C

Étape 1 : visser l'articulation de base sur la structure du satellite.

Étape 2 : insérer la vis dans la partie de gauche de la base, ensuite dans le petit ressort, puis dans la barre 1 et enfin dans la partie de droite de la base. Pour

finaliser l'étape, insérer le boulon dans la vis (ne pas trop serrer).

Étape 3 : insérer l'arbre de transmission de l'articulation 4 dans la barre 1. Ensuite, insérer cet arbre dans la barre 2. Enfin, appliquer le circlips sur l'extrémité externe de l'arbre.

Étape 4 : insérer l'arbre de transmission de l'articulation 2 dans la barre 1. Placer un circlips sur l'extrémité de l'arbre. Insérer le grand ressort à torsion dans l'arbre, puis la barre 4 et enfin appliquer un circlips sur l'autre extrémité de l'arbre.

Étape 5 : insérer l'arbre de transmission de l'articulation 5 dans la barre 4. Ensuite, insérer cet arbre dans la barre 3. Enfin, appliquer le circlips sur l'extrémité externe de l'arbre.

Étape 6 : insérer l'arbre de transmission de l'articulation 3 dans la barre 2 et appliquer le circlips sur l'extrémité. Insérer l'arbre dans la barre 3 et appliquer le circlips sur l'extrémité.

Étape 7 : insérer l'antenne et le parasite sur le dessus des barre 1 et 4. Le bras articulé est monté et prêt à être déployé.

4.3 Simulation Robotran

Pour valider le modèle, il est important de savoir si les articulations ne seront pas soumises à des contraintes ou des efforts trop importants qui risqueraient de les briser. Le but est donc de simuler le mouvement du déploiement actionné par les deux ressorts à torsion et arrêté par les extensions des barres et de l'attache de base.

4.3.1 Schéma du bras articulé

La figure 4.11 montre une vue schématique du bras articulé. Pour des raisons de facilité, le bras a été approximé à un système 2D. Ceci n'est pas une erreur pour autant que le but final soit d'obtenir les efforts internes de cisaillement des articulations.

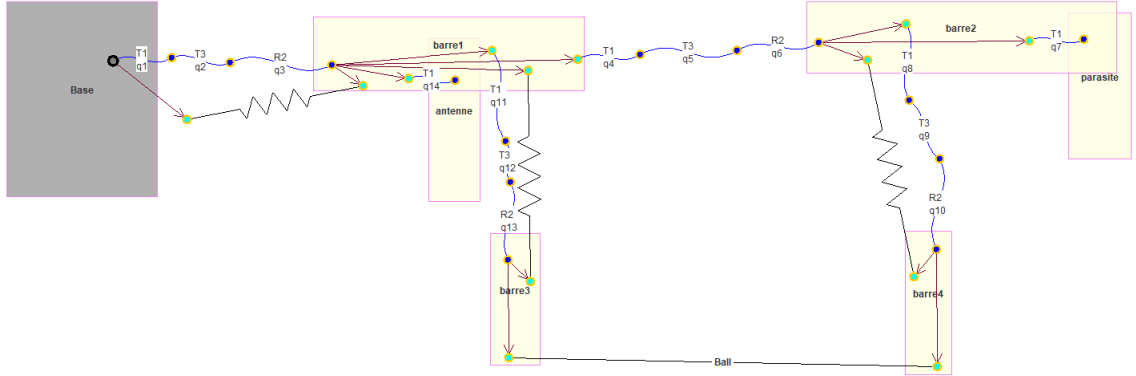


FIGURE 4.11 – Schéma Robotran du bras articulé

En bref.

D'une part, les ressorts d'activation sont implémentés dans les variables $q3$ et $q6$ tel que :

$$F = -(K(\theta - \theta_0) + C \frac{d\theta}{dt})$$

où K est la constante de raideur du ressort, θ est la coordonnée polaire relative de la barre, θ_0 est l'angle de la position de repos et C est le coefficient d'amortissement du ressort. Pour les deux ressorts, nous avons déterminé ces deux coefficients par essai-erreur. Les paramètres du premier sont $K = 5\mu N m / rad$ et $C = 1\mu N m s / rad$ et du deuxième sont $K = 1.2\mu N m / rad$ et $C = 1\mu N m s / rad$. Les deux ressorts ont une position au repos de 0.05 radian pour garantir un maintien une fois le bras déployé.

D'autre part, les contacts sont implémentés au moyen de pseudo-ressorts simulant l'aplatissement d'un élément en caoutchouc tel que :

$$F = -(K(Z - Z_0) + C \frac{dZ}{dt})$$

où K est la constante de raideur, Z est la distance entre les extrémités du pseudo-ressort, Z_0 est sa longueur de repos et C est son coefficient d'amortissement. De la même manière, les paramètres des trois pseudo-ressort ont été obtenus par essai-erreur, ils sont les mêmes à l'exception de la longueur de repos du premier sur la base. Ils valent $K = 1.5 N / m$, $C = 6 N s / m$, $Z_{0base} = 65\mu m$ et $Z_0 = 3.5 mm$. Notons

que la force engendrée par ces pseudo-ressorts ne s'applique qu'en compression puisqu'ils simulent le contact au caoutchouc.

4.3.2 Résultats

Le mouvement du bras articulé se divise en 4 étapes résumées à la figure 4.12.

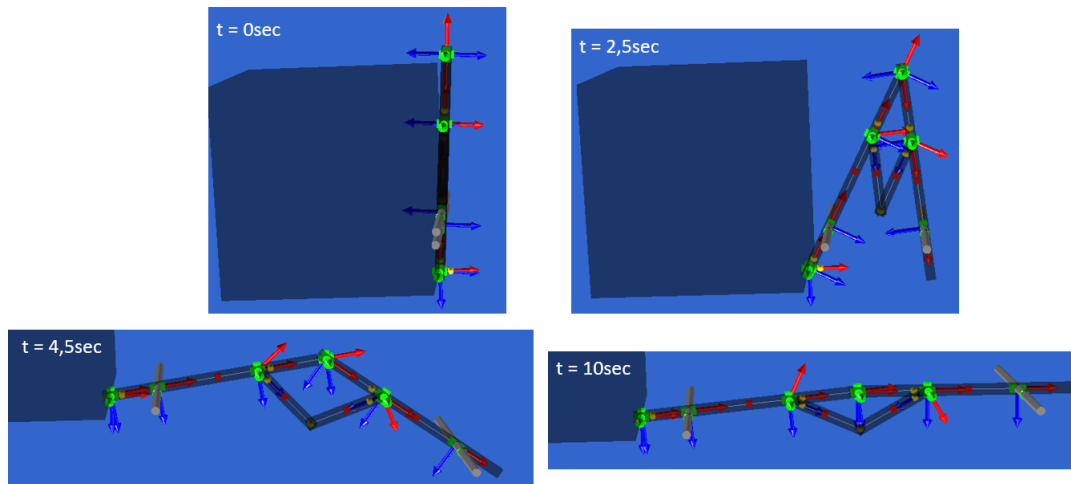


FIGURE 4.12 – Mouvement du bras articulé

Le moment critique correspond au moment où les barres touchent leur contact. Cela survient en deux temps : d'abord la barre 1 contre la base et ensuite les barres supérieures contre les inférieures. Aux figures 4.13 et 4.14, les angles relatifs des barres fournissent un repère pour ces moments critiques. On distingue bien les changements d'angles correspondant aux contacts : le premier vers 5 secondes lors du premier contact et le deuxième vers 8 secondes lors du deuxième.

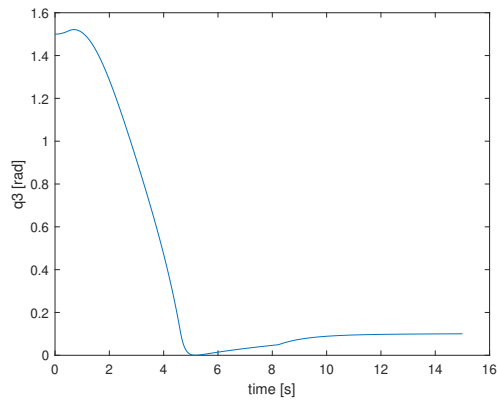


FIGURE 4.13 – Angle relatif de la barre 1

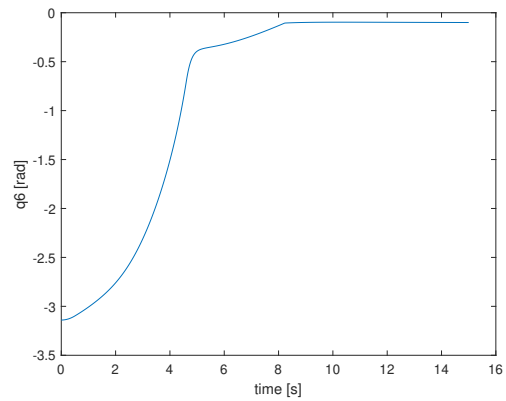


FIGURE 4.14 – Angle relatif de la barre 2

Pour chaque articulation, les efforts internes ne doivent pas dépasser un certain seuil pour que l'on puisse considérer le modèle comme valable. Ce seuil dépend du matériau qui constitue les articulations. Elles sont toutes réalisées en polymère à l'exception de l'articulation de la base qui est une vis en aluminium ou en acier. Ces matériaux sont caractérisés par une limite élastique de cisaillement de 15 MPa pour les polymère et de 100 MPa pour l'aluminium (ou 150 MPa pour l'acier). Les valeurs des forces de cisaillement des articulations sont résumées aux figures 4.15, 4.16, 4.17, 4.18.

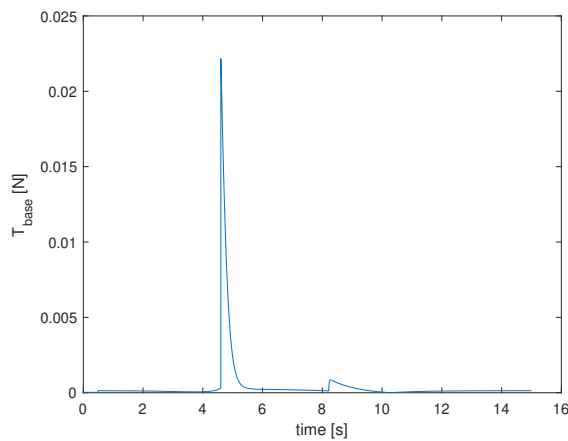


FIGURE 4.15 – Effort dans l'articulation 1

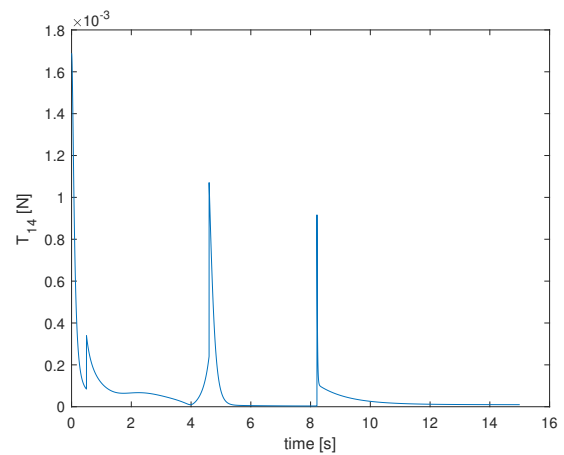


FIGURE 4.16 – Effort dans l'articulation 2

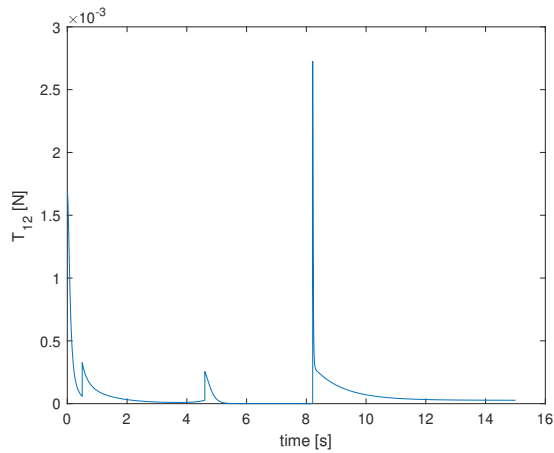


FIGURE 4.17 – Effort dans l’articulation 4

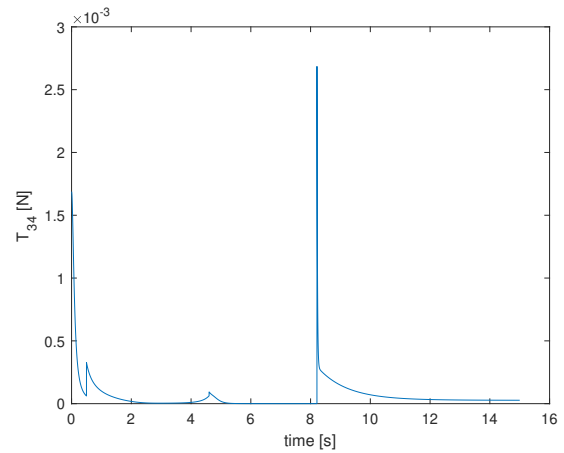


FIGURE 4.18 – Effort dans l’articulation 5

Globalement, ces pics ne dépassent jamais les 10 mN excepté celui de la première articulation sur la base qui atteint les 22 mN. Pour pouvoir valider le modèle, il faut que le cisaillement engendré par ces forces ne dépassent pas la limite d’élasticité de cisaillement. Ce cisaillement est calculé tel que :

$$\tau = 10 \frac{F}{S} = 10 \frac{F}{\pi r^2}$$

où F est la force de cisaillement, r est le rayon de l’arbre de transmission de l’articulation et un facteur de sécurité de 10. Nous obtenons un cisaillement de 0.07MPa pour l’articulation de la base et de 0.0035 MPa pour les autres. Notre modèle est donc dimensionné correctement par rapport aux efforts dynamiques maximaux de cisaillement !

Chapitre 5

Conclusion et perspectives

5.1 Où en est le projet ?

Dans ce premier travail, nous posons les bases du projet. D'abord, le contexte du GNSS-R est introduit, il est utile dans beaucoup de situations concrètes. Nous l'utilisons pour analyser la surface terrestre. Ensuite, nous retraçons les différents éléments qui permettront d'aller plus loin : des rappels théoriques, l'unité de réception et la mécanique utilisée. Après, nous obtenons l'illumination du satellite en tous points de la Terre et à tout moment. Enfin, nous simulons un premier jet du bras articulé qui dépolira les antennes.

L'illumination du satellite sur Terre permettra de connaître en tout temps l'intensité du rayonnement du satellite. Elle est nécessaire pour pouvoir dimensionner les éléments électriques à l'intérieur du satellite. Le bras articulé permettra, quant à lui, de positionner l'antenne et le(s) parasite(s) à bonne distance du satellite. Pour rappel, ce bras devra être répliqué trois autres fois sur chaque côté du satellite.

5.2 Quelles sont les prochaines étapes ?

Toujours dans l'optique de diviser le projet en deux, les prochaines étapes peuvent être réparties en deux catégories.

Partie électrique :

Dans l'ordre, le prochain mémorant devra

- terminer les calculs autour de l'illumination (si besoin)
- conceptualiser et simuler l'architecture externe du satellite (antennes et parasites)
- faire des recherches concernant les matériaux des PCB's
- conceptualiser et simuler l'architecture électrique interne du satellite (récepteur, PCB, câblage,...)

Partie mécanique :

Dans l'ordre, le prochain mémorant devra

- terminer la conception du bras articulé (si besoin)
- clôturer le choix des matériaux du bras
- choisir les éléments mécaniques de ce bras (ressort, caoutchouc,...)
- choisir les méthodes de fabrication des éléments du bras
- intégrer les trois autres bras à la simulation
- conceptualiser le système de rétention du bras (dans notre cas le couteau thermique)
- intégrer les éléments internes du satellite dans la simulation

Une fois que toutes ces étapes ont été validées par simulation, il restera la conception d'un premier prototype pour valider le modèle théorique.

Bibliographie

- [1] *Antennas - Navipedia*. URL : <https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Antennas> (visité le 08/05/2021).
- [2] Milad ASGARIMEHR et al. "Remote Sensing of Precipitation Using Reflected GNSS Signals : Response Analysis of Polarimetric Observations". In : *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing* (2021), p. 1-12. ISSN : 0196-2892, 1558-0644. DOI : 10.1109/TGRS.2021.3062492. URL : <https://ieeexplore.ieee.org/document/9380743/> (visité le 27/04/2021).
- [3] *BeiDou*. In : *Wikipedia*. Page Version ID : 1016971690. 10 avr. 2021. URL : <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=BeiDou&oldid=1016971690> (visité le 29/04/2021).
- [4] *Category:GLONASS - Navipedia*. URL : <https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Category:GLONASS> (visité le 29/04/2021).
- [5] *Category:GPS - Navipedia*. URL : <https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Category:GPS> (visité le 29/04/2021).
- [6] *Cir Clip Din 471 And 472 Spring Steel And Stainless Steel*. indiamart.com. URL : <https://www.indiamart.com/proddetail/cir-clip-din-471-and-472-spring-steel-and-stainless-steel-22071637973.html> (visité le 12/06/2021).
- [7] *Circuit intégré monolithique hyperfréquence*. In : *Wikipédia*. Page Version ID : 151041935. 6 août 2018. URL : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Circuit_int%C3%A9gr%C3%A9_monolithique_hyperfr%C3%A9quence&oldid=151041935 (visité le 08/05/2021).
- [8] *Continuité*. URL : <https://www-ljk.imag.fr/membres/Bernard.Ycart/mel/fp/node3.html> (visité le 07/05/2021).
- [9] *CubeSat*. In : *Wikipédia*. Page Version ID : 182304017. 26 avr. 2021. URL : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=CubeSat&oldid=182304017> (visité le 28/04/2021).

- [10] *FACOM FRANCE* / - *Gamme de lampes torches compactes FACOM*. URL : <https://www.facom.fr/produits/Gamme-de-lampes-torches-compactes-FACOM.html> (visité le 21/05/2021).
- [11] *Fig. 1. Standard 2U CubeSat diagram. CubeSats are small scale...* Research-Gate. URL : https://www.researchgate.net/figure/Standard-2U-CubeSat-diagram-CubeSats-are-small-scale-satellites-composed-of-several_fig1_331595385 (visité le 28/04/2021).
- [12] *File :Gnss-r.png - Navipedia*. URL : <https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/File:Gnss-r.png> (visité le 28/04/2021).
- [13] *Galileo General Introduction - Navipedia*. URL : https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Galileo_General_Introduction (visité le 28/04/2021).
- [14] *Geostationary orbit*. In : *Wikipedia*. Page Version ID : 1019714759. 25 avr. 2021. URL : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Geostationary_orbit&oldid=1019714759 (visité le 29/04/2021).
- [15] *Glonass Satellite Blasts Off on Soyuz to Replenish Russian Navigation Constellation - Spaceflight101*. URL : <https://spaceflight101.com/soyuz-glonass-m-52-launch/> (visité le 28/04/2021).
- [16] *GPS General Introduction - Navipedia*. URL : https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/GPS_General_Introduction (visité le 28/04/2021).
- [17] A GUISSARD et C CRAEYE. “Antennes et propagation-chapitre”. In : (), p. 31.
- [18] *High Earth orbit*. In : *Wikipedia*. Page Version ID : 1003337735. 28 jan. 2021. URL : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=High_Earth_orbit&oldid=1003337735 (visité le 29/04/2021).
- [19] JACKKAT. *Space News : China launches latest Beidou-3M satellite duo*. Space News. 12 jan. 2018. URL : <http://spaceworldsnews.blogspot.com/2018/01/china-launches-latest-beidou-3m.html> (visité le 28/04/2021).
- [20] Yael KOVO. *5.0 Guidance, Navigation & Control*. NASA. 11 mar. 2020. URL : <http://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa-2020/guidance-navigation-and-control> (visité le 09/05/2021).
- [21] *Les satellites GPS*. URL : <http://ressources.univ-lemans.fr/AccesLibre/UM/Pedago/physique/02/divers/gps2.html> (visité le 29/04/2021).
- [22] *Low Earth orbit*. In : *Wikipedia*. Page Version ID : 1018364144. 17 avr. 2021. URL : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Low_Earth_orbit&oldid=1018364144 (visité le 29/04/2021).

- [23] *Medium Earth orbit*. In : *Wikipedia*. Page Version ID : 1017104605. 10 avr. 2021. URL : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Medium_Earth_orbit&oldid=1017104605 (visité le 29/04/2021).
- [24] *Polarisation (optique)*. In : *Wikipédia*. Page Version ID : 176457340. 10 nov. 2020. URL : [https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Polarisation_\(optique\)&oldid=176457340](https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Polarisation_(optique)&oldid=176457340) (visité le 03/05/2021).
- [25] *Réflexion (optique)*. In : *Wikipédia*. Page Version ID : 178226874. 30 déc. 2020. URL : [https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=R%C3%A9flexion_\(optique\)&oldid=178226874](https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=R%C3%A9flexion_(optique)&oldid=178226874) (visité le 30/05/2021).
- [26] *Spherical coordinate system*. In : *Wikipedia*. Page Version ID : 1019103996. 21 avr. 2021. URL : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Spherical_coordinate_system&oldid=1019103996 (visité le 07/05/2021).
- [27] *Spherical harmonics*. In : *Wikipedia*. Page Version ID : 1016676160. 8 avr. 2021. URL : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Spherical_harmonics&oldid=1016676160 (visité le 03/05/2021).
- [28] *Spherical harmonics - Knowino*. URL : https://www.theochem.ru.nl/~pwormer/Knowino/knowino.org/wiki/Spherical_harmonics.html (visité le 03/05/2021).
- [29] *Système de positionnement par satellites*. In : *Wikipédia*. Page Version ID : 180895106. 15 mar. 2021. URL : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Syst%C3%A8me_de_positionnement_par_satellites&oldid=180895106 (visité le 27/04/2021).
- [30] Sokolow VALENTIN et al. “SCANNING GNSS-R BEAMS FROM CUBESATS USING SEQUENTIALLY ROTATED DEPLOYABLE DIPOLES”. In : (), p. 4.
- [31] Ing J WERTZ et Dr V LENAERTS. “Conception et réalisation du système de déploiement des antennes du nanosatellite OUFTEI”. In : (), p. 25.
- [32] Jens WICKERT et al. “GEROS-ISS : GNSS RE[U+FB02]ectometry, Radio Occultation, and Scatterometry Onboard the International Space Station”. In : *IEEE JOURNAL OF SELECTED TOPICS IN APPLIED EARTH OBSERVATIONS AND REMOTE SENSING* 9.10 (2016), p. 30.
- [33] *World Climate Research Programme (WCRP)*. URL : <https://www.wcrp-climate.org/> (visité le 15/05/2021).

Annexe A

Tables des procédés

	Colle	Visses	Pattes
Poids	V	X	V
Volume	V	X	V
Vibration	X	V	V
Température	X	V	V
Fixation	-	V	X
Isolement électrique	V	V	X
Réglage	X	V	X
Connexion	-	X	V

TABLE A.1 – Table des Fixations

	Cale	Fil	Ressort
Simplicité	V	X	V
Stabilité	V	V	V
Poids	X	X	V
Surchauffe	V	X	V
Testabilité	V	X	V
Précision	V	V	X
Robustesse	X	V	V
Flexion	V	V	X

TABLE A.2 – Table des Rétentions

	Ressort	Flexion	Tourniquet
Poids	V	V	V
Robustesse	V	V	X
Enrayage	X	V	V
Flexion	X / V	X	V
Volume	V	X	X
Rotation	V	V	X

TABLE A.3 – Table des Actionnements

	Coulissement	Flexion	Pantographe
Volume	V	X	V
Poids	V	V	X
Enrayage	X	V	V
Flexion	V	X	V
Déclenchement unique	V	V	V
Adaptabilité	V	X	V

TABLE A.4 – Table des Mouvements

Annexe B

Datasheet du Roger 5880 et 6002

PROPERTY	TYPICAL VALUES				DIRECTION	UNITS ^[1]	CONDITION	TEST METHOD
	RT/duroid 5870		RT/duroid 5880					
^[1] Dielectric Constant, ϵ_r Process	2.33	2.20	2.20	2.20 ± 0.02 spec.	Z	N/A	C24/23/50 C24/23/50	1 MHz IPC-TM-650 2.5.5.3 10 GHz IPC-TM 2.5.5.5
^[1] Dielectric Constant, ϵ_r Design	2.33	2.20			Z	N/A	8 GHz - 40 GHz	Differential Phase Length Method
Dissipation Factor, tan δ	0.0005 0.0012	0.0004 0.0009			Z	N/A	C24/23/50 C24/23/50	1 MHz IPC-TM-650, 2.5.5.3 10 GHz IPC-TM-2.5.5.5
Thermal Coefficient of ϵ_r	-115	-125			Z	ppm/°C	-50 - 150°C	IPC-TM-650, 2.5.5.5
Volume Resistivity	2 X 10 ¹²	2 X 10 ¹²			Z	Mohm cm	C96/35/90	ASTM D257
Surface Resistivity	2 X 10 ¹⁰	3 X 10 ¹⁰			Z	Mohm	C96/35/90	ASTM D257
Specific Heat	0.96 (0.23)	0.96 (0.23)			N/A	J/g/K (cal/g/°C)	N/A	Calculated
Tensile Modulus	Test at 23 °C	Test at 100 °C	Test at 23 °C	Test at 100 °C	N/A	MPa (kpsi)	A	ASTM D638
	1300 (189)	490 (71)	1070 (156)	450 (65)	X			
	1380 (185)	430 (63)	860 (125)	380 (55)	Y			
	50 (7.2)	34 (4.8)	22 (4.2)	20 (2.9)	X			
ultimate stress	42 (6.1)	34 (4.8)	27 (3.9)	18 (2.6)	Y			
	9.8	8.7	6.0	7.2	X			
ultimate strain	9.8	8.6	4.9	5.8	Y	%		
Compressive Modulus	1210 (176)	680 (99)	710 (103)	500 (73)	X	MPa (kpsi)	A	ASTM D695
	1360 (198)	860 (125)	710 (103)	500 (73)	Y			
	803 (120)	520 (76)	940 (136)	670 (97)	Z			
	30 (4.4)	23 (3.4)	27 (3.9)	32 (3.2)	X			
ultimate stress	37 (5.3)	25 (3.7)	29 (5.3)	21 (3.1)	Y			
	54 (7.8)	37 (5.3)	52 (7.5)	43 (6.3)	Z			
ultimate strain	4.0	4.3	8.5	8.4	X	%		
	3.3	3.3	7.7	7.8	Y			
	8.7	8.5	12.5	17.6	Z			
Moisture Absorption	0.02	0.02	0.02	0.02	N/A	%	.062" (1.6mm) D48/50	ASTM D570
Thermal Conductivity	0.22	0.20	0.20	0.20	Z	W/m/K	80°C	ASTM C518
Coefficient of Thermal Expansion	22	28	31	48	X	ppm/°C	0-100°C	IPC-TM-650, 2.4.41
	173	237	237	237	Z			
Td	500	500	500	500	N/A	°C TGA	N/A	ASTM D3850
Density	2.2	2.2	2.2	2.2	N/A	gm/cm ³	N/A	ASTM D792
Copper Peel	27.2 (4.8)	31.2 (5.5)	31.2 (5.5)	31.2 (5.5)	N/A	pli (N/ mm)	1 oz (35mm) EDC foil after solder float	IPC-TM-650 2.4.8
Flammability	V-0	V-0	V-0	V-0	N/A	N/A	N/A	UL94
Lead-Free Process Compatible	Yes	Yes	Yes	Yes	N/A	N/A	N/A	N/A

[1] Specification values are measured per IPC-TM-650, method 2.5.5.5 @ ±0.02Hz, 23°C. Testing based on 1 oz. electroplated copper foil. ϵ_r values and tolerance reported by IPC-TM-650 method 2.5.5.5 are the basis for quality acceptance, but for some products these values may be incorrect for design purposes, especially microstrip designs. We recommend that prototype boards for new designs be verified for desired electrical performance.

[2] Typical values should not be used for specification limits, except where noted.

[3] ϵ_r unit given first with other frequently used units in parentheses.

[4] The design DR is an average number from several different tested lots of material and on the most common thicknesses. If more detailed information is required, please contact Rogers Corporation. Refer to Rogers' technical paper "Dielectric Properties of High Frequency Materials" available at <http://www.rogerscorp.com>.

Standard Thickness	Standard Panel Size	Standard Copper Cladding	Non-Standard Copper Cladding
0.005" (0.127mm) 0.010" (0.254mm) 0.015" (0.381mm) 0.020" (0.508mm) Non-standard thicknesses are available	18" x 12" (457 x 305mm) 48" x 24" (457 x 610mm) Non-standard sizes are available up to 18" x 48" (457 x 1219 mm)	1/2 oz. (1.8µm) and 1 oz. (3.5µm) electroplated and rolled copper foil	1/2 oz. (9µm) electroplated copper foil 1/2 oz. (15µm), 1 oz. (25µm) and 2 oz. (70µm) reverse treat copper foil 2 oz. (70µm) electroplated and rolled copper foil
Thick metal claddings may be available based on dielectric and plate thickness. Contact customer service for more information on available non-standard and custom thicknesses, claddings and panel sizes			

TABLE B.1 – Datasheet du Roger 5880 et 6002

Annexe C

Liste du matériel du bras articulé

Pièce	Quantité
Attache de base	X1
Vis	X3
Boulon	X1
Ressort à torsion	X2
Grande barre	x2
Petite barre	X2
Grand arbre de transmission	X1
Petit arbre de transmission	X3
Capot	X2
Antenne	X1
Parasite	X1 (ou x2)
Circlips	X6
Caoutchouc	X3

TABLE C.1 – Liste du matériel

UNIVERSITÉ CATHOLIQUE DE LOUVAIN
École polytechnique de Louvain

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